



Державне підприємство
"Конструкторське бюро "Південне" ім. М.К. Янгеля"

ОСНОВНІ ПРИНЦИПИ ПРОЕКТУВАННЯ ТА КОНСТРУЮВАННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ, КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ТА ЇХ СИСТЕМ

Навчально-методичний посібник

Розробник

Провідний науковий спеціаліст

д.т.н., професор В.С. Хорошилов

Виконавець

Зав. аспірантури

Н.П. Зикова

Дніпро
2022

Зміст

ВСТУП	5
1 ОСНОВНІ ПОЛОЖЕННЯ ПРОЕКТУВАННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ	6
1.1 Суть проектування та його вагомість в процесі розробки	6
1.2 Етапи проектування та задачі, що вирішуються	7
1.3 Організація процесу проектування	10
2 ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ ПРОЕКТУВАННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ.....	12
2.1 Визначення мети	12
2.2 Показники, критерії та обмеження.....	13
2.3 Особливості вирішення багатокритеріальних задач	15
2.4 Математична модель ракети-носія	16
2.5 Аналіз та оцінювання ризиків.....	17
3 РОЗРОБКА ПРИНЦИПОВОЇ ТА КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНУВАЛЬНОЇ СХЕМИ РАКЕТИ-НОСІЯ	19
3.1 Кількість ступенів та схема їх розташування.....	19
3.2 Схеми виведення космічного апарата на задану орбіту	20
3.3 Конструктивно-компонувальна схема.....	21
3.4 Системи розділення ступенів.....	25
3.5 Схеми старту.....	27
4 БАЛІСТИЧНІ РОЗРАХУНКИ	29
4.1 Загальні питання формування траєкторії ракети-носія.....	29
4.2 Основні схеми виведення космічних апаратів на орбіту	31
4.3 Опис руху ракети-носія на активній ділянці траєкторії.....	35
4.4 Розрахунок основних параметрів руху на пасивній ділянці траєкторії...56	
5 КЕРОВАНІСТЬ І СТІЙКІСТЬ РАКЕТИ-НОСІЯ.....	65
5.1 Визначення і загальні поняття	65
5.2 Вимоги, склад, характеристики системи керування.....	66
5.3 Органи керування.....	67
6 АЕРОДИНАМІЧНІ РОЗРАХУНКИ.....	70
6.1 Основні задачі аеродинаміки	70
6.2 Методи визначення аеродинамічних характеристик та їх аналіз.....	73
6.3 Особливості аеродинаміки блочних ракет.....	74

6.4	Вплив надбудов на аеродинамічні характеристики ракет.....	75
7	ТЕМПЕРАТУРНІ РЕЖИМИ ТА ТЕПЛОЗАХИСТ	76
7.1	Задачі теплових розрахунків	76
7.2	Фактори, що визначають температурні режими відсіків ракети.....	77
8	НАВАНТАЖЕННЯ ТА МІЦНІСТЬ.....	84
8.1	Статичні навантаження.....	92
8.2	Навантаження на ракету-носій	93
8.3	Структура програмного забезпечення.....	99
8.4	Вхідні дані.....	104
8.5	Результати аналізу. Генерація відліку.....	104
8.6	Методи розрахунку міцності виробів.....	105
8.7	Методи розрахунку паливних баків на міцність	105
8.8	Методи розрахунку паливних баків на міцність	108
9	ОСНОВИ ПОБУДОВИ І ФУНКЦІОНУВАННЯ РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК (РРДУ).....	126
9.1	Задачі, вирішувані РРДУ	126
9.2	Загальні вимоги до РРДУ	128
9.3	Специфічні вимоги до РРДУ.....	132
9.4	Вимоги до компонентів палива та до їх характеристик	133
9.5	Перспективи розвитку РРДУ	138
9.6	Перспективні схеми РРДУ.....	140
9.7	Основні конструктивні схеми ракетних двигунів на твердому паливі..	145
10	ПРОЕКТУВАННЯ КОРПУСІВ РАКЕТ-НОСІЇВ	157
10.1	Складові частини комплексного завдання раціонального конструювання ракетних конструкцій.....	157
10.2	Компонувальна схема і навантаження ракети як основа розробки силової схеми і конструкції.....	160
10.3	Силова схема.....	162
10.4	Рекомендації щодо вибору конструкційних матеріалів і типів конструкцій основних силових елементів	165
10.5	Конструювання корпусів паливних баків	168
10.6	Способи установки на паливних баках елементів різних систем	178
10.7	Вибір матеріалів та технологій виготовлення ракет-носіїв	181

11 ПРОЕКТУВАННЯ ПНЕВМОГІДРАВЛІЧНИХ СИСТЕМ РІДИННИХ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСІЇВ.....	186
11.1 Призначення та загальні положення	186
11.2 Функціональний склад	186
11.3 Основні вимоги	188
11.4 Основні параметри.....	189
11.5 Робота пневмогідролічної системи III ступені РН «Циклон-4»	190
11.6 Особливості ПГС РН на криогенних компонентах палива.....	193
11.7 Системи контролю рівня палива при заправці.....	196
11.8 Система одночасного спорожнення баків	200
12 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВІДПРАЦЮВАННЯ. ЛЬОТНО-КОНСТРУКТОРСЬКІ ВИПРОБУВАННЯ.....	204
12.1 Експериментальне відпрацювання.....	204
12.2 Завдання льотно-конструкторських випробувань.....	209
12.3 Вимірювання при льотних випробуваннях	211
12.4 Наземний комплекс обробки вимірів	213
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....	216

ВСТУП

Україна володіє повним циклом створення ракет-носіїв, а навчальна література з багатьох напрямків ракетно-космічної тематики дуже обмежена. Це стосується, в першу чергу, таких фундаментальних дисциплін як проектування та конструювання ракет.

У той же час на українських підприємствах ракетно-космічної галузі накопичено багатий практичний досвід проектно-конструкторських розробок.

У навчально-методичному посібнику розглядаються більшість питань з проектування та конструювання ракет-носіїв, космічних апаратів та їх систем.

Навчально-методичний посібник містить результати багаторічної колективної праці декількох поколінь проєктантів і конструкторів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» і його суміжників, завдяки досягненням яких Україна відбулась як космічна держава.

Автори переслідували мету викласти матеріал курсу з позицій практичного проектування ракет-носіїв.

Систематизація, опрацювання та збереження досягнутого досвіду у вигляді, придатному для вивчення аспірантами, є запорукою подальшого розвитку ракетобудування в нашій країні.

Посібник адресований аспірантам, що працюють над дисертацією за фахом «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

1 ОСНОВНІ ПОЛОЖЕННЯ ПРОЕКТУВАННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ

1.1 Суть проектування та його вагомість в процесі розробки

Коротко проектування можна охарактеризувати як вид цілеспрямованої творчої діяльності зі створення нових технічних систем. Термін «проектування» походить від латинського *proiectus*, що означає «кинутий вперед» та значною мірою відображає суть цього процесу. Справді, є сенс проектувати тільки ті системи, що в даний момент не існують та які будуть функціонувати в майбутньому.

Розробка проекту нової ракети-носія (РН) обов'язково передбачає або вирішення нею нових завдань, що не розв'язуються існуючими РН, або поліпшення якості вже існуючих. Як у першому, так і у другому випадках проектування означає крок вперед, у майбутнє.

Детальному проектуванню РН передує розробка концепції створення ракетно-космічного комплексу (РКК), складовою частиною якого є ракета-носій. РКК та РН є складними технічними системами. Будовою та характеристиками вони суттєво впливають одне на одного, а процеси їх проектування є сумісними та довготривалими. Рішення щодо напрямів створення РКК і РН приймають за умов пріоритетного забезпечення якості РКК у цілому.

Проектування складних ракетно-космічних систем – це багатоетапний творчий процес розробки нових технічних рішень, націлений на виконання завдань, що раніше не вирішувались, або на підвищення досконалості нових систем порівняно з наявними прототипами.

Відмічена у цьому визначенні багатоетапність проектування - це данина складній структурі проектуваного об'єкта. Такі об'єкти розробляють шляхом послідовних наближень, від загального до окремого, від загальної системи до все дрібніших її складових.

Період від початку проектування РН та ракетно-космічного комплексу до зняття останнього виготовленого зразка з експлуатації називають життєвим циклом РН. Він містить тривалості проектування, випробування дослідних зразків, підготовки виробництва, серійного виробництва та експлуатації РН і РКК. Загальна тривалість життєвого циклу для ракет-носіїв становить 40 і більше років. Із них проектування займає до 25 відсотків часу.

Проектування є початковим та надзвичайно важливим етапом життєвого циклу РН. Вагомість його полягає у тому, що саме на цьому етапі закладають та забезпечують прийнятими технічними рішеннями рівень усіх корисних властивостей, що відповідають об'єктивним вимогам не тільки сьогодення, а й тим, що можуть з'явитись у майбутньому у процесі експлуатації ракетно-космічного комплексу. Від правильності вибору на цьому етапі цілей розробки, технічних рішень та вихідних даних залежать якісні показники проектуваної РН, її затребуваність, термін морального старіння, конкурентоспроможність на світовому космічному ринку та успішність самого процесу проектування.

Суттєві зміни проекту на наступних етапах життєвого циклу певної РН неможливі, а якщо вони все-таки виявились необхідними, то це фактично означає необхідність почати проектування нового зразка РН, а також вказує на низьку

якість розробленого зразка, що спричинилась допущеними помилками проектування.

Велике значення має активізація творчої діяльності при проектуванні ракетно-космічних систем, оскільки вона суттєво впливає як на рівень якості розробки, так і на темпи підвищення продуктивності праці проектувальника. Досвід показує, що темпи підвищення продуктивності творчої праці, особливо у таких наукоємних галузях як ракетно-космічна, визначають рівень технічного та економічного розвитку держави та інтелектуальний потенціал нації. Відставання у цьому питанні може призвести до серйозних негативних наслідків для країни в цілому.

1.2 Етапи проектування та задачі, що вирішуються

В Україні основним міжгалузевим керівним документом є Закон України про космічну діяльність (Відомості Верховної Ради України (ВВР), 1997, № 1, ст. 2). Проектування, виготовлення і експлуатація РКК та його складових частин здійснюють за такими етапами:

- науково-дослідні роботи;
- аванпроект (технічні пропозиції);
- ескізний проект;
- розробка робочих документів на складові частини;
- виготовлення дослідних зразків, попередні випробування та коригування робочих документів;
- приймальні випробування, у тому числі льотні;
- підготовка документів на серійне виробництво складових;
- підготовка і освоєння серійного виробництва, виготовлення та випробування складових частин;
- введення в експлуатацію;
- експлуатація.

Маючи єдину кінцеву мету – розробку проекту РН та його складових для вирішення конкретних космічних завдань, кожен з цих етапів відрізняється завданнями, підходами та методами їх виконання, змістом та обсягом задіяних ресурсів, акцентами на тих чи інших проблемах проектування РН. Кожен з перелічених етапів, ідучи один за одним у хронологічній послідовності, забезпечує наступний, а його, в свою чергу, забезпечує попередній етап проектування.

Основний обсяг робіт припадає на етапи розробки технічних пропозицій і ескізного проекту, а також на науково-дослідні роботи, що передують етапу розробки технічних пропозицій.

Науково-дослідні роботи

Основні завдання етапу:

- аналіз світового космічного ринку, прогнозування його розвитку та виявлення найбільш прийнятних секторів та ніш ринку;
- дослідження стану, можливостей та шляхів розвитку науково-технічного та економічного потенціалів ракетно-космічної галузі країни;
- проектно-пошукові дослідження щодо визначення ефективних напрямів

розв'язання виявлених завдань;

- пошук ефективних напрямків, обґрунтування доцільності та визначення реальності створення РН та її складових частин.

Етап «Науково-дослідні роботи» відрізняється великою кількістю невизначеностей, низьким рівнем систематизації проектно-пошукових робіт, великим обсягом організаційних питань. Наслідком є велика тривалість цього етапу, яка може становити до 50 відсотків часу, відведеного на проектування.

При цьому значимість пошукових науково-дослідних робіт надзвичайно висока, бо їх кінцевою метою є формування основних вимог до РН та її складових у вигляді тактико-технічного завдання (ТТЗ), за якими запроваджують проектування на етапі розробки аванпроекту.

Аванпроект (технічні пропозиції)

Основні завдання етапу:

- визначення основних тактико-технічних характеристик об'єкту проектування та можливості їх поліпшення;
- опрацювання питань цільового використання, оцінка ефективності застосування РКК/РН;
- розробка та обґрунтування основних технічних рішень і принципів функціонування РКК та його складових частин, які мають забезпечити досягнення визначених технічних, економічних і експлуатаційних характеристик;
- напрацювання можливих варіантів схем РКК/РН або їх частин; попередня оцінка складу, габаритно-масових, енергетичних та інших основних характеристик;
- обґрунтований вибір оптимального варіанта РКК/РН і їх складових частин; конструкційних та теплозахисних матеріалів, компонентів палива тощо з урахуванням надійності, можливостей експериментальної і виробничої баз, техніко-економічних показників, безпеки, захисту від несанкціонованого пуску;
- оцінка можливих шляхів реалізації проекту (в т.ч. встановлення кооперації);
- опрацювання основних схемно-конструктивних і організаційно-технічних рішень щодо забезпечення безпеки експлуатації РКК та його складових частин;
- попереднє обґрунтування випробувань в умовах дії обмежень на проведення льотних випробувань;
- аналіз повноти виконання тактико-технічного завдання, оцінка можливості реалізації проекту РКК, РН та їх складових;
- аналіз відповідності технічного рівня РКК та його складових передовим досягненням вітчизняної і закордонної науки та техніки; порівняння з кращими вітчизняними і закордонними об'єктами-аналогами;
- оцінка техніко-економічних показників РКК, витрат на технологічне забезпечення, підготовку виробництва та капітальне будівництво;
- опрацювання питань захисту довкілля при створенні, виробництві та експлуатації РКК та його складових частин;
- оцінка конкурентоспроможності РКК на внутрішньому та світовому космічному ринку;

- аналіз перспектив використання РКК та його складових, удосконалення їх і визначення можливостей застосування у наступних розробках;

Основні підсумки робіт оформлюють у вигляді документа, що має назву «Аванпроект» («Технічні пропозиції»).

Головні цілі етапу – вибір напряму створення РН і її складових, уточнення тактико-технічного завдання на розробку та достатньо глибоке опрацювання можливостей створення РН.

Після розгляду і затвердження результатів «Аванпроекту» приймається рішення про доцільність подальшого проектування. Це рішення має бути високого технічного (або навіть державного) рівня, бо надається дозвіл на так звану «повномасштабну розробку» на етапі ескізного проекту, особливістю якого є суттєве зростання технічних і організаційних ризиків та необхідних ресурсів на проведення робіт.

Ескізний проект

Основні завдання етапу:

- однією з перших дій для Головного підприємства-розробника має бути підготовка та видача технічних завдань (ТЗ) та/або початкових даних співвиконавцям (підрядникам) на розробку окремих підсистем, вузлів чи агрегатів (наприклад, на двигуни, систему управління, рульові агрегати та ін.);
- ґрунтова проектно-конструкторська розробка усіх складових елементів РКК/РН, з аналізом і вибором найкращих конструкційних матеріалів та принципів, схемних, конструктивних і технологічних рішень;
- розробка, аналіз та прийняття (в разі доцільності) нових проектних і конструкторських пропозицій творчого характеру, та їх експериментальне відпрацювання (при необхідності);
- виконання усіх необхідних розрахунків (аеродинамічних, балістичних, теплових, навантажень, міцності, керованості та ін.) в повному обсязі для усіх складових системи, що цього потребують;
- випуск проектно-конструкторських документів (пояснювальних записок, креслень загальних видів, 3Д моделей тощо).
- уточнення основних характеристик РКК та його складових частин за результатами розрахунково-теоретичних, експериментальних та інших робіт;
- обґрунтування технічних рішень зі створення РКК та його складових частин;
- розробка схеми та визначення умов експлуатації, а також схемно-конструктивних та організаційних рішень щодо забезпечення безпеки експлуатації РКК та його складових частин, зняття з експлуатації та утилізації;
- уточнення техніко-економічних показників РКК та його складових частин;
- оцінка впливу на довкілля, розробка заходів щодо охорони довкілля в процесі розробки, виготовлення та експлуатації РКК та його складових частин;
- обґрунтування виконання тактико-технічного завдання (ТТЗ);
- розробка програми забезпечення надійності;
- уточнена оцінка конкурентоспроможності на світовому космічному рин-

ку.

Завершують етап випуском «Ескізного проекту».

Роботи на цьому етапі порівняно з попереднім мають ще більше виражений проектно-конструкторський характер з великим обсягом розрахунків, що підтверджують працездатність конструкції всіх елементів РН та її складових частин.

Головними цілями розробки ескізного проекту є:

- теоретичне (для усіх складових) і експериментальне (для принципово нових рішень) обґрунтування основних характеристик, технічних і технологічних рішень зі створення РН та її складових частин;
- обґрунтування техніко-економічних показників;
- розробка і узгодження з підприємствами-співвиконавцями вихідних даних з метою випуску робочих конструкторських і технологічних документів на РН та її складові частини для підготовки виробництва.

Етапом розробки ескізного проекту закінчуються (в основному) проектні роботи і розпочинається етап підтвердження і затвердження отриманих результатів ескізного проекту та планування подальших дій (етап технічного проектування, який застосовується при необхідності), а також етап розробки робочої конструкторської документації на штатні (серійні) вироби та на дослідні зразки.

В цілому, процес розробки виробів РКТ проходить декілька послідовних наближень. Його можна представити у вигляді спіралі, що розширюється (рис. 1.1).

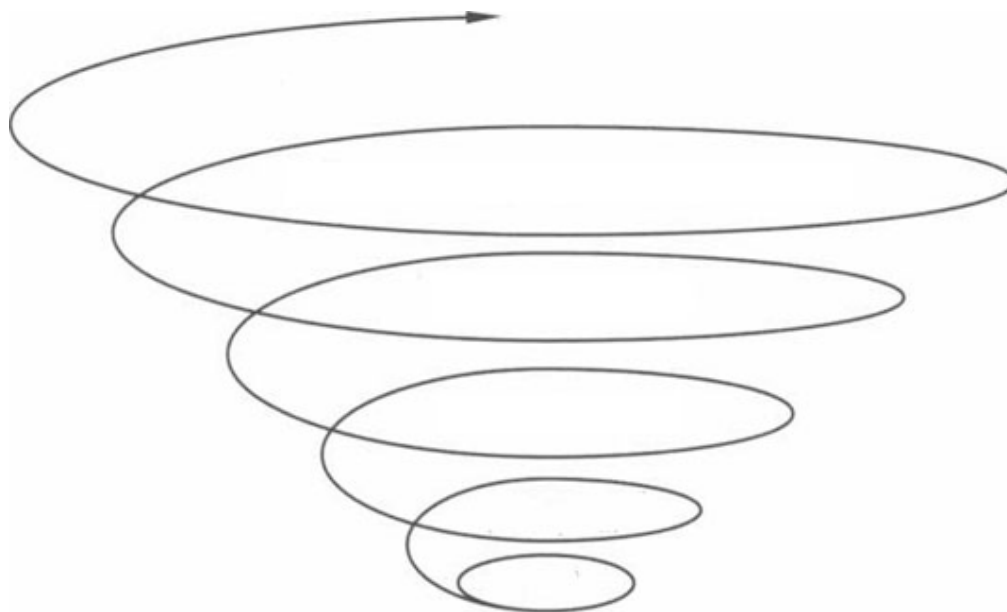


Рис. 1.1. Схема етапів розробки РКК/РН

Збільшення розміру витків спіралі від етапу до етапу показує зростання об'єму і глибини проектних і конструкторських робіт та ступеня деталізації розробки системи.

1.3 Організація процесу проектування

Складна структура ракетно-космічного комплексу та ракети-носія, радикальна різниця у призначенні, будові, принципах роботи, використаних матеріалах

та технологіях виробництва їх підсистем обумовлюють участь у розробці, зокрема, у проектуванні їх складових частин, великої кількості спеціалізованих проектно-конструкторських та науково-дослідних організацій, кожна з яких відповідає за одну чи кілька (близьких за призначенням та принципами роботи) підсистем.

Така безліч організацій є ієрархічною структурою з обов'язковим підпорядкуванням нижнього рівня вищестоячому рівню ієрархії. Керівництво у сфері управління і координації діяльності українських підприємств, установ та організацій космічної і суміжної галузей при створенні та експлуатації РКК здійснює Державне космічне агентство України (ДКАУ).

Проектування РКК та РН здійснюють на підставі документів, що регламентують їх розробку. Проектування об'єктів ракетно-космічної техніки, передбачене Національною космічною програмою України або документами Уряду України, здійснюють за тактико-технічним завданням (ТТЗ) державного замовника. Замовниками також можуть бути юридичні та фізичні особи, зареєстровані на території України, а також іноземні та міжнародні організації.

Головним підприємством-розробником є конструкторське бюро, що здійснює загальне проектування РКК та РН. Безпосередньо з ним контактують головні розробники основних складових частин РКК та РН.

До таких систем належать система управління РН, двигуні установки, компоненти палива, стартовий комплекс та деякі інші, склад яких визначається особливостями проєктованих РН. Головні розробники складових частин, у свою чергу, мають ряд власних суміжних організацій, що розробляють за завданням головного розробника певної системи яку-небудь її частину (підсистему).

Основою взаємодії між організаціями є два типи документів: технічні завдання на розробку кожної системи та документи наскрізного планування.

Головне підприємство-розробник є замовником для підприємств-співвиконавців і на підставі ТТЗ видає їм технічні завдання (ТЗ) на складові частини та укладає з ними договори (контракти) на виконання робіт. У разі необхідності додатково до ТЗ замовник розробляє та видає вихідні дані в узгодженому складі.

До складу документів наскрізного планування входять:

- генеральний графік створення;
- плани-графіки розробки аванпроекту (технічних пропозицій) і ескізного проекту;
- плани-графіки розробки, відпрацювання та виготовлення складових частин;
- план робіт за програмами забезпечення надійності і безпеки;
- плани капітального будівництва, створення наземних об'єктів, стендів.

Результати робіт на кожному етапі розглядаються державними замовником (замовником). Позитивні висновки замовника є підставою для уточнення ТТЗ (ТЗ) і прийняття рішення про подальше проведення робіт.

2 ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ ПРОЕКТУВАННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ

2.1 Визначення мети

В системному проектуванні мета розглядається як абстрактна модель неіснуючого, але бажаного стану системи. Мета може задаватися вимогами до показників результативності (цільової віддачі) та/або вимогами до шляхів досягнення заданого результату.

Визначення мети завжди починається з формулювання проблеми.

При проектуванні систем будь-яка проблема розглядається не як самостійна, а як об'єкт з числа взаємопов'язаних проблем (задач), результати вирішення яких відібраються на показниках надсистем та підсистем даної системи. У зв'язку з цим до визначення конкретної мети переходять тільки після проведення ієрархічної структуризації початкової проблеми.

Найчастіше цілевизначення здійснюється методом побудови дерева цілей. Основне завдання, що при цьому вирішується, полягає в переводі початкової (глобальної) мети до кінцевого набору відносно простих цілей, для досягнення яких можуть бути визначені конкретні задачі та застосовані певні процедури їхнього вирішення.

Для кожного рівня дерева цілей вводяться відповідні показники, критерії та обмеження (див. п. 2.2.).

Визначення і формулювання цілей є комплексним та складним процесом, результати якого мають надзвичайно важливе значення для успішної розробки системи.

Якщо мету визначено точно, то навіть непряма дорога до неї приведе до успіху, а якщо – неточно, то і найкоротший шлях не дасть очікуваного результату.

Слід підкреслити також велике значення впливу самого формулювання визначеної мети на хід та навіть на результати проектування. В якості прикладу можна розглянути (у спрощеному вигляді) такі два варіанти формулювання однакової по кінцевому результату мети:

а) спроектувати ракету-носій для виведення космічного апарату на задану орбіту;

б) спроектувати технічну систему для доставки космічного апарату на задану орбіту.

Очевидно, що у другому варіанті формулювання мети альтернативні рішення можливих систем виведення будуть запропоновані більш різноманітними і навіть не традиційними за принципом своєї дії, а сама розробка – складнішою та тривалішою.

Особливе місце в характеристиках ракети-носія займають проектні параметри. Так називають характеристики, які забезпечують виконання тактико-технічного завдання (ТТЗ) у широкому діапазоні їх значень, але з різними якісними показниками. Визначають їх найкращі величини шляхом розв'язання оптимізаційної задачі, де оптимізаційними перемінними є проектні параметри. А показник їх оптимальності – один із найважливіших показників якості РН.

Проектні параметри мають такі властивості:

1. На значення проектних параметрів безпосередньо не впливають інші характеристики РН; тобто проектні параметри є незалежними характеристиками.
2. Без знання значень проектних параметрів неможливо визначити інші льотно-технічні характеристики РН.
3. Оптимальні значення проектних параметрів залежать одне від одного: у разі суттєвої зміни одного з них оптимальні значення інших параметрів, як правило, теж будуть іншими.

У математичному плані задачу оптимізації проектних параметрів РН відносять до багатомірних задач нелінійного програмування.

Для розв'язання задачі оптимізації проектних параметрів РН необхідно:

1. Визначити мету оптимізації проектних параметрів і вибрати критерій оптимальності, що відповідає цій меті.
2. Виявити сукупність проектних параметрів, що підлягають оптимізації.
3. Розробити математичну модель, яка у математичній формі відображає вплив проектних параметрів на інші характеристики РН та критерій оптимальності, а також сформулювати основні обмеження, що мають бути врахованими при оптимізації.
4. Вибрати алгоритм пошуку оптимальних проектних параметрів, який має відповідати виду цільової функції і рівнянь зв'язку, а також забезпечувати одержання результату за прийнятний час.

Розробка зазначених чотирьох елементів дозволяє приступити до останнього етапу розв'язання задачі - пошуку оптимальних проектних параметрів.

До вихідних даних належать:

- діапазон варіювання проектних параметрів;
- обмеження, обумовлені цільовим призначенням, умовами експлуатації та розробки РН;
- принципова та конструктивно-компонувальна схема РН;
- константи математичної моделі РН.

Розмірність задачі визначають кількістю проектних параметрів та складністю математичної моделі, і у практиці проектування її розв'язок одержують за допомогою ЕОМ.

2.2 Показники, критерії та обмеження

Основна проблема вирішення задач проектування РКК/РН, як великих технічних систем, полягає у наявності багатьох простих та/або складних показників, що мають бути обов'язково враховані.

Показник, в більшості випадків, – це будь-яка характеристика властивостей об'єкту або процесу (чи його результату), виражена зазвичай у числовій формі.

В якості основних технічних показників (характеристик, параметрів) об'єктів РКК/РН можна назвати, наприклад, такі: початкова (стартова) маса; маса корисного вантажу; тип, марка та кількість палива; тяга двигунів та час їхньої роботи; «суха» маса конструкції, траєкторні параметри та багато ін.

Серед численних показників існують декілька найбільш характерних та, як правило, узагальнених, по значенню яких оцінюється оптимальність (раціональ-

ність) рішень, що пропонуються. Вказані показники іменуються критеріями.

Критерій (від грецького κριτήριον – здатність розрізнення, засіб судження, мірило) – це показник, який слугує для оцінки та порівняння відносної вигідності запропонованих альтернативних рішень тим вимогам, що були висунуті до системи в цілому, чи до її компонентів.

По своїй суті критерії можна розглядати як показники цільової віддачі системи чи її компонентів. Ці показники зазвичай мають досягати екстремальних (мінімальних або максимальних) значень.

Для характеристики складних систем важко вибрати один критерій (один показник цільової віддачі), який би повністю задовольняв усім вимогам. З іншого боку, прагнення до всеохоплюючої оцінки системи з застосуванням багатокритеріальної оптимізації дуже ускладнює задачу, а головне, не дає можливості знайти об'єктивно кращого рішення (про особливості вирішення багатокритеріальних задач див. п. 2.3).

На практиці, як правило, багатокритеріальні задачі зводяться до однокритеріальних шляхом вибору основного (найбільш «вагомого») критерію, а інші вимоги до системи розглядаються як обмеження або робляться відносно них суб'єктивні припущення.

Найчастіше до основних критеріїв в задачах проектування ракетно-космічних систем відносять масові, енергетичні, економічні та екологічні.

Одним з найважливіших є критерій мінімальної маси конструкції. Він, як узагальнюючий показник, містить в собі мірило вигідності при оцінці альтернатив у процесі вирішення багатьох проектних та конструкторських задач, а саме – при виборі конструкційних матеріалів та технології виготовлення, аналізі теплових і механічних навантажень, оптимізації параметрів силових елементів конструкції, аналізі та виборі конструкторських рішень тощо.

Критерієм більш високого ієрархічного рівня і, відповідно, більш узагальнюючим є критерій максимальної енергетичної ефективності літального апарату (ЛА) в цілому. Крім врахування необхідності забезпечення мінімальної маси конструкції ЛА енергетичний критерій дозволяє знайти найкращий компроміс між протиріччями, що виникають в питаннях вибору палива, при прийнятті необхідних тягових характеристик двигунів, в процесі порівняння варіантів аеродинамічної компоновки та ін.

Для різних ЛА енергетичний критерій має декілька взаємопов'язаних форм вираження. Наприклад при проектуванні ракети-носія (РН) найчастіше вживаються такі:

- критерій забезпечення максимуму маси корисного вантажу РН;
- критерій досягнення мінімуму стартової маси РН.

Інколи використовується показник оцінки відносної енергетичної вигідності альтернативних рішень, що пропонуються, у вигляді критерію досягнення максимальної величини кінцевої швидкості РН.

Найважливішою рисою розробки та створення виробів РКК/РН, особливо на сучасному етапі розвитку, є застосування того чи іншого *економічного* показника в якості критерію оптимізації. Саме такий критерій, в кінцевому рахунку, свідчить про конкурентоспроможність готової продукції. В задачах проектуван-

ня транспортних ракетних систем доставки КА у космос універсальним і найбільш поширеним вважається *критерій забезпечення мінімальної вартості виведення 1-го кілограма корисного вантажу на задану орбіту*.

Слід зауважити, що сучасний космічний транспортний засіб, який проектується з застосуванням критерію економічної конкурентоспроможності і характеризується мінімальною вартістю та максимально досяжною масою корисного вантажу, багато в чому залежить від спроможності (або відсутності спроможності) до багаторазового використання системи в цілому, чи окремих її складових частин.

2.3 Особливості вирішення багатокритеріальних задач

У житті є багато прикладів протилежностей, які можуть перебувати у стані природного конфлікту (наприклад, «світло–темрява», «сіль–цукор», «масло–гармати», «технологічність конструкції – її маса» та ін.), при цьому треба надати перевагу одній з альтернатив. Задачі, в яких якість рішень, що приймаються, оцінюється за декількома критеріями, доволі поширені в усіх сферах людської діяльності. Характерні вони і для системного проектування ракетно-космічної техніки.

Найголовнішою особливістю багатокритеріальних задач є те, що їхнє успішне розв'язання неможливе без використання різного роду відомостей про ступінь переваг, які надаються особі, що приймає рішення, в процесі вибору тієї чи іншої альтернативи.

Іншими словами, інформація про відносну важливість (ваговий коефіцієнт) кожного з критеріїв є вирішальною. Таким чином, першочерговим слід вважати надзвичайно ретельне, професійне і неупереджене з'ясування джерел походження вказаної інформації, а також того, що вона з себе удає.

Типовою ситуацією при багатокритеріальному виборі технічних рішень є відсутність можливості кількісно оцінити частину даних. Найчастіше вказане стосується вагових коефіцієнтів критеріїв та оцінок деяких з них. У таких випадках користуються якісними оцінками порівняльного характеру (типу «високий», «середній», «низький») з наступним їх перетворенням у кількісні (бальні) оцінки. Як алгоритми такого перетворення можуть застосовуватися методи багатокритеріального вибору, розроблені різними авторами, наприклад, метод лінійного згортання частинних критеріїв, метод графів, метод аналізу ієрархій та ін.

Необхідність застосування багатокритеріальної оптимізації виникає найчастіше саме тоді, коли треба знаходити компроміс між критеріями, що конфліктують, а інформація про пріоритети критеріїв не може бути встановлена. Наприклад, якщо альтернатива x_1 краща за альтернативу x_2 за показником f_1 , але гірша за показником f_2 , то яку з альтернатив вважати кращою?

В таких випадках (при відсутності пріоритетів показників) доцільно користуватися методами прийняття рішень, основанийими на поняттях векторного критерію та Парето-оптимальних рішень.

Оптимізація векторного критерію передбачає пошук та вибір такої альтернативи x^* , що забезпечує

$$(f_1, f_2, \dots, f_N) \rightarrow \max$$

(де замість \max може бути \min при відповідному значенні частинних критеріїв).

Для пояснення поняття «Парето-оптимальні рішення» можна вдатися до аналогії зі звичайними оптимальними рішеннями з одним показником F . Зрозуміло, що оптимальною за показником F буде та альтернатива x^* , для якої виконується умова

$$F(x^*) \geq F(x),$$

тобто оцінка альтернативи x^* за показником F краща (або не гірша), ніж така ж оцінка у решти альтернатив.

Аналогічно і для векторного критерію:

- альтернатива X_p належить множині Парето-оптимальних рішень, якщо виконується умова

$$(f_1, f_2, \dots, f_N)(X_p) \geq (f_1, f_2, \dots, f_N)(x),$$

де x не належить X_p , а « \geq » – означає «більше» чи «дорівнює».

Завдяки великому досвіду проектування у минулому і згідно з стратегічними планами на майбутнє в конструкторському бюро «Південне», як базовому підприємстві України у космічній галузі, сформувалися наступні напрямки робіт щодо розробки РН:

- проектування нових РН, коли КБ «Південне» є Головним підрядником робіт (наприклад, реалізований проект РН «Зеніт» або проекти серії РН «Маяк», що знаходяться у процесі розробки);
- співучасть у проектуванні нових РН, коли КБ «Південне» виступає як Субпідрядник (наприклад, РН «Антарес»);
- модернізація (часткова або глибока) РН, які були спроектовані в КБ «Південне» раніше (наприклад, проекти модернізації РН «Циклон»).

Для розробки РКК/РН, як і для будь-яких інших великих систем та підсистем, можна сформулювати задачу проектування у загальній постановці таким чином:

треба винайти таку архітектуру об'єкту проектування, яка б задовольняла усім вимогам, що пред'являються до нього, при цьому забезпечувала якомога вищу цільову віддачу при найменших витратах.

Вирішальне значення для реалізації задач проектування РКК/РН має досягнення найвищого (з можливих та доступних) технічного рівня розробки. Дослідження технічного рівня є комплексним процесом визначення ступеня відповідності об'єкта розробки заданим вимогам, а також рівню світових досягнень науково-технічного прогресу в даній галузі. Технічний рівень базується на кон'юктурно-економічній, патентній та іншій науково-технічній інформації про освоєні об'єкти-аналоги.

2.4 Математична модель ракети-носія

Точний математичний опис РН при оптимізації її проектних параметрів практично неможливий через різноманіття конструктивно-схемних рішень, через наявність процесів, точний аналітичний опис яких є проблематичним чи відсутнім на момент вибору проектних параметрів, через складність ракети-носія. Крім того, точна математична модель вимагає підвищених витрат часу на її розробку й обумовлює збільшення тривалості обчислень при оптимізації параметрів.

рів, що ускладнює своєчасне одержання результатів оптимізації.

Тому для складних технічних систем, таких як РН, розробляють еквівалентну модель, яку отримують з вихідної моделі шляхом її спрощення та яка відображає фактори і зв'язки, найважливіші з точки зору розв'язуваної задачі. Виявлення значимих факторів є складовою частиною процесу побудови моделі. Наприклад, для визначення залежності характеристик силових елементів РН від проектних параметрів максимально скорочують кількість розрахункових перерізів і розрахункових випадків, вибирають найважливіші і перевіряють справедливості такого спрощення для прийнятого інтервалу варіювання проектних параметрів. У спрощених моделях значною мірою використовують статистичні дані, отримані за результатами попередніх розрахунків проекрованої РН або за результатами обробки фактичних даних за раніше розробленими аналогічними зразками.

Математична модель РН у загальному випадку складається з габаритно-масової, аеродинамічної, балістичної, економічної та ефективної моделей. Якщо оптимізують параметри за енергетичним критерієм, основою загальної математичної моделі є габаритно-масова та балістична моделі. Аеродинамічна модель має службовий характер, її використання забезпечує вихідними даними розрахунок балістичних характеристик, а економічна й ефективна моделі не потрібні зовсім.

2.5 Аналіз та оцінювання ризиків

Визначення (ідентифікація) факторів і причин, що породжують ризики, а також їхній аналіз та оцінювання відносяться до одних з найважливіших завдань проектування.

Ризик – це невідповідність отриманих результатів з раніше наміченими, що може негативно вплинути на досягнення кінцевих цілей проекту.

Основними причинами виникнення ризиків при проведенні проектних і конструкторських робіт є різного роду невизначеності, спрощення та припущення, пов'язані з неможливістю абсолютно адекватно моделювати компоненти і процеси майбутньої системи під час її розробки. До факторів, що обумовлюють появу таких ризиків можна віднести:

- недоступність деяких даних;
- неповнота інформації;
- неоднозначність трактовок;
- спрощеність математичних описів і графічних представлень та ін.

Аналіз ризиків полягає в проведенні таких процедур:

- а) виявлення конкретних факторів ризиків;
- б) оцінка їхнього рівня (значущості);
- в) пошук можливих шляхів зменшення пов'язаних з ними несприятливих наслідків.

Головними категоріями аналізу та оцінювання рівня будь-якого ризику є його суттєвість і ймовірність. Суттєвість являє собою характеристику наслідків від ризикових подій, а ймовірність ризику визначається ймовірністю його виникнення.

Слід розрізняти два види аналізу ризиків, що доповнюють один одного - якісний та кількісний. До існуючих методів формального аналізу та оцінювання рівня ризику відносяться статистичний, експертних оцінок, аналітичний та використання аналогів.

Виявлення ризиків проводиться на стадії побудови архітектури РКК/РН і має відповідати ієрархічній структурі і прийнятим критеріальним показникам. У разі, коли прогнози ризиків загальної ефективності пов'язані з суттєвими витратами, важливою є оцінка їх наслідків, виражена у показниках вартості. Рішення, які мають бути прийняті по кожному з таких ризиків, підлягають узгодженню з інвестиційними та логістичними можливостями. Якщо ризик високий, то повертаються до доопрацювань, які знижують ризик. Якщо ж ризик дуже високий і доопрацювання не спроможні його знизити, то вирішується питання доцільності закриття проекту або його кардинального переформатування.

Ключове значення у процесі виявлення ризиків, оцінювання їхнього рівня і прийняття рішень щодо подальшого реагування на них (в першу чергу шляхом пошуку можливостей зменшення пов'язаних з ризиками несприятливих наслідків) належить безпосередньо розробнику РКК/РН (чи її компонентів) в особі, яка приймає рішення на даному етапі розробки.

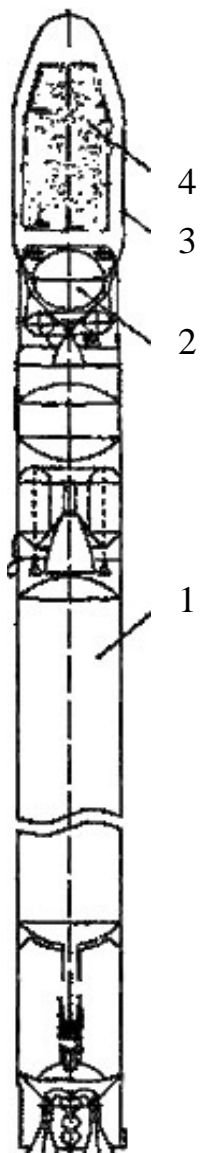
Основними типовими заходами реагування на ризики є такі:

- ретельний відбір кваліфікованих виконавців на усіх рівнях;
- контроль якості розроблених проектних документів відповідальними особами та незалежними експертами;
- апробація ризикованих проектних і конструкторських рішень на дослідницьких зразках;
- виконання пілотних (попередніх) проектів.

3 РОЗРОБКА ПРИНЦИПОВОЇ ТА КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНУВАЛЬНОЇ СХЕМИ РАКЕТИ-НОСІЯ

3.1 Кількість ступенів та схема їх розташування

Більшість відомих РН одноразового використання виконано за триступінчастою схемою: дві маршові ступені працюють послідовно і здійснюють виведення КА на висоту 150...200 км зі швидкістю, близькою до колової швидкості на цих висотах та дорозгінний ступінь (цей ступінь називають також «розгінний блок» та «верхній ступінь»), який призначено для забезпечення заданих параметрів орбіти. (Рис. 3.1.),



Є ракети-носії, що мають у своєму складі чотири ступені. Ефективність чотириступінчастої схеми порівняно з триступінчастою зростає, особливо у разі використання палив з низьким питомим імпульсом тяги. Прикладом застосування чотириступінчастої схеми є РН «Протон». Чотири та більше ступенів у складі РН можуть бути також наслідком використання існуючих ракетних ступенів та ракетних блоків.

У ракет-носіїв легкого класу (стартова маса не перевершує 200 т) усі ступені найчастіше розташовують послідовно один за одним - це схема «тандем». У ракет-носіїв важкого класу (стартова маса понад 500 т) перший ступінь, як правило, будують за схемою «пакет», що зумовлено обмеженнями габаритів окремих ракетних ступенів з боку транспортних засобів, а іноді і з боку існуючої виробничої площі, підйомного устаткування тощо. Найбільш критичним є діаметр корпусу ступеня: максимальна його величина має не перевищувати 4,0 м у разі використання залізничного транспорту для доставки ступенів РН до космодрому. РН середнього класу будують як за схемою «тандем», так і за схемою «пакет». Вибір схеми залежить від конкретних особливостей РКК та РН. Такою особливістю може бути, наприклад багаторазове використання ступенів або їх окремих елементів.

Мета створення РН з багаторазовими складовими полягає у зменшенні вартості запуску космічних апаратів.

Але повернення усіх відпрацьованих сту-

пенів для повторного використання є надто складною проблемою, тому розробники РН йдуть шляхом багаторазового використання окремих ступенів та їх систем.

На багаторазовій транспортній космічній системі (БТКС) «Спейс-Шаттл» повторно використовують космічний літак, який забезпечує повернення космічних апаратів, космонавтів та унікальних маршових двигунів (з надзвичайно великим загальним часом роботи) центрального блока БТКС. Повторному використанню підлягають і два твердопаливних прискорювачі, які після відокремлення від центрального блока за допомогою парашутних систем здійснюють м'яку посадку на поверхню океану. Недоліком такої будови БТКС є неможливість виведення корисних вантажів у космос без використання космічного літака.

У складі БТКС «Енергія-Буран» теж є космічний літак, але її принципова схема інша: вона дозволяє здійснювати виведення космічних апаратів на орбіту і без літака завдяки розміщенню маршових двигунів одноразового центрального блока безпосередньо на цьому блоку.

Є проект РН, що передбачає рятування першого ступеня РН за рахунок застосування спеціального крила, що після відокремлення ступеня забезпечує її посадку за літаковою схемою (проект «Байкал», Росія). Інший проект, розроблений фірмою Kistler (США), передбачає рятування ступенів за рахунок використання парашутів та надувних оболонок.

Авіаційний РКК теж можливо зарахувати до складу багаторазових систем завдяки наявності у складі комплексу багаторазового літака, що надає ракеті-носію значну швидкість польоту.

3.2 Схеми виведення космічного апарата на задану орбіту

Схема виведення КА на задану орбіту суттєво впливає на енергетичні можливості РН, її будову та показники якості. Основною вимогою до траєкторії виведення є збіг кінематичних параметрів кінця траєкторії виведення з параметрами орбіти, на яку виводять КА.

Для запуску КА на навколоземні орбіти відомі три основні схеми виведення:

- схема прямого виведення;
- схема з проміжною пасивною ділянкою траєкторії;
- схема з використанням проміжних орбіт.

Схема прямого виведення полягає в тому, що маршові ступені працюють безперервно до досягнення заданої орбіти. Схема є ефективною для запуску КА на низькі навколоземні колові та еліптичні орбіти з висотою перигею до - 400 км. Для виведення КА на високі орбіти схема не придатна.

Особливістю **схеми виведення з проміжною пасивною ділянкою траєкторії** є те, що останній ступінь РН здійснює орієнтований рух з непрацюючим маршовим двигуном (пасивна ділянка польоту) для підйому на більшу висоту польоту. У кінці пасивної ділянки маршовий двигун ступеня вмикають для доведення параметрів польоту до параметрів заданої орбіти. Схема значно розширює діапазон орбіт, на які можливе виведення КА.

Схема виведення з використанням проміжних орбіт полягає в тому, що

траєкторія запуску має декілька ділянок: спочатку маршові ступені РН виводять КА на низьку проміжну орбіту з висотою 150...200 км. Потім у розрахунковій точці орбіти дорозгінний ступінь з космічним апаратом за рахунок роботи свого двигуна забезпечує перший імпульс швидкості польоту; КА починає рух по еліптичній траєкторії. У точці апогею дорозгінний ступінь надає космічному апарату другий імпульс швидкості такий, що КА починає рухатись по заданій орбіті. Між двома імпульсами швидкості ступінь здійснює орієнтований політ за рахунок роботи спеціальної системи орієнтації та стабілізації.

Схема виведення КА з використанням проміжних орбіт забезпечує:

- виведення КА на високі орбіти;
- корекцію траєкторії.

Більш детально схеми виведення космічного апарата на задану орбіту та їх особливості розглянуті у розділі 4 «БАЛІСТИЧНІ РОЗРАХУНКИ».

3.3 Конструктивно-компонувальна схема

Серед проектних завдань одним із найважливіших і найскладніших є розробка принципової та конструктивно-компонувальної схеми РН, під якою розуміють сукупність найважливіших конструктивно-схемних рішень щодо основних систем та відсіків об'єкта проектування, які визначають його загальну будову та рівень досконалості.

До складу питань розробки принципової та конструктивно-компонувальної схеми ракети-носія належать вибір:

- типу пускової установки;
- кількості ступенів РН та схема їх розташування;
- схеми виведення КА на задану орбіту;
- типу ракетного палива;
- складу двигунної установки;
- типу системи керування;
- типу органів керування;
- конструктивно-компонувальної схеми паливних баків маршових ступенів;
- типу системи наддування паливних баків;
- конструктивно-компонувальної схеми дорозгінного ступеня;
- схеми розділення ступенів;
- схеми відділення КА;
- схеми старту;
- схеми розміщення гарантійних запасів палива на ступенях РН.

Розробку принципової та конструктивно-компонувальної схеми РН запроваджують у декілька етапів.

На попередньому етапі розробляють базовий варіант РН, що відповідає тактико-технічним вимогам, концепції (головній ідеї) створення комплексу та уявленням проектувальника про раціональні технічні рішення, сформованим на підставі власного досвіду, прогнозування напрямів розвитку ракетно-космічної техніки та статистичних даних.

Після визначення основних характеристик та проектно-конструкторської

розробки базового варіанта РН здійснюють уточнення принципової та конструктивно-компонувальної схеми шляхом всебічних досліджень та оптимізації елементів методами системного аналізу.

Далі наведені данні щодо будови РН, існуючих або тих, що на даний час перебувають у стадії розроблення, для використання під час проектування базового варіанта РН.

Зважаючи на складність об'єктів ракетно-космічної техніки, процес їх створення регламентують заздалегідь розробленими документами, що мають чинність державних стандартів

Конструктивно-компонувальна схема (ККС) ракети-носія - це сукупність взаємопов'язаних технічних рішень, що визначають склад відсіків корпусу та систем РН, їх форму, взаємне розташування та місця з'єднання між собою, а також кількість ступенів та їх відносне розміщення, тощо. ККС має вигляд креслення, на якому схематично накреслено контури всіх відсіків та інших великогабаритних елементів РН (двигуни, приладові контейнери, корисний вантаж, балони системи наддування, паливні магістралі тощо) і проставлено їх розміри. До креслення обов'язково додають текстовий опис ККС, який доповнює та уточнює креслення.

На попередньому етапі проектування джерелом інформації для розробки ККС базового варіанта РН є аналіз ККС відомих ракет-носіїв та власні ідеї і міркування щодо їх раціональності. Розробляють ККС ступенів РН з урахуванням таких вимог як простота конструкції, технологічність виготовлення елементів ступенів та їх складання, мінімальна маса конструкції, компактність, максимальна надійність та мінімальна вартість.

У РН на рідкому паливі понад 80 відсотків об'єму маршових ступенів займають паливні баки, конфігурація яких значною мірою впливає на компоновання сусідніх відсіків та систем і на ККС у цілому. Бак окисника найчастіше розміщують попереду бака пального, що дозволяє за рахунок підвищеної густини окисника та більшої його маси максимально наблизити центр мас ступеня до центра тиску (центр прикладення рівнодійної аеродинамічних сил) і тим самим зменшити збурюваний момент та завантаження органів керування. Обидва днища бака окисника мають випуклу форму, внаслідок цього маса днищ мінімальна. У циліндричного бака пального переднє днище часто має увігнуту форму.

Якщо окисник та пальне, що містяться у баках, мають близьку температуру, то переднє днище бака пального суміщають з заднім днищем бака окисника. В іншому випадку між цими днищами треба забезпечити зазор та заповнити його теплоізоляційним матеріалом для того, щоб низька температура одного з компонентів палива не призвела до замерзання другого компонента. Заднє днище бака пального може бути як випуклим, так і увігнутим. Увігнуте днище сприймає зовнішній тиск, має більшу масу, але за рахунок більш компактної компоновки хвостового відсіку сприяє суттєвому зменшенню його довжини та маси. Тут треба мати на увазі, що кут між напрямом сили тяги двигуна (поздовжня вісь ступеня) та стрижнями рами двигуна, за допомогою якої силу тяги передають на корпус ступеня, не може бути більшим за $\sim 50^\circ$.

Компонент з переднього бака подають у двигун за допомогою паливної магістралі (труби), що проходить через задній бак та відокремлюється від нього тунельною трубою. Якщо обидва компоненти висококиплячі, а паливна магістраль окисника має невеликий діаметр, то тунельна труба може не знадобитися.

Різновидом компоновання бака пального верхнього маршового ступеня з невеликим запасом палива є виконання його у формі тора, у ніші якого розміщують однокамерний стаціонарний двигун цього ступеня. Таке рішення дозволяє позбавитись хвостового відсіку цього ступеня та зменшити довжину перехідного відсіку нижнього ступеня і довжину РН у цілому. Камеру двигуна кріплять за допомогою рами до внутрішнього заднього торцевого шпангоута тора або до заднього днища бака окисника.

У разі застосування заднього бака циліндричної форми раму двигуна кріплять до його заднього розпірно-стикувального шпангоута або (для двигунів з малими тягами) безпосередньо до заднього днища бака. Камери керуючих двигунів кріплять до корпусу хвостового відсіку з внутрішнього або з зовнішнього (у пілонах) боку. Якщо задній бак має торову форму, кріпити камери керуючого двигуна можна до нижнього днища тора.

Перехідний відсік, що з'єднує маршові ступені, може бути виконаним з цільної оболонки, підкріпленої поздовжньо-поперечним силовим набором, або мати фермену конструкцію. Ферма є доцільною у випадку необхідності забезпечити відведення продуктів згоряння двигуна верхнього ступеня на початку його роботи.

Для відведення за борт ракети продуктів згоряння керуючого двигуна верхнього ступеня до розділення ступенів застосовують також спеціальні газоходи, що закріплені на перехідному відсіку нижнього ступеня.

Компоновання двигуна значною мірою залежить від величини тяги: для забезпечення тяги у декілька тисяч кілоньютон з метою зменшення довжини двигуна, спрощення та зниження вартості його відпрацювання застосовують багатокамерні двигуни або двигунні установки, що складаються з декількох однокамерних двигунів. З цієї причини на першому ступені РН, як правило, не застосовують однокамерних двигунів. На компоновання двигунної установки також може вплинути використання існуючих двигунів, що дозволяє зменшити втрати на їх розробку, а також спроба застосувати на маршових ступенях уніфіковані двигуни або камери.

Великою різноманітністю відрізняються ККС дорозгінних ступенів. Відносно малі запаси палива ступеня разом з жорстким обмеженням його довжини спричиняють застосування компоновальних схем, далеких від ККС маршових ступенів. Немалу роль у побудові раціональної ККС дорозгінної ступені відіграють технічна грамотність, майстерність та вдача проектувальника.

Загальними рисами існуючих ступенів є застосування ненесучих паливних баків, однокамерних двигунів, закріплених у кардановому підвісі, системи мікродвигунів для стабілізації та орієнтації ступеня на пасивній ділянці польоту та захист конструкції ступеня від зовнішніх навантажень за допомогою головного обтічника або оболонок, що відокремлюються у польоті після виходу РН зі паливних шарів атмосфери. Паливні баки можуть бути сферичної, еліпсоїдальної,

торової форми. Є компоновки, у яких для кожного компонента палива застосовано до чотирьох баків.

На сучасних РН застосовують автономні інерційні системи керування, які розміщують цілком або більшу їх частину на дорозгінних ступенях. Можливі два варіанти компоновки приладів системи керування: перший – розміщення приладів «розсіпом», коли кожен прилад має свій захисний кожух; їх кріплять до силової конструкції (корпусу) окремо один від одного; другий варіант – розміщення системи керування у одному або декількох приладових контейнерах; їх встановлюють на дорозгінній ступені там, де є вільне місце. Перевага другого варіанта – зручність експлуатації, недолік – труднощі щодо забезпечення у компоновці ступеня об'єму, необхідного для розташування контейнерів.

Для встановлення космічного апарата на дорозгінній ступені застосовують адаптер – перехідний відсік, нижній торець якого прикріплюють до силової конструкції ступеня, верхній торець служить для закріплення космічного апарата. Для зручності взаємодії розробника РН та розробника космічного апарата на міжнародному рівні досягнуто домовленості щодо уніфікації діаметра верхнього торця адаптера: прийнято до використання два значення діаметра: 1094 мм та 1666 мм.

Головний обтічник найчастіше має циліндро-конічну форму та складається з двох стулок, що відокремлюються у польоті після виходу РН зі щільних шарів атмосфери. Висота відокремлення обтічника – 110...120 км.

Вимогою до системи відділення обтічника з боку космічного апарата є забезпечення чистоти атмосфери під обтічником, що виключає можливість використовувати розривні болти або інше обладнання, у складі якого є джерела забруднення атмосфери.

Згідно з сучасними міжнародними вимогами для зменшення забруднення космічного простору відпрацьованими фрагментами космічної техніки дорозгінна ступінь після виведення на орбіту та відокремлення космічного апарата необхідно загальмувати таким чином, щоб він зійшов з розрахункової орбіти та занурився в атмосферу, де згорить при польоті у щільних шарах атмосфери, або навпаки, не гальмувати, а прискорити ступінь (надати додаткового імпульсу швидкості) та вивести його на більш високу заздалегідь узгоджену орбіту. Для забезпечення цієї вимоги можуть бути використані залишки гарантійних запасів палива, а також паливо, спеціально призначене для цього.

Гарантійні запаси палива призначені для компенсування негативних відхилень льотно-технічних характеристик від їх номінальних значень. Ці відхилення є наслідком технологічних допусків та технічних можливостей обладнання і носять ймовірний характер. Незважаючи на те, що відхилення характеристик від номіналу може статися на кожному ступені, з огляду на їх ймовірність на сучасних ракетах-носіях гарантійні запаси частіше розміщують за однією з двох схем:

- в останньому маршовому ступені та на дорозгінній ступені;
- тільки на дорозгінній ступені.

У першому випадку останній маршовий ступінь компенсує відхилення не тільки свої, а і всіх ступенів, що працювали до нього. У другому випадку компенсацію відхилень характеристик усіх ступенів РН забезпечує дорозгінна ступінь.

Вибір тієї чи іншої схеми значною мірою залежить від спроможності виконання вимог щодо районів падіння відокремлювальних частин ступенів.

3.4 Системи розділення ступенів

Система розділення ступенів РН – це сукупність спеціальних засобів та їх взаємозв'язків між собою та з іншими елементами РН, що призначені для забезпечення неударного розділення ступенів та необхідних умов для безаварійного запуску двигуна верхнього ступеня.

Найповніше систему розділення характеризує діаграма сил, що діють на ступені РН на ділянці розділення. Ділянкою розділення називають інтервал часу від розриву механічних зв'язків між ступенями до виходу маршового двигуна верхнього ступеня на усталений режим роботи (80...90% номінальної тяги). За діаграмою сил та конструктивним забезпеченням відомі системи розділення ступенів розподіляють на такі види.

Система холодного розділення передбачає включення маршового двигуна верхнього ступеня після розриву зв'язку між ступенями та розходження їх на безпечну відстань. Ця система має принаймні два варіанти конструктивної реалізації. У першому варіанті (А) на обох ступенях необхідно застосувати, крім маршових, рульові двигуни, які забезпечують мінімальне теплове навантаження ступенів на ділянці розділення, безперервне керування ступенів та додатний коефіцієнт поздовжнього перевантаження під час запуску двигуна верхнього ступеня. Діаграму тяг варіанта А показано на рис. 3.2. Наведену систему розділення застосовують на рідинних ступенях. Недоліком схеми є підвищена маса конструкції двигунів та хвостових відсіків.

Р

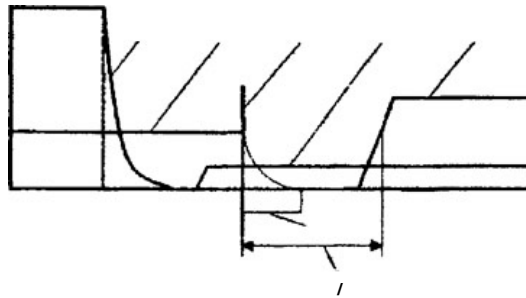


Рис. 3.2. Діаграма тяг при холодному розділенні ступенів (варіант А)

1 – тяга твердопаливного двигуна нижнього ступеня; 2 – тяга рульового двигуна нижнього ступеня; 3 – розрив зв'язку між ступенями; 4 – тяга рульового двигуна верхнього ступеня; 5 – тяга гальмового ПРД; 6 – тяга маршового двигуна верхнього ступеня; 6 – тяга маршового двигуна верхнього ступеня; 7 – ділянки розділення ступенів.

Варіант Б розділення можна застосувати на рідкопаливних та твердопаливних РН (в останньому випадку додаткове перевантаження не потрібне). Діаграму тяг для другого варіанта холодної системи розділення наведено на рис. 3.3.

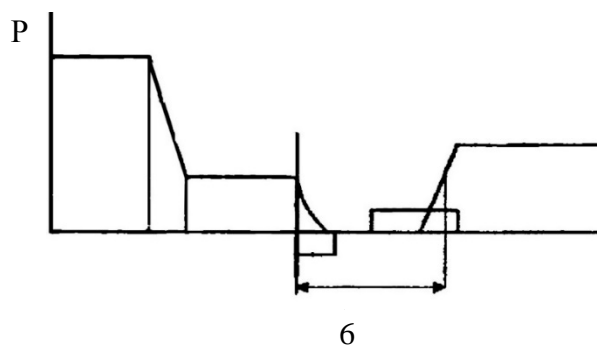


Рис. 3.3. Діаграма тяг при холодному розділенні ступенів (варіант Б).
 1 – тяга маршового двигуна нижнього ступеня; 2 - розрив зв'язку між ступенями;
 3 – тяга штовхального ПРД верхнього ступеня; 4 - тяга маршового двигуна верхнього ступеня;
 5 – гальмового ПРД нижнього ступеня; 6 - ділянка розділення ступенів

Система гарячого розділення передбачає включення маршового двигуна верхнього ступеня до розриву зв'язку між ступенями на ділянці спаду тяги маршового двигуна нижнього ступеня (рис. 3.4.). Рульові двигуни на ступенях відсутні.

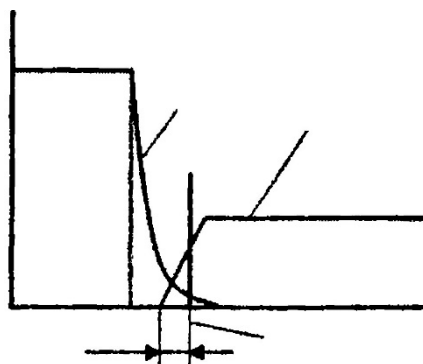


Рис. 3.4. Діаграма тяг при гарячому розділенні ступенів:
 1– тяга нижнього ступеня; 2 – тяга верхнього ступеня; 3 – розрив зв'язку між ступенями; 4 – ділянка розділення ступенів

Для захисту верхнього ступеня від зворотного потоку гарячих продуктів згоряння на нижньому ступені застосовують газодинамічний стабілізатор конічної форми, котрий також забезпечує бокову стабілізацію нижнього ступеня відносно верхнього на ділянці розділення. Для виходу продуктів згоряння за межі корпусу РН у оболонці перехідного відсіку нижнього ступеня роблять спеціальні вирізи – вікна, або виконують перехідний відсік ферменним.

Розрив зв'язку між ступенями здійснюють тоді, коли двигун верхнього ступеня вийде на усталений режим роботи.

Переваги гарячого розділення: мінімальна тривалість розділення, відсутність рульових двигунів та спеціальних ПРД. Недоліки: високі теплові та силові навантаження ступенів від дії продуктів згоряння, складність наземних випробувань розділення. Система може застосовуватись на рідкопаливних та твердопаливних РН у разі відсутності на верхньому ступені телескопічних насадків сопла.

Система мінометного розділення. Після розриву зв'язку між ступенями їх розштовхують за допомогою тиску у міжступінчастому відсіку; тиск створюють

за рахунок роботи порохового акумулятора тиску.

Для підтримки тиску у міжступінчастому відсіку необхідний час хвостовий відсік верхнього ступеня має додаткову оболонку з двома поясами гумових ущільнювачів, що відіграють роль обтюраторів. Ущільнювачі рухаються уздовж корпусу перехідного відсіку нижнього ступеня. Діаграму тяг для системи мінометного розділення наведено на рис. 3.5.

Переваги мінометного розділення: незначні теплові навантаження, можливість використання у випадку застосування на верхньому ступені багатосоплових двигунних установок або сопел з телескопічними насадками.

При проектуванні системи відділення космічного апарата (КА) від останнього ступеня РН виходять з того, що відносна швидкість КА має бути не меншою за 0.5 м/с, відділення КА має здійснюватися без використання систем КА та без застосування ПРД, які забруднюють атмосферу навколо КА.

Недоліки: велика маса міжступінчастого відсіку, навантаження зовнішнім тиском днищ паливних ємкостей, складність наземних випробувань.

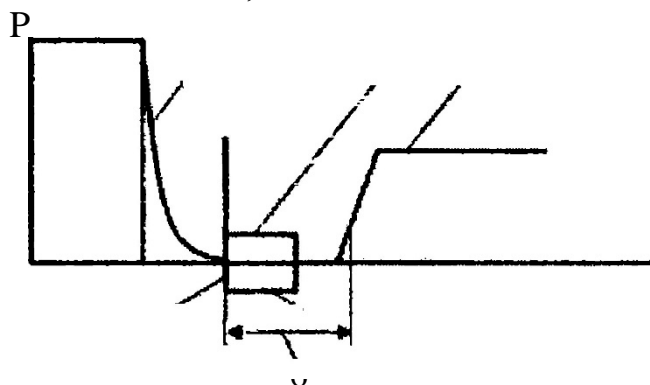


Рис. 3.5. Діаграма тяг при мінометному розділенні ступенів

1 – тяга нижнього ступеня; 2 – тяга верхнього ступеня; 3 – сила, що діє на верхній ступінь внаслідок тиску у міжступінчастому відсіку; 4 – сила, що діє на нижній ступінь внаслідок тиску у міжступінчастому відсіку; 5 – розрив зв'язку між ступнями; 6 – ділянка розділення ступенів.

Для забезпечення відділення КА використовують пружинні, порохові або пневмоштовхачі, газореактивні системи скидання тиску з паливних баків, мікро-двигуни системи орієнтації та стабілізації останнього (дорозгінного) ступеня.

3.5 Схеми старту

Існують дві схеми старту: газодинамічна – це старт РН на власних двигунах, та мінометна, застосування якої потребує наявності пускового контейнера з глухим дном.

Для РН, що стартують з наземної пускової установки, використовують газодинамічну схему старту. В інших випадках, наприклад для РН, переобладнаних із балістичних ракет, можливе застосування мінометні схеми рис 3.5.

При мінометному старті РН виштовхують з контейнера тиском, який створюється пороховим акумулятором тиску, що розміщується у заракетному об'ємі. Запуск двигуна першого ступеня РН відбувається тільки тоді, коли ракета досягне висоти, яка виключає можливість її враження потоком продуктів згорання

двигуна, відбитим від поверхні Землі.

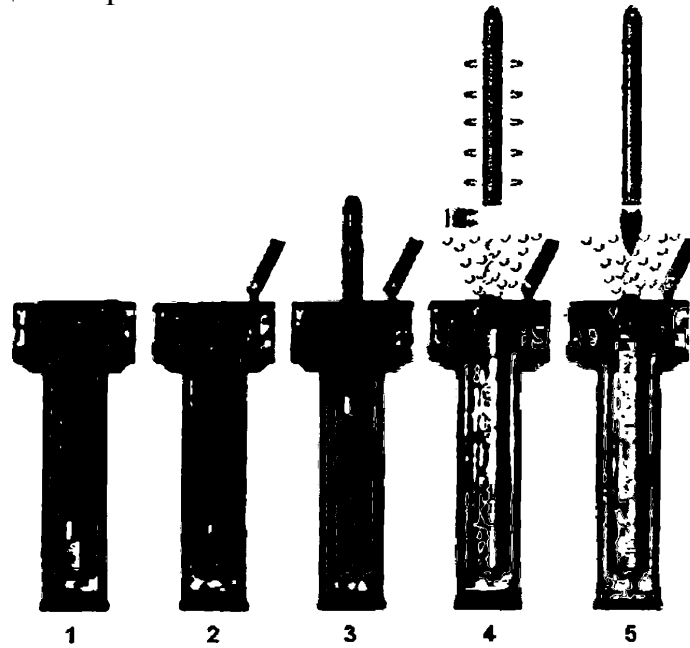


Рис. 3.5. Схема мінометного старту ракети:

1 – після підготовки ракета-носій з КА перебуває у шахтній пусковій установці, у якій підтримується температурно-вологісний режим; 2 – при старті ракети-носія спеціальний твердопаливний газогенератор створює підвищений тиск у нижній частині транспортно-пускового контейнера (ТПК); 3 – підвищений тиск, створений твердопаливним газогенератором, діє на спеціальну конструкцію – піддон та виштовхує його разом із ракетою з ТПК; 4 – після виходу ракети з ТПК на висоту приблизно 20 м піддон відводиться вбік;

5 – запускається двигунна установка першого ступеня ракети-носія.

4 БАЛІСТИЧНІ РОЗРАХУНКИ

4.1 Загальні питання формування траєкторії ракети-носія

Формування траєкторії є невід'ємною частиною розробки ракетно-космічного комплексу, частиною задачі вибору основних проектних параметрів і проектно-конструкторських рішень в умовах здолання великої кількості вимог, що часто можуть бути несумісними. В процесі проектування РН також необхідно виконати велику кількість розрахунків параметрів траєкторії, як для пошуку оптимальних проектних параметрів ракети-носія, так і для виявлення найбільш раціональних варіантів компоновальної схеми та техніко-конструктивних рішень. На заключних етапах проектування і в процесі експлуатації РН, коли вже відомі основні проектні і конструктивні характеристики ракети, потрібно виконати більш точні розрахунки з метою оцінки керованості та стійкості руху.

Для розрахунку параметрів траєкторії використовується математична модель руху. Залежно від етапу проектних робіт використовують модель номінального руху та більш уточнену модель збуреного руху. Номінальна траєкторія визначається параметрами просторового руху літального апарата, силами, що діють на нього в польоті, і законами керування. При розрахунку параметрів збуреного руху розглядають вплив великої кількості як зовнішніх, так і внутрішніх збурювальних факторів, таких як дія вітру, розкид параметрів атмосфери, характеристик палива і систем двигуна, конструктивних параметрів та інших, що викликають відхилення траєкторії від номінальної.

Традиційно траєкторія може бути розділена на кілька ділянок, залежно від характеру діючих сил. Активна ділянка 1 (рис. 4.1), характеризується безперервною роботою маршової двигунної установки і польотом скрізь щільні шари атмосфери, де конструкція РН піддається інтенсивній дії аеродинамічних сил.

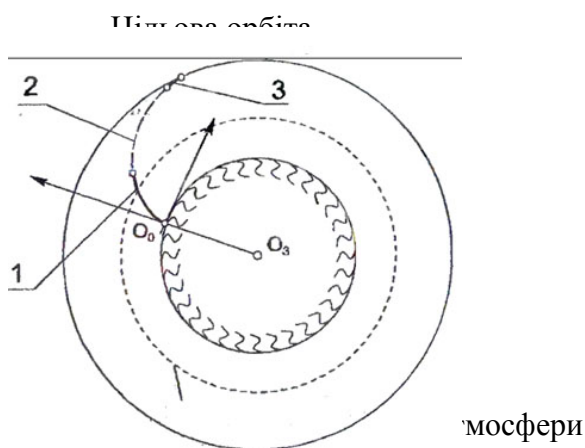


Рис. 4.1. Траєкторія ракети-носія:
1,3- активні ділянки траєкторії; 2 - пасивна ділянка

На ділянці вільного чи пасивного польоту 2 маршова двигунна установка не працює, і політ відбувається переважно під дією сили тяжіння на порівняно великій висоті, де вплив аеродинамічних сил вже відносно малий. Активна ділянка 3 нетривала за часом і служить для остаточного формування орбіти корисного

вантажу, на цій ділянці останній ступінь РН надає коригувальний розгінний імпульс швидкості і доводить повну швидкість до необхідної орбітальної. Ділянки активного і пасивного польоту можуть багаторазово чергуватися з метою формування енергетично оптимальної траєкторії, наприклад, при виведенні на високі орбіти, або при міжпланетних перельотах.

Характеристики руху РН, а також частин, що відокремлюються (відпрацьовані ступені, головний обтічник), залежать від проектних і конструктивних параметрів ракети, зовнішніх факторів, законів керування. До проектних і конструктивних параметрів, перш за все, можна віднести стартові маси і відносні запаси палива ступенів, параметри двигунної установки, загальну компоновку та аеродинамічні характеристики; до зовнішніх параметрів - характеристики атмосфери і гравітаційного поля Землі. Закони керування представляються сукупністю функцій, що характеризують положення вектора тяги в часі, задають закон зміни секундної витрати палива, визначають кутову орієнтацію ракети в просторі та представляють інші процеси, що можуть бути відповідальними за зміну кінематичних або динамічних параметрів руху РН. Закони керування апарата вибираються й оптимізуються відповідно до параметрів цільової орбіти і реалізуються за допомогою виконавчих органів системи керування носія.

До основних задач, пов'язаних із розрахунком параметрів траєкторії, і тих, що становлять значний інтерес для проектанта ракети-носія, насамперед, відносять наступні:

1. Дослідження залежності енергетичних і льотних характеристик РН (максимальна вага корисного вантажу, максимальна висота орбіти) від основних проектних та конструктивних параметрів.

2. Вибір номінальної траєкторії, що забезпечує оптимальне використання можливостей РН (вибір програм керування).

3. Визначення основних параметрів траєкторії РН з відомими проектно-конструктивними характеристиками, у тому числі тих, які характеризують перевантаження та тепловий аеродинамічний вплив на конструкцію і використовуються при проектуванні систем і агрегатів РН.

Перша задача тісно пов'язана з вибором оптимальних проектних параметрів РН і розв'язується з самих початкових етапів проектування. Для багатократного розрахунку необхідних параметрів траєкторії використовують модель номінального руху, іноді значно спрощену.

Друга задача вибору оптимальної номінальної траєкторії пов'язана з вирішенням принципів питань, що торкаються вибору схем виведення, пошуку та синтезу оптимальних програм керування рухом. У процесі пошуку визначаються вигляд та параметри оптимальних програм керування, що являють собою залежність величин керівного впливу від часу, або від тих параметрів, які доступні вимірюванню на борту РН у процесі польоту.

Математичний апарат для розв'язання такого типу задач базується на теорії оптимального керування і складається як із класичних аналітичних методів, так і з пошукових чисельних методів математичного програмування. В основі класичних методів теорії оптимального керування лежать принципи варіаційного числення, в основі пошукових методів лежить принцип багатократного розрахунку

параметрів номінальної траєкторії, що задовольняє вихідним початковим та граничним умовам виведення, а для пошуку оптимальних з певної точки зору параметрів програм керування (наприклад, найбільша вага корисного вантажу, що виводиться на орбіту, або мінімальні витрати палива) використовуються чисельні методи оптимізації. Параметри програм керування оптимізуються з обмеженнями, що викликані зовнішніми умовами, працездатністю та специфікою функціонування елементів конструкції та систем РН. Такими обмеженнями є, наприклад, величини максимального допустимого кута атаки, швидкісного напорю і перевантаження, висота поділу ступенів, географічні координати падіння частин, що відокремилися в процесі польоту.

У третій задачі для визначення основних динамічних і кінематичних характеристик руху ракети з відомими проектними і конструктивними параметрами необхідний достатньо точний розрахунок траєкторії. Проектанту такий розрахунок служить для визначення не тільки характеристик орбіти корисного вантажу, а й параметрів зовнішніх силових факторів, що діють на РН у польоті, а це, перш за все, механічні і теплові навантаження на конструкцію. В процесі розрахунку також визначають зони відчуження для падаючих елементів конструкції та параметри для інших суміжних задач, що виникають у загальному процесі проектування систем РН та стартового комплексу, ці параметри також можуть складати обмеження при виборі та оптимізації програм керування.

Використання ЕОМ дає можливість значно скоротити витрати часу на розв'язання цих задач. Найбільш трудомістким є аналіз математичної моделі руху РН, що складається переважно з системи звичайних диференціальних та алгебраїчних рівнянь, однак сучасні ЕОМ дозволяють виконувати розрахунки за цією системою в лічені секунди.

У цьому розділі розглянуті питання складання повної системи рівнянь руху на активній ділянці і розрахунку параметрів номінальної траєкторії. Для «швидких» проектних розрахунків розглянуті можливі шляхи спрощення повної системи рівнянь. Розділ також містить основні відомості про розрахунок параметрів пасивного та орбітального руху та про вибір програм керування.

4.2 Основні схеми виведення космічних апаратів на орбіту

Енергетичні витрати, необхідні для виведення корисного вантажу на орбіту, істотно залежать від схеми польоту, тому при проектуванні траєкторії доцільно визначити схему, що забезпечує мінімум енергетичних втрат. Під схемою виведення далі ми будемо розуміти певну послідовність характерних ділянок руху космічного апарата, - активних, з увімкненим маршовим двигуном, та пасивних, де тяга маршового двигуна відсутня, під переходом будемо розуміти активний маневр, що змінює параметри орбіти космічного апарата. Нижче будуть розглянуті основні найпоширеніші схеми виведення.

Відповідно з послідовністю та характеристиками ділянок руху виділяють схеми прямого виведення та схеми виведення з проміжними пасивними ділянками, останні можуть включати як компланарні, так і некомпланарні переходи (відповідно ті, що змінюють і не змінюють положення площини руху КА). За кількістю переходів розрізняють одно-, двох- та трьохімпульсні схеми.

Схема прямого виведення наведена на рис. 4.2.

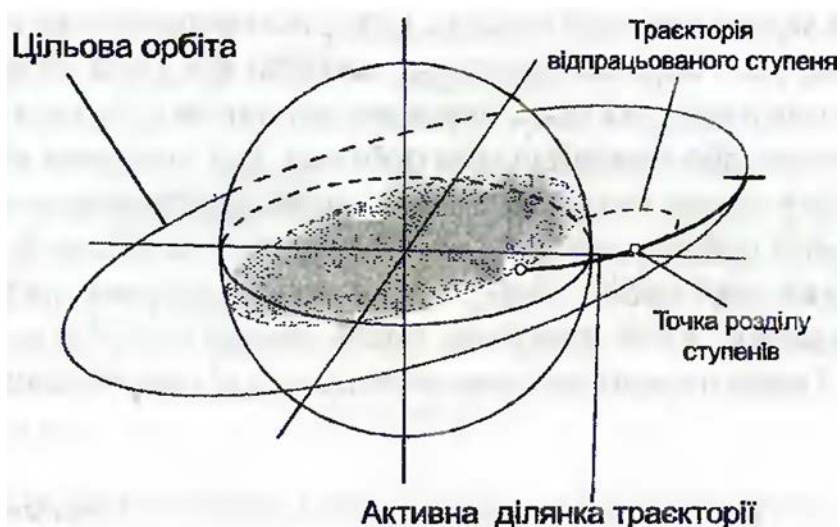


Рис. 4.2. Схема прямого виведення

Уся ділянка польоту РН у цій схемі є активною, тобто двигунна установка ракети вимикається на невеликий час, лише в момент розділу ступенів. Як правило, така схема використовується при виведенні на низькі навколосемні колові та еліптичні орбіти з висотою перигея 150...800 км, а її ефективність істотно залежить від маси корисного вантажу і параметрів цільової орбіти.

Для більш високих орбіт використання цієї схеми є неефективним, тому що спричиняє збільшенню часу роботи двигунної установки, і відповідно збільшенню запасів палива і маси конструкції ступеня.

Схеми виведення з проміжними пасивними ділянками дозволяють реалізувати виведення КА на більш високі орбіти, а також міжпланетні перельоти. Розглянемо їх у послідовності збільшення кількості імпульсів, необхідних для формування цільової орбіти КА. Спочатку розглянемо схеми з компланарними переходами.

Одноімпульсні схеми. На рис. 4.3 наведена одноімпульсна схема з проміжною пасивною ділянкою, на якій РН здійснює орієнтований політ з вимкненою маршовою двигунною установкою.

На цій ділянці РН рухається по перехідній еліптичній орбіті, набираючи висоту і зменшуючи швидкість польоту. Для формування цільової орбіти необхідно надати коригувальний імпульс швидкості поблизу апогея перехідного еліпса. Така корекція орбіти по суті є активною ділянкою, досить нетривалою за часом, якщо імпульс швидкості надається маршовою двигунною установкою РН, хоча для розв'язання цієї задачі корекції можуть використовуватись як основні маршові двигуни, так і кермові двигуни, залежно від умов виведення.

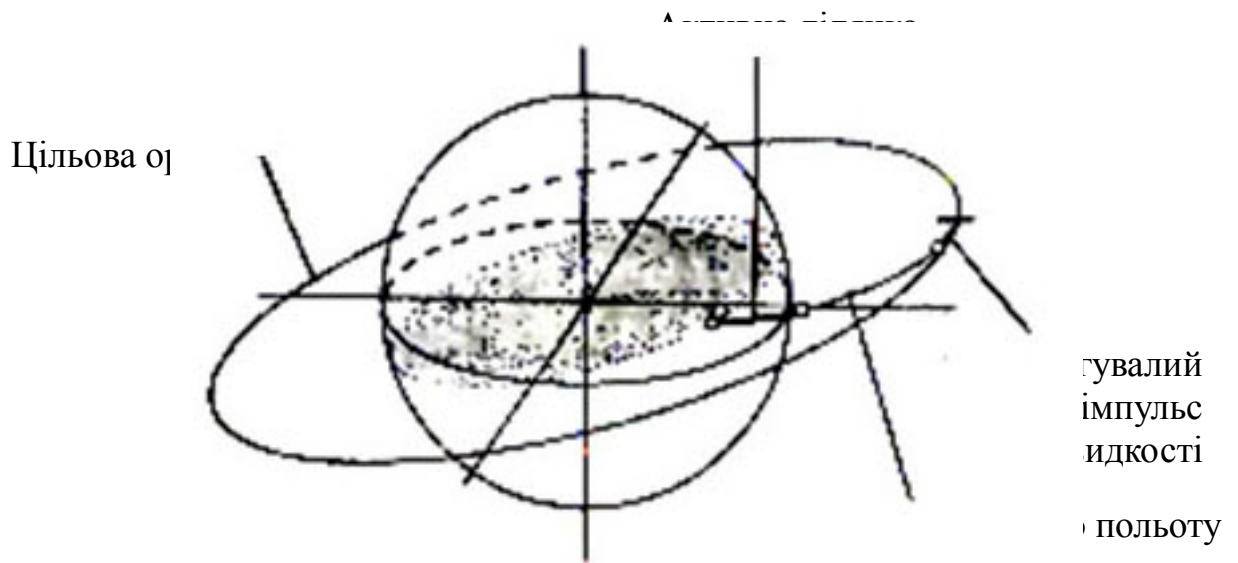


Рис. 4.3. Схема виведення з проміжною ділянкою пасивного польоту

Серед одноімпульсних схем окремим випадком є схема з перехідною напівеліптичною або гоманівською орбітою, яка наведена на рис. 4.4.



Рис. 4.4. Схема виведення з одноімпульсним компланарним переходом

В даному випадку кінець активної ділянки співпадає з перигеєм перехідної напівеліптичної орбіти, далі РН (або КА) здійснює пасивний переліт, а поблизу апогея цієї орбіти йому надається коригувальний розгінний імпульс швидкості, який доводить повну швидкість КА до необхідної орбітальної. Такий переліт забезпечує мінімальні енергетичні витрати на виведення.

Схема з проміжною пасивною ділянкою траєкторії дозволяє виводити КА на колові орбіти з висотою $h_{кол} = 1500 \dots 2000$ км. Для виведення на більш високі орбіти доцільно використовувати багатоімпульсні схеми.

Двоімпульсні схеми. Найпростіша двоімпульсна схема виведення з проміжною коловою орбітою показана на рис. 4.5.



Рис. 4.5. Схема виведення з двохімпульсним компланарним переходом.

В кінці активної ділянки формується проміжна колова орбіта з висотою $h_{\text{кол}} = 150 \dots 180$ км, в необхідній розрахунковій точці цієї орбіти космічному апарату надається перший коригувальний імпульс, що переводить його з колової на перехідну гомонівську напівеліптичну орбіту. Поблизу апогея цієї перехідної орбіти КА надається другий коригувальний імпульс, що переводить його з еліптичної орбіти на необхідну цільову орбіту (колову, еліптичну або параболічну).

Двохімпульсна схема переходу застосовується не тільки для переведення КА на більш високу орбіту, а й для корекції параметрів, що обумовлено похибками виведення та дією збурювальних факторів, таких як опір атмосфери, нецентральність гравітаційного поля Землі та інших.

Трьохімпульсні схеми виведення однозначно більш ефективні за двохімпульсні, якщо радіус цільової орбіти $r_{\text{ц.о.}}$ перевищує радіус проміжної орбіти $r_{\text{п.о.}}$ більше ніж у 15,58 разів (рис. 4.6.).



Рис. 4.6. Схема виведення з трьохімпульсним компланарним переходом

Траєкторія руху КА при використанні трьохімпульсного переходу включає дві перехідні напівеліптичні гомонівські орбіти. Переведення КА з низької проміжної орбіти до цільової здійснюється у такій послідовності: за рахунок першого коригувального (розгінного) імпульсу КА переводиться на першу перехідну еліптичну орбіту з висотою апогея, більшою, ніж висота потрібної цільової орбіти; другий коригувальний імпульс швидкості, також розгінний, прикладений у

точці апогея першої перехідної орбіти, переводить КА на другу перехідну еліптичну орбіту, в якій висота перигея співпадає з висотою цільової орбіти; заключний, третій імпульс є гальмівним, завдяки йому КА переводиться з перигея еліптичної орбіти на цільову колову орбіту.

Схеми з некомпланарними переходами

Схеми з некомпланарними переходами використовують у тому випадку, якщо площина орбіти виведення, або площина проміжної орбіти не співпадає з площиною цільової орбіти. Необхідність некомпланарного переходу виникає, наприклад, при виведенні КА на геостаціонарні орбіти з космодромів, які не лежать у навколоекваторіальних широтах.

Послідовність коригувальних імпульсів у схем з некомпланарними переходами повністю аналогічна послідовності імпульсів у відповідних компланарних переходах, але напрямок прикладення імпульсу дозволяє змінити її нахил площини орбіти руху КА. На рис. 4.7 наведена схема виведення з двоімпульсним некомпланарним переходом. За рахунок першого, орієнтованого в просторі, імпульсу швидкості, КА переводиться з проміжної орбіти в перигей перехідної гоманівської орбіти, при цьому змінюється нахил проміжної орбіти. Другий імпульс, прикладений в апогеї перехідного еліпса, змінює швидкість і нахил площини орбіти руху КА до потрібних параметрів цільової орбіти.

У схем з некомпланарними переходами також застосовуються і трьохімпульсні переходи, визначення величини і орієнтації коригувальних імпульсів швидкості в них більш складне.

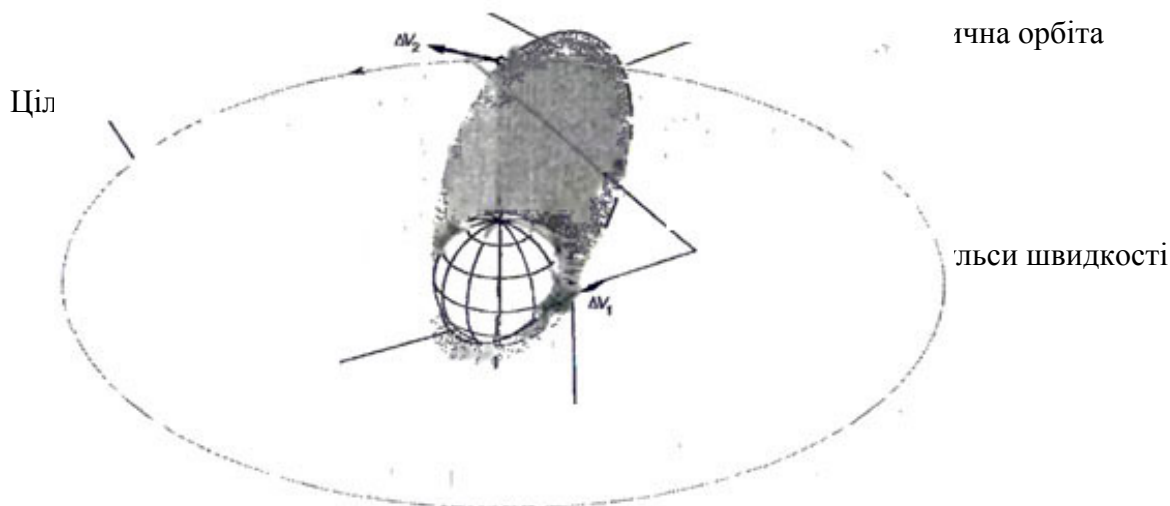


Рис. 4.7. Схема виведення з двоімпульсним некомпланарним переходом

4.3 Опис руху ракети-носія на активній ділянці траєкторії

4.3.1 Основні відомості про системи координат

Вибір систем координат (СК) є важливим питанням у багатьох задачах динаміки польоту. До вибору СК пред'являють вимоги: з одного боку – необхідно у компактній формі подати проекції сил, що діють на літальний апарат, записати, а

при необхідності виконати спрощення рівнянь руху, з іншого – знайти більш точне чисельне рішення та наочніше показати результати розрахунків.

На кожній ділянці руху вигляд системи рівнянь залежить як від основних припущень, що покладені в основу математичної моделі і дії зовнішніх сил, так і від використаних систем координат. При цьому вибрані СК повинні забезпечувати певну функціональність, наприклад, опис руху центра мас РН у сферичній системі, або у полярній, у деяких випадках буде значно зручнішим, ніж у прямокутній декартовій.

Існує велика кількість координатних систем, що можуть бути класифіковані за різними ознаками: прив'язкою точки початку відліку СК, геометрією системи (сферичні, прямокутні, циліндричні, гіперболічні, плоскі полярні), орієнтацією трійки ортів, прив'язкою базової площини, рухомістю або нерухомістю осей відносно інерційного простору тощо.

Розглянемо основні групи координатних систем, які традиційно використовуються при проектуванні та розрахунку параметрів траєкторії РН. Для опису руху в навколосемному просторі необхідно використати наступні види СК: геоцентричні, з початком у центрі Землі (земного еліпсоїда), топоцентричні, з прив'язкою до точки на поверхні Землі, та об'єктоцентричні, початок відліку яких співпадає з характерною точкою літального апарата (найчастіше центром мас).

Геоцентричні СК. З цієї групи найчастіше використовують сферичні: геоцентричну, геодезичну, географічну і прямокутні: гринвіцьку та абсолютну екваторіальну системи координат.

Спочатку розглянемо сферичні СК. Геоцентрична сферична СК визначає кутове положення точки на поверхні Землі за допомогою довготи λ і широти $\varphi_{\text{ц}}$ (рис. 4.8). Довгота є двограним кутом між площинами гринвіцького меридіана та місцевого меридіана. Геоцентрична широта $\varphi_{\text{ц}}$ – це кут між площиною екватора та радіус-вектором, проведеним з центра Землі до заданої точки.

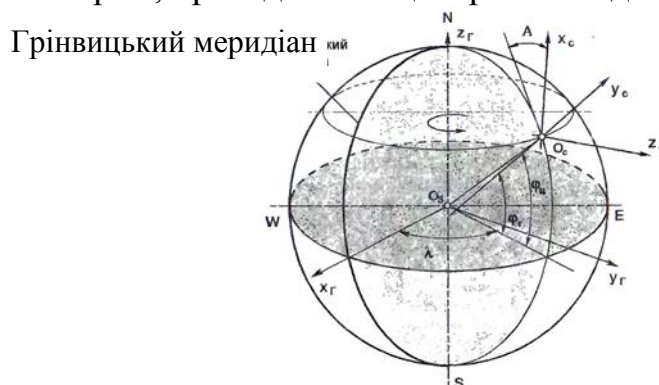


Рис. 4.8. Геоцентричні та топоцентричні СК

Геодезична СК визначає кутове положення точки на поверхні Землі за допомогою двох координат - геодезичної довготи $\lambda_{\text{г}}$ та геодезичною широтами $\varphi_{\text{г}}$:

$$\sin(\varphi_{\text{г}} - \varphi_{\text{ц}}) = e_m^2 \sin\varphi_{\text{г}} \cos\varphi_{\text{ц}},$$

де e_m - ексцентриситет меридіонального еліпса земного еліпсоїда.

Геодезичним азимутом A називають кут, що відраховують за годинниковою стрілкою від північного напрямку геодезичного меридіана до заданого напрямку.

У більш точних розрахунках також використовують географічну (астрономічну) СК, переважно для прив'язки траєкторії носія до географічних районів. У цій СК координати точки визначають за допомогою астрономічних спостережень і відносять їх до поверхні геоїда. Кутове положення точки на поверхні Землі характеризується географічною широтою $\varphi_{г.ф.}$ – кутом між лінією напрямку сили тяжіння (лінією виска) і площиною екватора, та географічною довготою $\lambda_{г.ф.}$, що є двограним кутом між площиною початкового меридіана та площиною астрономічного меридіана, який проходить скрізь лінію виска у даній точці. Географічні координати не співпадають з геодезичними.

З прямокутних декартових геоцентричних СК використовують гринвіцьку СК (рис. 4.8, 4.9) та інерційну абсолютну екваторіальну СК. У гринвіцькій СК вісь $O_3x_{Г}$ лежить на лінії перетину площини гринвіцького меридіана та екваторіальної площини, вісь $O_3z_{Г}$ співпадає з віссю обертання Землі, вісь $O_3y_{Г}$ доповнює трійку ортів до правої. Осі гринвіцької СК рухомі та беруть участь у добовому обертанні Землі, тому ця СК є неінерційною.

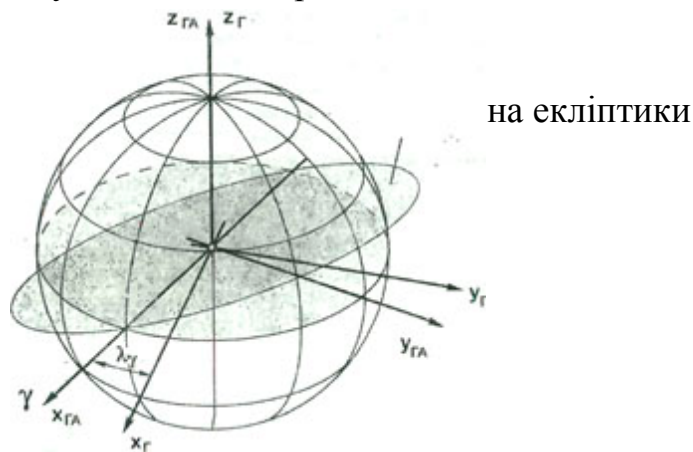


Рис. 4.9. Геоцентрична абсолютна екваторіальна СК

В абсолютній екваторіальній СК вісь $O_3z_{ГА}$ спрямована по вісі обертання Землі, вісь $O_3x_{ГА}$ лежить у площині екватора і спрямована у точку весняного рівнодення γ (знак сузір'я Овна), вісь $O_3y_{ГА}$ доповнює трійку ортів до правої. З великим ступенем точності можна вважати цю СК інерційною, оскільки її осі не змінюють свого положення відносно інерційного простору за проміжки часу, що розглядаються у більшості задач динаміки польоту РН. Кутове положення гринвіцької СК відносно абсолютної екваторіальної СК визначається кутом $\lambda_{Г}$ причому $\lambda_{Г} = f(t)$

Топоцентричні СК. До цієї групи належать системи, що визначають положення рухомої точки (у нашому випадку центра мас РН) відносно земної поверхні. На активній ділянці траєкторії зручно використовувати прямокутні земну та стартову системи координат.

Вісі земної СК $O_c x_o y_o z_o$ жорстко зв'язані з Землею та беруть участь в її добовому обертанні. Початок відліку розташовують у точці старту O_c , вісь $O_c y_o$ спрямована по радіус-вектору, проведеному з центра земного еліпсоїда до точки старту, вісь $O_c x_o$ утворює з площиною місцевого меридіана кут A , який на-

зивають азимутом пуску, вісь Ocz_o доповнює прямокутну систему до правої. Азимут пуску вибирають відповідно до завдання.

У багатьох випадках для проведення точних розрахунків використовують нормальну земну СК $Ocx_gy_gz_g$, в якій вісь Ocy_g спрямована вгору вздовж лінії виска, або ж протилежно напрямку сили тяжіння, вісі Ocx_g та Ocz_g лежать у площині їй перпендикулярній.

Початок відліку у стартовій СК $Ocx_cy_cz_c$ (Рис. 4.8) співпадає з характерною точкою РН на момент старту (наприклад, з його центром мас), а напрямком усіх осей збігається з напрямком осей нормальної земної СК. Стартова СК є неінерційною, бо пов'язана з поверхнею Землі і бере участь у її добовому обертанні. В приладах системи керування використовують інерційну початкову стартову СК $Ocx_coy_coz_c$, в момент запуску її осі співпадають з осями стартової СК, але надалі не змінюють свого положення відносно інерційного простору.

Об'єктоцентричні системи координат (пов'язані з ЛА). У цій групі рухомих, пов'язаних з РН, систем розглянемо прямокутні зв'язану і швидкісну та допоміжні напівшвидкісну і місцеву географічну системи координат.

Зв'язана система координат O_{xyz} – прямокутна права система координат (рис. 4.10), нерухома відносно головних осей інерції РН.

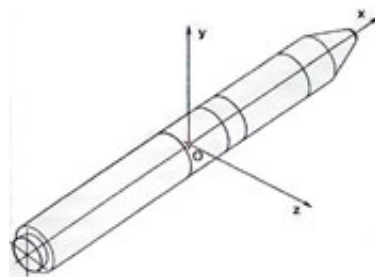


Рис. 4.10. Зв'язана СК

Початок цієї СК – точка O лежить у центрі мас РН; вісь Ox спрямована уздовж подовжньої осі ракети до носка; вісь Oy розташована у площині симетрії, що у момент запуску збігається з площиною стрільби, вісь Oz доповнює систему до правої. У зв'язаній СК зручно визначається орієнтація сил та моментів, що незмінно орієнтовані відносно конструкції РН, це, в першу чергу, сила тяги, керівні сили та моменти. За допомогою зв'язаної СК також визначають кутове положення РН у просторі відносно інших, зв'язаних із земною поверхнею систем (земною, стартовою, початковою стартовою).

У швидкісній СК $Ox_vy_vz_v$ (рис. 4.11) початок координат збігається з центром мас РН, вісь Ox_v спрямована по вектору швидкості ракети відносно повітряного середовища; вісь Oy_v лежить у площині симетрії ракети Oxy , а вісь Oz_v доповнює трійку до правої. Орієнтація РН відносно вектора повітряної швидкості визначається в загальному випадку кутами атаки α і ковзання β . Плоский кут α утворюється між проекцією вектора швидкості на вертикальну площину симетрії РН Oxy і подовжньою віссю ракети Ox . Кут β утворюється між площиною симетрії ракети Oxy і вектором швидкості \vec{V} (рис. 4.11). На швидкісній вісі зручно проєктувати аеродинамічні сили, орієнтовані відносно вектора швидкості центра мас

РН. На практиці часто використовують напівшвидкісну систему координат Ox_V, y_V, z_V , вона відрізняється від швидкісної СК тим, що її вісі Oy_V і Oz_V повернуті навколо осі Ox_V на кут крену $\gamma_{ш}$ (Рис. 4.11). Як видно з рисунка, швидкісна та напівшвидкісна системи мають спільну вісь Ox_V . Використовуючи осі рухомої напівшвидкісної СК, зручно скласти рівняння просторового руху центра мас РН.

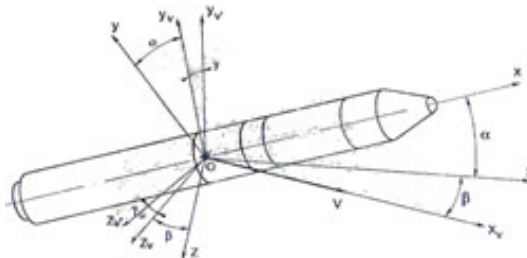


Рис. 4.11. Швидкісна та напівшвидкісна СК

Місцева географічна СК $Ox_{м.г}, y_{м.г}, z_{м.г}$ здійснює зв'язок між рухомими, пов'язаними з літальним апаратом, системами, та інерційними і неінерційними земними СК. У цій системі початок відліку розташований у центрі мас ЛА, вісь $Ox_{м.г}$ спрямована вздовж дотичної до місцевого меридіана у північному напрямку, вісь $Oy_{м.г}$ орієнтована по радіус-вектору, проведеному з центра Землі до центра мас РН, вісь $Oz_{м.г}$ паралельна площині екватора та доповнює трійку ортів до правої (Рис. 4.12).

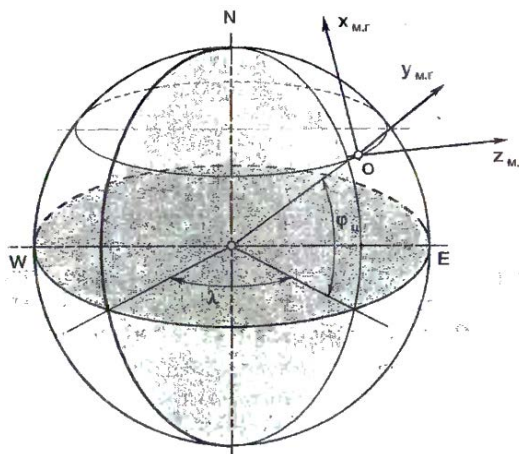


Рис. 4.12. Місцева географічна СК

Переходи між системами координат

Розглянуті системи координат використовуються у широкому класі задач, пов'язаних з розрахунком траєкторій ракет-носіїв та інших літальних апаратів. Важливим питанням є перехід з однієї системи в іншу, адже це може бути викликано різними причинами: необхідністю складання рівнянь руху в інерційних та неінерційних земних СК (нагадаємо, що сили і моменти визначаються в рухомих СК, пов'язаних з РН), визначенням кутового положення РН у просторі, необхідністю визначення складових швидкості та прискорення системою керування. Існує і багато інших випадків, де потрібні переходи між СК. Розглянемо основні, які виникають у задачах проектного розрахунку траєкторії РН.

У загальному випадку, перехід між прямокутними СК при суміщених початках координат здійснюється шляхом трьох послідовних поворотів на кути Ейлера; такий перехід може бути виконаний формально, завдяки використанню матричного апарата, необхідно лише визначити кути та правильну послідовність поворотів. Перехід від прямокутних до сферичних СК, а також у зворотному напрямку, виконується з використанням відомих тригонометричних співвідношень.

Перехід від зв'язаної СК до початкової стартової СК і місцевої географічної СК

Кутове положення РН відносно початкової стартової СК визначають три кути:

φ – кут тангажа, утворений подовжньою зв'язаною віссю ракети Ox та горизонтальною площиною початкової стартової СК $O_c x_{co} z_{co}$;

ξ – кут рискання, утворений проекцією зв'язаної осі Ox на горизонтальну площину початкової стартової СК та її віссю $O_c x_{co}$;

η – кут крену, утворений віссю Oz та лінією перетину вертикальної площини симетрії РН Oy_z з горизонтальною площиною початкової стартової СК $O_c x_{co} z_{co}$.

Для здійснення переходу від початкової стартової до зв'язаної СК необхідно для кожного повороту з послідовності знайти матрицю проєктивних коефіцієнтів, потім перемножити матриці в зворотній послідовності. Перший поворот здійснюється навколо осі $O_c y_{co}$ на кут рискання ξ (рис. 4.13), другий - навколо осі $O_c z_{co}$ на кут тангажа φ , третій поворот - навколо осі $O_c x$, на кут крену η . Відповідні матриці M_ξ, M_φ, M_η мають наступний вигляд:

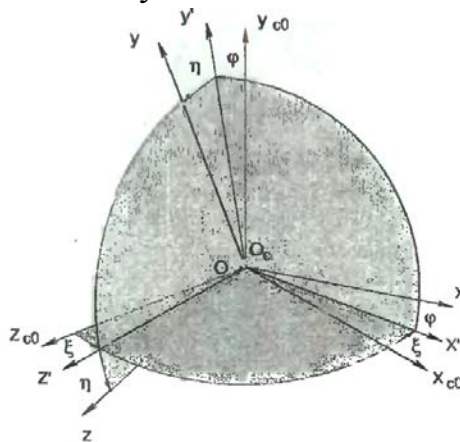


Рис. 4.13. Орієнтація зв'язаних осей відносно осей початкової стартової СК

Результуюча матриця переходу між початковою стартовою та зв'язаною СК утворюється як добуток складових матриць у відповідній зворотній послідовності:

$$M_{nc}^{3B} = M_\eta \cdot M_\varphi \cdot M_\xi \quad (4.1)$$

Зворотний перехід між системами координат здійснюється транспонуванням матриці прямого переходу, тобто:

$$M_{3B}^{nc} = (M_{nc}^{3B})^T \quad (4.2)$$

Положення осей початкової стартової системи фіксується гіроскопічними приладами системи керування і впродовж польоту залишається незмінним. Пото-

чні значення польотних кутів контролюються та порівнюються з їх програмними значеннями.

Орієнтація зв'язаної СК відносно місцевої географічної СК здійснюється за допомогою кутів, що визначаються аналогічно кутам φ, ξ, η (рис. 4.14). Місцевий кут тангажа ϑ утворюється подовжньою віссю Ox і місцевою горизонтальною площиною $Ox_{м.г}z_{м.г}$. Кут ристання ψ кутом між віссю $Ox_{м.г}$ місцевої географічної СК та вертикальною площиною, що проходить скрізь подовжню вісь РН Ox . Кут крену γ утворений зв'язаною віссю Oy та вертикальною площиною, що проходить скрізь подовжню вісь РН Ox .

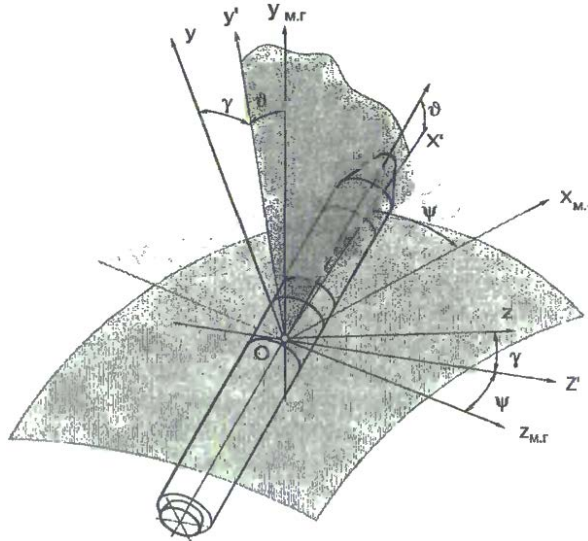


Рис. 4.14. Орієнтація зв'язаних осей відносно осей місцевої географічної СК

Перехід від зв'язаної до швидкісної СК

Взаємна орієнтація осей у даному випадку визначається за допомогою двох кутів: кута атаки α і кута ковзання β (Рис. 4.11). Для суміщення координатних осей швидкісної і зв'язаної СК перший поворот здійснюється навколо осі Oy_V на кут β , другий - навколо осі Oz' на кут α , відповідні матриці M_β , і M_α мають такий вигляд:

$$M_\beta = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix}, \quad M_\alpha = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Матриця переходу між швидкісною і зв'язаною СК утвориться як:

$$M_{\text{Ш}}^{3\text{В}} = M_\beta \cdot M_\alpha$$

необхідна матриця переходу:

$$M_{3\text{В}}^{\text{Ш}} = (M_{\text{Ш}}^{3\text{В}})^T = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\alpha & -\cos\alpha\sin\beta \\ -\sin\alpha\cos\beta & \cos\alpha & \sin\alpha\sin\beta \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Перехід між швидкісною СК і напівшвидкісною СК

Осі швидкісної СК можна сумістити з осями напівшвидкісної СК за допомогою одного повороту навколо осі Ox_V (див, рис. 4.11) на кут γ_{III} , матриця прямого переходу має вигляд:

$$M_{III}^{HIII} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma_{III} & \sin\gamma_{III} \\ 0 & -\sin\gamma_{III} & \cos\gamma_{III} \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Перехід між напівшвидкісною СК і місцевою географічною СК

Взаємна кутова орієнтація осей цих систем визначається за допомогою двох кутів: кута нахилу траєкторії Θ і кута курсу ψ (Рис. 4.15).

Кут Θ утворюється між вектором швидкості ЛА і горизонтальною площиною $Ox_{M.2}z_{M.2}$ місцевої географічної СК, курс ψ є кутом між віссю $Ox_{M.2}$, та вертикальною площиною, що проходить крізь вектор швидкості \bar{V} . І перехід між системами аналогічний переходу між зв'язаною та швидкісною СК. При переході від місцевої географічної до напівшвидкісної СК перший поворот здійснюється навколо осі $Oy_{M.2}$ на кут ψ , другий – навколо осі $Oy_{M.2}$ на кут Ψ , другий - навколо осі $Oz_{V'}$ на кут Θ , відповідні матриці M_ψ , і M_Θ :

$$M_\psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & \sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix}, \quad M_\Theta = \begin{bmatrix} \cos\Theta & -\sin\Theta & 0 \\ \sin\Theta & \cos\Theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (4.5)$$

кінцеві матриці:

$$M_{M.G.}^{HIII} = M_\psi \cdot M_\Theta, \quad M_{HIII.}^{M.G.} = (M_{M.G.}^{HIII})^T$$

Переходи між іншими системами координат, наприклад, стартовою та початковою стартовою СК, між землею та стартовою СК, здійснюються за аналогічними принципами. Слід також відзначити, що складні переходи можуть бути здійснені за допомогою послідовності простих, треба лише дотримуватись правильного порядку перемноження матриць.

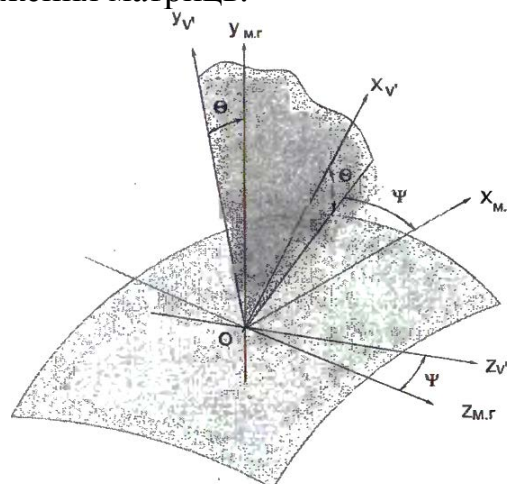


Рис. 4.15. Взаємна кутова орієнтація напівшвидкісної і місцевої географічної СК

4.3.2 Складання повної системи рівнянь руху

При складанні рівнянь незбуреного руху на активній ділянці, у більшості випадків, доцільно використати осі неінерційних координатних систем. Це, по-перше, полегшить сам процес складання рівнянь, подальше їх спрощення і розв'язання, по-друге, дозволить прив'язати траєкторію руху до географічних районів Землі, що зручно при проектуванні трас польоту, зон падіння відпрацьованих ступенів та обтічників. Поширеним є складання рівнянь у проекціях на рухомі осі напівшвидкісної СК. Такий підхід дозволяє зручно спрощувати систему рівнянь руху залежно від вихідних припущень та умов польоту що є суттєвою перевагою для широкого класу проектних задач. Розглянемо основні положення цього підходу та складемо систему основних рівнянь, яка дозволить виконати розрахунок параметрів траєкторії руху центра мас РН.

Векторне рівняння руху центра мас РН у довільній неінерційній СК має такий вигляд:

$$m \left(\frac{d'\bar{V}}{dt} + \bar{\Omega} \cdot \bar{V} \right) = \sum \bar{F} + \sum \bar{P} + (-m \cdot \bar{a}_e) + (-m \cdot \bar{a}_c), \quad (4.6)$$

де $\frac{d'\bar{V}}{dt}$ локальна похідна швидкості в неінерційній системі (напівшвидкісній СК);

$\bar{\Omega}$ - вектор кутової швидкості обертання рухомих осей системи відносно інерційних;

$\sum \bar{F}, \sum \bar{P}$ - суми активних та реактивних сил, що діють на ЛА;

\bar{a}_e, \bar{a}_c - вектори інерційних прискорень - переносного та коріолісового відповідно.

1. Використаємо геоцентричну, місцеву географічну та напівшвидкісну систему координат для визначення вектора повної кутової швидкості - $\bar{\Omega}$.

Кутове положення центра мас РН у геоцентричній сферичній СК визначимо за допомогою кутів довготи λ та широти $\varphi_{\text{ц}}$ (рис. 4.16), а кутове положення осей напівшвидкісної СК відносно осей місцевої географічної визначимо СК з використанням кутів θ і ψ (рис. 4.15, 4.16). В силу того, що центр мас РН співпадає з початком місцевої географічної СК, можемо записати таке векторне рівняння:

$$\bar{\Omega} = \dot{\bar{\theta}} + \dot{\bar{\psi}} + \dot{\bar{\lambda}} + \dot{\bar{\varphi}}_{\text{ц}} \quad (4.7)$$

Знайти проекції кутової швидкості $\bar{\Omega}$ на осі напівшвидкісної СК можна, використавши проекції кутових швидкостей $\dot{\bar{\lambda}}$ і $\dot{\bar{\varphi}}_{\text{ц}}$ на осі місцевої географічної СК та матрицю переходу між цією та напівшвидкісною системою, проекції $\dot{\bar{\theta}}$ та $\dot{\bar{\psi}}$ визначаються за допомогою рис. 4.16.

Кінцевий вираз для проекцій $\bar{\Omega}$ на осі напівшвидкісної СК досить громіздкий.

Співвідношення для $\dot{\bar{\lambda}}$ і $\dot{\bar{\varphi}}_{\text{ц}}$ зв'яжемо з компонентами швидкості $V_{\text{хм.г.}}$ та $V_{\text{зм.г.}}$ в місцевій географічній СК:

$$V_{\text{хм.г.}} = V \cos \theta \cos \psi, \quad V_{\text{зм.г.}} = V \cos \theta \sin \psi \quad (4.8)$$

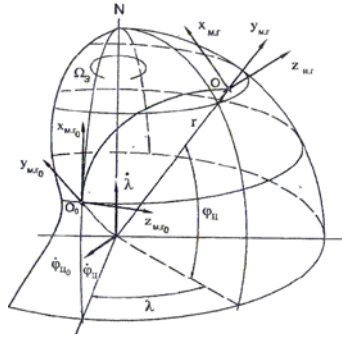


Рис. 4.16. Зміна орієнтації місцевої географічної СК

З рис. 4.16 легко побачити, що швидкості зміни кутів довготи та широти дорівнюють:

$$\dot{\lambda} = \frac{V_{\text{ЗМ.Г.}}}{r \cos \varphi_{\text{ц}}}, \quad \dot{\varphi}_{\text{ц}} = \frac{V_{\text{ХМ.Г.}}}{r}$$

з урахуванням (4.8) запишемо кінцеві вирази для цих кутових швидкостей:

$$\dot{\lambda} = \frac{V \cos \Theta \sin \psi}{r \cos \varphi_{\text{ц}}}, \quad \dot{\varphi}_{\text{ц}} = \frac{V}{r} \cos \Theta \cos \psi. \quad (4.9)$$

2. *Визначимо компоненти похідної вектора швидкості в напівшвидкісній СК:*

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \frac{d'\bar{V}}{dt} + \bar{\Omega} \cdot \bar{V} \quad (4.10)$$

проекції вектора швидкості на осі цієї системи координат дорівнюють:

$$[\bar{V}]_{\text{НШ}} = [V \quad 0 \quad 0]^T \quad (4.11)$$

відповідно локальна похідна:

$$\left[\frac{d'\bar{V}}{dt} \right]_{\text{НШ}} = \begin{bmatrix} \dot{V} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

векторний добуток $\bar{\Omega} \cdot \bar{V}$ має такий вигляд:

$$[\bar{\Omega} \cdot \bar{V}]_{\text{НШ}} = \begin{bmatrix} 0 \\ V \Omega_z \\ -V \Omega_y \end{bmatrix}, \quad (4.13)$$

підставляючи значення компонентів Ω_z , Ω_y з урахуванням виразів (4.9 - 4.13), одержимо:

$$\left[\frac{d\bar{V}}{dt} \right]_{\text{НШ}} = \begin{bmatrix} \dot{V} \\ V \dot{\Theta} - \frac{V^2}{r} \cos \Theta \\ -V \dot{\psi} \cos \Theta + \frac{V^2}{r} \cos^2 \Theta \operatorname{tg} \varphi_{\text{ц}} \sin \psi \end{bmatrix}, \quad (4.14)$$

2. *Визначимо компоненти коріолісового прискорення в напівшвидкісній СК.*

Коріолісове прискорення виникає в переносному русі внаслідок обертання Землі:

$$\bar{a}_c = 2(\bar{\omega}_3 \cdot \bar{V}),$$

де $\bar{\omega}_3$ – кутова швидкість обертання Землі навколо своєї осі $\omega_3 = 7,2921158 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$, напрямок її вектора співпадає з напрямком λ (Рис. 4.13). В проекціях на осі напівшвидкісної СК:

$$\bar{a}_{\text{нш}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 2V\omega_{3z} \\ -2V\omega_{3y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 2V\omega_3 \sin\psi \cos\varphi_{\text{ц}} \\ 2V\omega_3 (\cos\varphi_{\text{ц}} \cos\psi \sin\Theta - \cos\Theta \sin\varphi_{\text{ц}}) \end{bmatrix}. \quad (4.15)$$

Абсолютне значення коріолісового прискорення відносно невелике, при русі РН в екваторіальній площині зі швидкістю 5~6 км/с максимальне значення ас становить близько 1-1,2 м/с², що приблизно відповідає 11-12% величини прискорення сили тяжіння.

4. *Визначимо компоненти переносного прискорення \bar{a}_e , яке викликане обертанням Землі:*

$$\bar{a}_e = \bar{\omega}_3 \cdot (\bar{\omega}_3 \cdot \bar{r}), \quad (4.16)$$

компоненти цього вектора доцільно розкласти на радіальну \bar{a}_{er} та осьову $\bar{a}_{e\omega}$ складову:

$$a_{er} \approx r\omega_3^2, \quad a_{e\omega} \approx r\omega_3^2 \sin\varphi_{\text{ц}}. \quad (4.17)$$

Здійснити подальший перехід до осей напівшвидкісної СК можна за допомогою матриці (4.5). Абсолютне значення переносного прискорення в екваторіальній площині на поверхні Землі становить близько 0,03 м/с². У більшості випадків розрахунку траєкторій РН цим прискоренням можна знехтувати і, з метою спрощення, ми не включимо проекції переносного прискорення в кінцеву систему рівнянь руху.

4. *Визначимо проекції сил, які діють на РН у польоті.*

Проекції сили тяжіння \bar{G} на осі напівшвидкісної СК, в рамках припущення про центральність поля земного тяжіння, легко визначаються за допомогою рис. 4.15 і 4.17:

$$[\bar{G}]_{\text{нш}} = \begin{bmatrix} -mg \sin\Theta \\ -mg \cos\Theta \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.18)$$

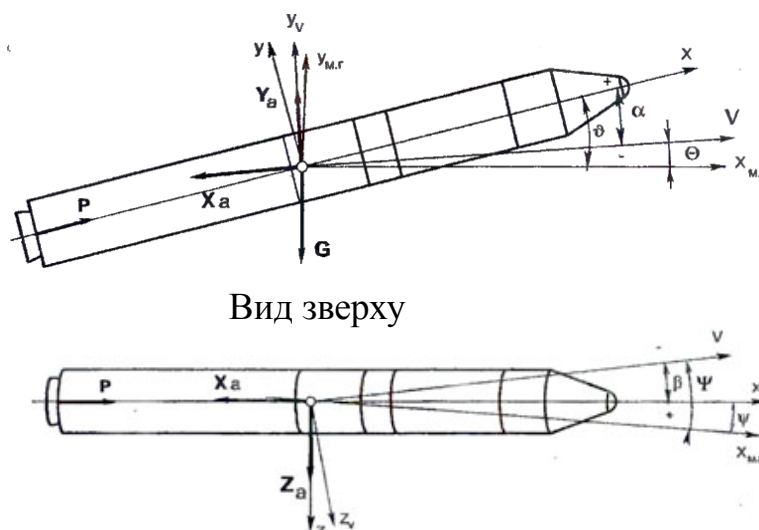


Рис. 4.17. Схема основних сил, що діють на РН в польоті

Нагадаємо, що величина прискорення сили земного тяжіння змінюється з висотою і за прийнятою моделлю:

$$g(h) = g_0 \left(\frac{R_3}{R_3+h} \right)^2,$$

в екваторіальній площині на поверхні Землі $g_0 \approx 9,8065$ м/с².

Сила тяги \bar{P} орієнтована в зв'язаній СК, напрямком її основної подовжньої компоненти співпадає з віссю Ox . Для знаходження проєкцій цієї сили необхідно використати матриці переходу від зв'язаної до швидкісної СК (4.3) і від швидкісної до напівшвидкісної СК (4.4). Кінцеве рівняння в матричній формі матиме такий вигляд:

$$[\bar{P}]_{\text{нш}} = M_{\text{ш}}^{\text{нш}} M_{\text{шв}}^{\text{ш}} \begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.19)$$

По осях зв'язаної СК також можна розкласти і компоненти вектора керівних сил та скористатись тією ж матрицею переходу.

Повний вектор аеродинамічних сил \bar{R}_a традиційно розкладають на три складові, що легко орієнтуються у зв'язаній і швидкісній СК:

$$\bar{R}_a = \bar{X}_a + \bar{Y}_a + \bar{Z}_a.$$

X_a – сила лобового опору, що спрямована протилежно проєкції векторі повітряної швидкості на вертикальну площину симетрії РН (Рис. 4.17). Компоненти цієї сили в проєкціях на осі швидкісної СК дорівнюють:

$$[X_a]_{\text{шв}} = \begin{bmatrix} -X_a \cos \beta \\ 0 \\ X_a \sin \beta \end{bmatrix}. \quad (4.20)$$

Y_a – піднімальна сила, розташована у вертикальній площині симетрії РН та перпендикулярна проєкції швидкості повітряного потоку на цю площину:

$$[Y_a]_{\text{шв}} = \begin{bmatrix} 0 \\ Y \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (4.21)$$

Z_a – бічна сила, орієнтована перпендикулярно вертикальній площині Oxy (Рис. 4.14) і спрямована уздовж вісі Oz зв'язаної СК:

$$[Z_a]_{\text{шв}} = \begin{bmatrix} Z_a \sin \beta \\ 0 \\ Z_a \cos \beta \end{bmatrix}. \quad (4.22)$$

Перехід від швидкісної до напівшвидкісної СК здійснюється за допомогою матриці (4.4):

$$[R_a]_{\text{нш}} = M_{\text{нш}}^{\text{шв}} \begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix}_{\text{шв}}. \quad (4.23)$$

5. Складемо систему рівнянь руху відповідно з виразами (4.6), (4.13-4.15), моделлю центрального поля сили тяжіння та без урахування компонентів переносного прискорення. Якщо уникати проміжних викладок, динамічні рівняння, що зв'язують компоненти зовнішніх сил та інерційних прискорень з похідними швидкості та траєкторних кутів $\frac{dV}{dt}$, $\frac{d\theta}{dt}$, $\frac{d\psi}{dt}$ виглядають таким чином:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} V \\ \Theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{N_x}{m} - g \sin \Theta \\ \frac{N_y}{mV} - \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{r} \right) \cos \Theta - 2\omega_3 \cos \varphi_{\text{ц}} \sin \psi \\ -\frac{N_z}{mV \cos \Theta} + \frac{V}{r} \tan \varphi_{\text{ц}} \sin \psi \cos \Theta + 2\omega_3 (\cos \varphi_{\text{ц}} \cos \psi \tan \Theta - \sin \varphi_{\text{ц}}) \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

де N_x, N_y, N_z - суми проєкцій зовнішніх сил на осі напівшвидкісної СК, які знаходять за допомогою формул (4.18-4.22). В розгорнутому вигляді ці вирази можуть бути громіздкими, але якщо знехтувати компонентами керівних сил, то для них можна записати наступні співвідношення:

$$\begin{aligned} N_x &= P \cos \alpha \cos \beta - X_a \cos \beta + Z_a \sin \beta \\ N_y &= P (\sin \alpha \cos \gamma_{\text{ш}} + \sin \gamma_{\text{ш}} \cos \alpha \sin \beta) + Y_a \cos \gamma_{\text{ш}} - X_a \sin \beta \sin \gamma_{\text{ш}} - Z_a \cos \beta \sin \gamma_{\text{ш}}, \\ N_z &= P (\sin \alpha \sin \gamma_{\text{ш}} - \cos \alpha \cos \gamma_{\text{ш}} \sin \beta) + Y_a \sin \gamma_{\text{ш}} + X_a \sin \beta \cos \gamma_{\text{ш}} + Z_a \cos \beta \cos \gamma_{\text{ш}}. \end{aligned} \quad (4.25)$$

Три динамічних диференціальних рівняння системи (4.24) мають бути доповнені кінематичними співвідношеннями, які зв'яжуть швидкість руху і траєкторні кути з координатами центра мас РН:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \varphi_{\text{ц}} \\ \lambda \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{V}{r} \cos \Psi \cos \Theta \\ \frac{V \sin \Psi \cos \Theta}{r \cos \varphi_{\text{ц}}} \\ V \sin \Theta \end{bmatrix}, \quad (4.26)$$

тут r – радіус-вектор, проведений з центра Землі. За припущенням її сферичності, його можна зв'язати з висотою польоту над поверхнею Землі таким простим виразом:

$$h = r - R_3 \quad (4.27)$$

У випадку використання еліпсоїдальної моделі фігури Землі необхідно скористатися виразом:

$$h = r - a \sqrt{\frac{1 - e_m^2}{1 - e_m^2 \cos^2 \varphi_{\text{ц}}}}, \quad (4.28)$$

де a, e_m – відповідно велика піввісь та ексцентриситет меридіонального перетину земного еліпсоїда.

Відстань, яку проходить РН від початку польоту в площині стрільби по поверхні Землі L і, та відстань, на яку ракета зміщується з цієї площини, Z можна знайти за допомогою наступних співвідношень:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} L \\ Z \end{bmatrix} = R_3 \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_{\text{ц}} \cos \psi_o + \dot{\lambda} \sin \psi_o \cos \varphi_{\text{ц}} \\ -\dot{\varphi}_{\text{ц}} \sin \psi_o + \dot{\lambda} \cos \psi_o \cos \varphi_{\text{ц}} \end{bmatrix} \quad (4.29)$$

При необхідності, перехід від геоцентричних координат $(r, \varphi_{\text{ц}}, \lambda)$ до координат у гринвіцькій СК $(x_{\text{Г}}, y_{\text{Г}}, z_{\text{Г}})$ здійснюється за допомогою геометричних співвідношень, які відомі зі сферичної тригонометрії.

За допомогою шести рівнянь з систем (4.24) і (4.26) можна визначити швидкість і координати центра мас ракети-носія на активній ділянці польоту. Для того щоб визначити просторове положення РН як твердого тіла, цю систему необхідно доповнити рівняннями обертального руху навколо центра мас. Для проектних розрахунків використовують принцип ідеального програмно керованого руху, в якому врівноважене кутове положення ракети в поточний момент часу визначається програмними керівними кутами тангажа φ , ризиання ξ та крену η (рис. 4.13),

або ж у деяких випадках програмними кутами атаки α та ковзання β . Зв'язок між цими кутами і місцевими кутами ϑ, ψ, γ і $\Theta, \Psi, \gamma_{ш}$ визначається за допомогою кінематичних співвідношень, які можна одержати, використовуючи матриці переходу між зв'язаною, швидкісною, напівшвидкісною, місцевою географічною та початковою стартовою системами координат.

Наведені нижче рівняння зв'яжуть кути в швидкісній, напівшвидкісній та місцевій географічній СК:

$$\sin \Theta = \sin \vartheta \cos \alpha \cos \beta - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha \cos \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta, \quad (4.30)$$

$$\sin \Psi \cos \Theta = \sin \psi \cos \vartheta \cos \alpha \cos \beta + \cos \psi \sin \gamma \sin \alpha \cos \beta + \\ + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \sin \alpha \cos \beta - \cos \psi \cos \gamma \sin \beta + \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \sin \beta, \quad (4.31)$$

$$\sin \gamma_{ш} \cos \Theta = \sin \vartheta \cos \alpha \sin \beta - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha \sin \beta + \cos \vartheta \sin \gamma \cos \beta. \quad (4.32)$$

Рівняння (4.30-4.32) досить громіздкі, але в окремих випадках вони значно спрощуються, наприклад, при відсутньому ковзанні $\beta = 0$ та крені $\gamma = 0$, (відповідає польоту у вертикальній площині), зі співвідношення (4.30) випливає рівність:

$$\Theta = \vartheta - \alpha \quad (4.33)$$

Якщо політ відбувається в горизонтальній площині при малих кутах атаки α , тобто $\cos \alpha \approx 1$, $\sin \alpha \approx 0$, то з виразу (4.31) можна одержати наступну рівність:

$$\psi = \vartheta - \beta \quad (4.34)$$

З виразу (4.32) випливає, що при малих кутах $\Theta, \vartheta, \alpha, \beta$ кути крену γ і $\gamma_{ш}$ приблизно рівні.

Керівні кути тангажа φ , рискання ξ та крену η при малих дальностях польоту приблизно дорівнюють місцевим кутам тангажа ϑ , рискання ψ та крену γ це пов'язано з малим кутовим зміщенням місцевої горизонтальної площини відносно горизонтальної площини початкової стартової СК.

В уточнених розрахунках збуреного руху РН використовують динамічний ув'язок між зовнішніми збурювальними моментами і керівними моментами у каналах кутів тангажа, рискання та крену. Точне кутове положення осей РН визначається у результаті розв'язання системи рівнянь обертального руху навколо центра мас. Така задача може бути розв'язана, коли відомі основні масові та інерційні характеристики РН, номінальна траєкторія, а також характеристики системи керування та її виконавчих органів.

4.3.3 Спрощення повної системи рівнянь руху

Система, що складається з рівнянь (4.24-4.32), може бути використана для розрахунку параметрів траєкторії з високою точністю, достатньою для проектного розрахунку. Хоча можливості сучасних ЕОМ дозволяють обчислювати таку розрахункову задачу за лічені секунди, необхідності завжди використовувати ці досить громіздкі рівняння немає. В першу чергу, це обумовлено недостатністю або неточністю вихідних даних щодо самого літального апарата, що на ранніх етапах проектних робіт цілком звичайно. Тому для оперативних розрахунків використовують рівняння, спрощені відносно вихідних рівнянь системи (4.24-4.26).

Спростимо вихідні рівняння системи (4.24-4.26), виключаючи з правих частин доданки, які відносно неістотно впливають на кінцеві значення траєкторних параметрів, та прийнявши припущення про малі значення кутів, які визначають аеродинамічні сили. Спростимо три рівняння (4.24), виключивши з нього проекції коріолісового прискорення (таким чином, остаточно не враховуючи динамічний вплив добового обертання Землі) та припустивши політ без ковзання та крену:

$$\beta = 0, \quad \gamma_{uu} = 0, \quad \cos \beta = 1, \quad \cos \gamma_{uu} = 1$$

Рівняння (4.24) після спрощення наберуть вигляду:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} V \\ \Theta \\ \Psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{P \cos \alpha - X_a}{m} - g \sin \Theta \\ \frac{P \sin \alpha + Y_a}{mV} - \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{r} \right) \cos \Theta \\ \frac{Z_a}{mV \cos \Theta} + \frac{V}{r} \tan \varphi_y \sin \Psi \cos \Theta \end{bmatrix}, \quad (4.35)$$

Одержана система просторового руху центра мас РН значно спростилась, у ній залишились члени, що зумовлені дією сили тяги, зовнішніх сил та доцентрового прискорення інерції.

У проектних розрахунках можна розглядати рух у площині польоту, за винятком особливих випадків, коли здійснюється боковий маневр (наприклад, при виборі зон падіння відокремлених ступенів). Для плоского руху в цьому випадку виконується $\dot{\Psi} = 0$, і траєкторія лежить у площині великого кола, яке проходить скрізь центр Землі, а система (4.35) має ще більш спрощений вигляд:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} V \\ \Theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{P \cos \alpha - X_a}{m} - g \sin \Theta \\ \frac{P \sin \alpha + Y_a}{mV} - \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{r} \right) \cos \Theta \end{bmatrix}. \quad (4.36)$$

Кінематичні рівняння для поточних координат центра мас у цьому випадку зручно записати у проекціях на осі початкової стартової системи координат:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_{c_0} = \begin{bmatrix} V \cos \Theta_c \\ V \sin \Theta_c \end{bmatrix}, \quad (4.37)$$

де Θ_c – кут нахилу вектора швидкості до горизонтальної площини початкової стартової СК:

$$\Theta_c = \Theta - \phi,$$

ϕ – кут, на який повертається лінія місцевого горизонту відносно лінії початкового стартового горизонту (кутова дальність польоту):

$$\phi = \arcsin \left(\frac{x_{c_0}}{r} \right). \quad (4.38)$$

Поточний радіус-вектор, проведений з центра Землі до центра мас РН обчислюється через координати в початковій стартовій СК:

$$r = \sqrt{(y_{c_0} + R_3)^2 + x_{c_0}^2}. \quad (4.39)$$

Програмний кут тангажа визначається у цьому випадку таким співвідношенням:

$$\varphi = \Theta_c + \alpha = \Theta + \alpha - \phi. \quad (4.40)$$

Програмний кут тангажа найчастіше змінюється за функціональною залежністю $\varphi(t)$, яка вибирається і оптимізується відповідно до поставленого завдання виведення корисного вантажу на цільову орбіту.

Рівняння (4.36-4.40) та (4.33) можна рекомендувати для проектних розрахунків початкового наближення. При необхідності визначення географічних координат систему (4.36) можна доповнити виразами (4.9), та врахувати кінематичні співвідношення (4.26), при цьому кут курсу ψ для плоского руху необхідно вважати постійним: $\psi(t)=\text{const}$.

Оцінка точності у визначенні параметрів руху РН за спрощеними рівняннями складає близько 1,5..3%. Цієї точності достатньо для широкого кола задач дослідження залежності енергетичних та льотно-технічних характеристик від основних проектних параметрів РН.

4.3.4 Інтегрування систем рівнянь руху

У загальному випадку система рівнянь руху складається з нелінійних диференціальних рівнянь, які розв'язуються винятково методами чисельного інтегрування. Нелінійність зумовлена, в першу чергу, складними залежностями, в які входять аеродинамічні сили, різкою зміною траєкторних кутів, сили тяги тощо.

Математично задача зводиться до розв'язання системи з заданими початковими і кінцевими умовами руху. Якщо траєкторія лежить у площині і старт вертикальний, початкові умови:

$$t_0 = 0, V_0 = 0, \varphi_0 = 90^\circ, r_0 = R_3(H_0 = 0)$$

кінцеві параметри руху РН повинні задовольнити таким крайовим умовам:

$$V_{\text{кін}}=V^*, \Theta_{\text{кін}}=\Theta^*, r_{\text{кін}}=r^* (H_{\text{кін}}=H^*),$$

що відповідають параметрам цільової орбіти корисного вантажу Виконання останніх забезпечується програмами керування рухом.

Як методи чисельного інтегрування часто використовують методи Рунге-Кутта, Адамса-Штермера, різних порядків точності як з постійним, так і змінним кроком інтегрування. Для точних розрахунків використовують методи з адаптивним змінним кроком. У цих випадках програма-обчислювач автоматично відстежує швидкість зміни правих частин диференціальних рівнянь і підбирає відповідний крок, який забезпечить необхідну точність результату; Такі методи вкрай необхідні при аналізі перехідних процесів - набір та спад тяги двигуна, відокремлення ступенів тощо. Якщо виконують інтегрування з постійним кроком, то його припустимі значення лежать в інтервалі від 0,5 до 3 сек, залежно від загальної тривалості польоту. Очевидно, що більше значення кроку може зумовити більшу похибку в визначенні траєкторних параметрів.

У результаті чисельного інтегрування отримують значення кінематичних і динамічних параметрів руху. На рис. 4.18 показані графіки зміни швидкості V , висоти польоту над поверхнею Землі H та подовжнього осьового перевантаження n_x для типової триступінчастої ракети-носія. Осьове перевантаження n_x досягає свого максимального значення під кінець роботи ступенів, для РН його абсолютне максимальне значення лежить у інтервалі 4,5..6,5 одиниці.

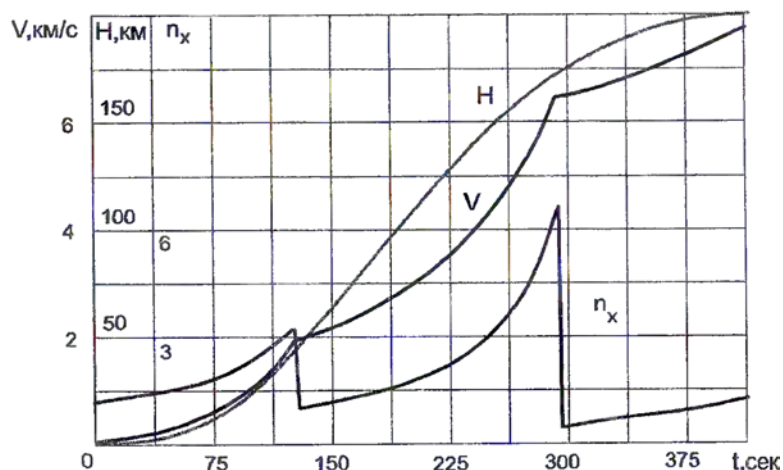


Рис. 4.18. Характерний вигляд зміни швидкості V , висоти H , подовжнього перевантаження n_x впродовж польоту тріступінчастої РН

У процесі інтегрування також визначаються чисельні значення зовнішніх силових факторів, що діють на конструкцію, вони входять до правих частин диференціальних рівнянь, і потрібні для розрахунку корпусу ракети на міцність і тепловий нагрів, зокрема на рис. 4.19 представлені графіки зміни сили лобового опору X_a , та швидкісного напору q_v під час польоту РН. Максимальне значення швидкісного напору може становити близько 40-50 кПа, на висотах від 10 до 12 кілометрів.

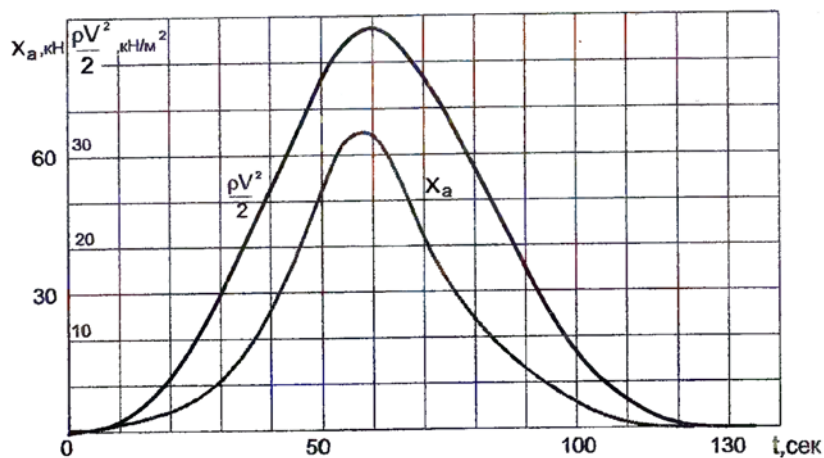


Рис. 4.19. Характерний вигляд зміни швидкісного напору q_v , та сили лобового опору X_a впродовж польоту першого ступеня ракети-носія

Для задач керування потрібно під час інтегрування обчислювати так звані уявні параметри, викликані зовнішніми силами без урахування сили земного тяжіння. Як правило, обчислюють компоненти уявної швидкості в проекціях на осі зв'язаної СК: $W_x(t)$, $W_y(t)$, $W_z(t)$. Для компоненти $W_x(t)$ можна записати таке співвідношення:

$$W_x(t) = \int_0^t \frac{P_x(t) - X_a(t)}{m(t)} dt,$$

де $m(t) = m_0 - \int_0^t \dot{m}(t) dt$.

Для багатьох проектних задач з великою точністю можна визначити втрати ідеальної швидкості, розрахованої за формулою Ціолковського, порівнюючи її з

фактичною швидкістю, яка обчислена під час інтегрування системи рівнянь (4.35, 4.36). Нагадаємо, що сумарна втрата швидкості ΔV_{Σ} може бути показана у вигляді суми часткових втрат, обумовлених здоланням гравітаційного поля Землі ΔV_1 , аеродинамічним опором атмосфери ΔV_2 та втратами питомого імпульсу тяги двигуна, внаслідок дії барометричного тиску, ΔV_3 :

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3.$$

Як приклад, на рис. 4.20 наведені графіки ідеальної та фактичної швидкості для першого ступеня типової рідинної РН с часом роботи біля 140 сек. Суммарні втрати швидкості під час роботи першого ступеня можуть становити близько 600-700 м/с. На рис. 4.21 показані графічні залежності для складових втрати. Найбільше значення має втрата на здолання гравітаційного поля ΔV_1 – майже 400 м/с, аеродинамічні втрати ΔV_2 близько 75-80 м/с. Велике значення мають втрати ΔV_3 , пов'язані з падінням питомого імпульсу двигуна, вони можуть становити 120-130 м/с. Числові значення втрат, безумовно, залежать від багатьох факторів коливаються для кожного окремого випадку, тут наведені лише приблизні типові значення.

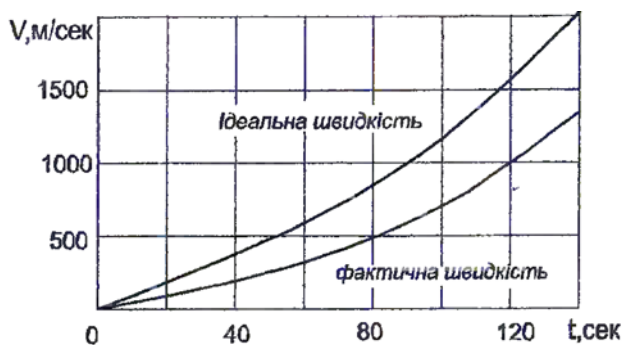


Рис. 4.20. Сумарні втрати ідеальної швидкості під час роботи першого ступеня типової ракетно-носія

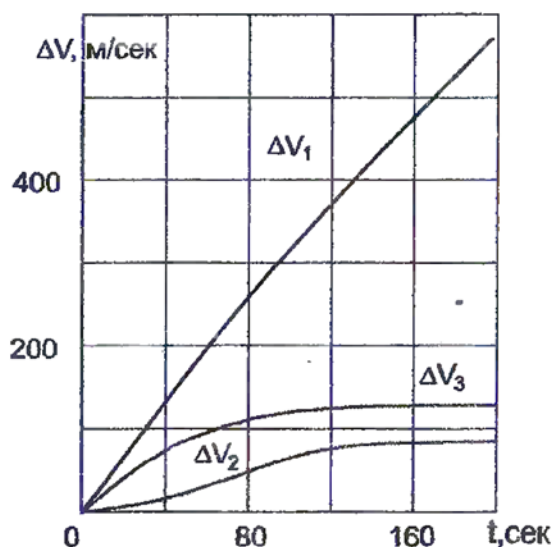


Рис. 4.21. Компоненти сумарної втрати швидкості

4.3.5 Програми керування рухом

Під програмами керування традиційно розуміють сукупність керівних функцій, що визначають кутову орієнтацію ракети в просторі і часі, визначають орієнтацію вектора тяги в номінальному русі, задають закон зміни секундної витрати палива.

Політ ракети-носія на активній ділянці траєкторії відбувається згідно з програмами виведення, які автономно виконуються системою керування, відповідно до функцій, обраних на стадії проектування. Традиційно до цих функціональних залежностей відносять закони зміни кутів тангажа, рискання, крену та в деяких випадках закон зміни секундної масової витрати палива, або ж зміни компонентів уявної швидкості W . Кути тангажа φ , рискання ξ та крену η визначають кутове положення зв'язаних осей РН відносно осей початкової стартової СК. Ці кути вимірюються на борту ракети гіроскопічними приладами автономної системи керування.

Якщо РН рухається у площині, визначальною для неї буде програма кута тангажа $\varphi = \varphi(t)$ програмна зміна кутів рискання та крену не відбувається, тобто $\xi(t) = 0$, $\eta(t) = 0$. У деяких випадках необхідно скористатись боковим маневром РН для забезпечення безпечного падіння відпрацьованих ступенів, або ж зміни нахилу площини орбіти КА. Для таких випадків приймається відповідна програма кута рискання $\xi = \xi(t)$. Крилаті літальні апарати можуть здійснювати складні маневри з програмним розворотом по крену, тобто $\eta = \eta(t)$. Таким чином, вибір програм $\varphi(t)$, $\xi(t)$, $\eta(t)$ є складним завданням, що має розглядатись у комплексі всіх проектних розрахунків.

Розглянемо окремо функціональну залежність $\varphi(t)$ як основну складову керування рухом ракети-носія. Очевидно, що залежно від виду цієї функції можна сформулювати безліч траєкторій з різними кінцевими і проміжними параметрами. Але ж цікава деяка множина траєкторій, або єдина траєкторія, яка б забезпечила максимальну ефективність виведення корисного вантажу на цільову орбіту та задовольнила б крайовим умовам (параметрам цільової орбіти) і ряду обмежень, викликаних специфічними умовами функціонування, конструктивними й експлуатаційними особливостями самої ракети. Таким чином, вибір програми являє собою пошук оптимуму в умовах обмежень. Для ракет-носіїв програма може оптимізуватись за умовою максимуму ваги корисного вантажу, виведеного на орбіту. Така оптимізаційна задача може бути з достатньою точністю розв'язана в рамках теорії оптимального керування за допомогою чисельних методів. Однак для задач проектування траєкторії ракет-носіїв, які стартують вертикально з поверхні Землі.

Ракети-носії, традиційно, стартують з поверхні Землі вертикально. Такий старт має деякі очевидні переваги, наприклад, простоту установки РН на стартовій позиції. З цього впливає початковий вид функції зміни кута тангажа. Необхідно, щоб $\varphi_0 = \varphi(t) = 90^\circ$ при $0 \leq t \leq t_e$. Тривалість вертикального підйому t_e повинна бути не менше того часу, що потрібний двигунам для виходу на режим повної тяги. У випадку програмного розвороту по крену треба виждати, поки ця операція не буде закінчена цілком.

За ділянкою вертикального підйому здійснюється розворот ракети, при цьому ракета деякий час рухається з невеликим від'ємним кутом атаки, абсолютна

величина якого, як правило, не перевищує $4-5^\circ$ (рис. 4.22). Затягування вертикального підйому, тобто збільшення t_e , приводить до відходу від оптимальних умов виведення, також при затягуванні цієї ділянки польоту поворот ракети доведеться здійснювати при великих швидкостях, внаслідок чого в небезпечній мірі зростуть кути атаки. При стартовому розвороті РН може рухатися з програмною зміною кута атаки $\alpha = \alpha(t)$ при цьому за таку залежність можна прийняти:

$$\alpha(t) = -4\alpha_{max}e^{a(t_b-t)}[1 - e^{a(t_b-t)}],$$

де α_{max} – максимальний кут атаки при розвороті;

a – параметр, який характеризує швидкість затухання програмного кута атаки, його підбирають так, щоб при трансзвуковій швидкості польоту М-0,75 – 8 кут атаки був майже нульовим $\alpha \approx 0$.

Найбільше за абсолютною величиною значення α_{max} досягається на початку ділянки розвороту, а потім, по досягненні швидкості, близької до швидкості звуку, рух продовжується з незмінним нульовим кутом атаки. При швидкості, що наближається до швидкості звуку, відбувається швидка зміна аеродинамічних сил і помітно зміщується центр тиску. Це створює труднощі для автомата стабілізації, і тому критичну ділянку траєкторії бажано проходити при нульових кутах атаки. Зростає й швидкісний напір, а в силу того, що при великих кутах атаки корпус піддається значному поперечному навантаженню, яке обмежене з точки зору міцності, кут атаки на цій ділянці повинен бути близьким до нуля. Обмеження по куту атаки може бути зняте лише після того, як ракета вийде за межі атмосфери і швидкісний напір стане мізерно малим.

На атмосферній ділянці надзвукових швидкостей і великих швидкісних напорів функціональна залежність $\varphi(t)$ повинна задовольняти багатьом вимогам, обумовленим обмеженнями по температурних і динамічних навантаженнях і, як зазначалось, прийнятне керування на цій ділянці повинне забезпечувати малі кути атаки $\alpha \approx 0$. В проектних розрахунках траєкторії залежність на першому ступені може бути апроксимована квадратичною параболою вигляду $a \cdot t^2 + b \cdot t + c$, де коефіцієнти a, b, c підбираються таким чином, щоб у кінці роботи першого ступеня $t_{к1}$ виконувались умови $\varphi(t_{к1}) = \varphi_{к1}$, $\dot{\varphi}(t_{к1})=0$; останнє рівняння обумовлене обмеженнями системи керування на величину кутових збурень під час поділу ступенів. Умови поділу також можуть ускладнити поперечні перевантаження, температури і високий швидкісний напір, тому на момент відділення другого ступеня його величина не повинна перевищувати допустимої величини, що досягається, зокрема, і за рахунок зміни кута $\varphi_{к1}$. Важливим є й обмеження на райони падіння відпрацьованих ступенів, якщо таке обмеження існує, величина повинна враховувати і його. Для набліженого розрахунку математична залежність для першого ступеня РН може бути подана у вигляді нерозривної функції вигляду:

$$\varphi_1(t) = \begin{cases} \varphi_0, & 0 \leq t \leq t_e \\ \varphi_0 - 2 \cdot (\varphi_0 - \varphi_{к1}) \cdot \frac{t-t_e}{t'_1-t_e} + (\varphi_0 - \varphi_{к1}) \cdot \frac{(t-t_e)^2}{(t'_1-t_e)^2}, & t_e \leq t \leq t'_1 \\ \varphi_{к1}, & t'_1 \leq t \leq t_{к1} \end{cases} \quad (4.41)$$

де $\varphi_0 = 90^\circ$ – стартовий кут,

t_e – час вертикального польоту,
 $\varphi_{к1}$ – кут тангажа в кінці роботи першого ступеня;
 $t_{к1}$ – час роботи першого ступеня;
 t_1^i – момент часу, з початку якого кут тангажа в кінці роботи ступеня залишається постійним, можна прийняти $t_1^i = t_{к1} - (3..5)$ сек.

При вирішенні широкого кола практичних завдань було встановлено, що оптимальна програма тангажа на верхніх ступенях близька до лінійної залежності від часу, тому залежність для верхніх ступенів, що рухаються на безатмосферній ділянці траєкторії, як правило, апроксимують лінійними двопараметричними або однопараметричними функціями таким чином, щоб були виконані крайова задача та необхідні обмеження. Для i -го ступеня ($i > 1$) функціональна залежність з двома інтервалами має наступний вигляд:

$$\varphi_i(t) = \begin{cases} \varphi_{к(i-1)} - (\varphi_{к(i-1)} - \varphi_{кi}) \cdot \frac{t - t_{к(i-1)}}{t_i^i - t_{к(i-1)}}, & t_{к(i-1)} \leq t < t_i^i \\ \varphi_{кi} & t_i^i \leq t < t_{кi} \end{cases} \quad (4.42)$$

Завдяки варіюванню параметрами програми тангажа досягають виконання необхідних кінцевих умов польоту, з додержанням усіх траєкторних обмежень. Як параметри варіювання традиційно приймаються: значення кутів тангажа в кінці роботи ступенів $\varphi_{кi}$ та моменти часу $t_{кi}$, t_i^i . Зі збільшенням інтервалів і відповідно параметрів програми тангажа зростає точність визначення її характеристик, але й одночасно ускладнюється розв'язання самої оптимізаційної задачі.

На рис. 4.22 наведена спрощена програма $\varphi(t)$ для триступінчастої РН, без розривів та стрибків.

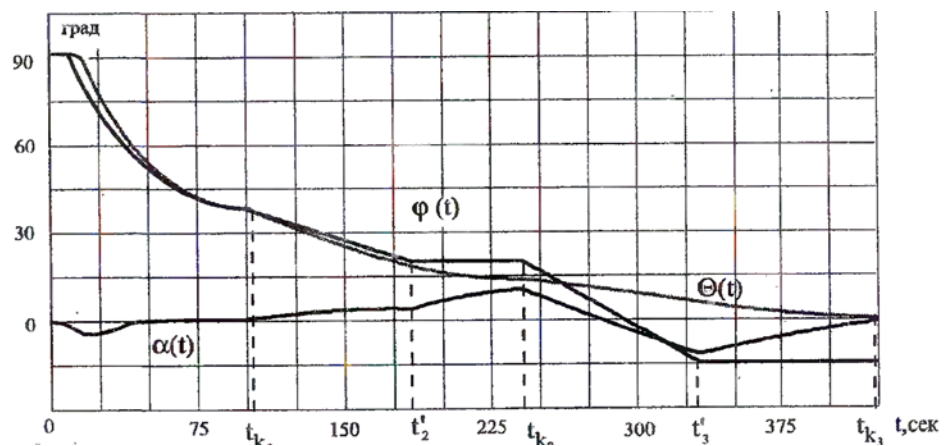


Рис. 4.22. Зміна програмного кута тангажа $\varphi(t)$, кута атаки $\alpha(t)$ та кута нахилу вектора швидкості до місцевого горизонту $\Theta(t)$ під час польоту триступінчастої РН.

Слід відзначити, що стрибки в програмі можуть мати місце, але за умови виконання їх виконавчими органами системи керування, тобто, іншими словами, різку зміну кута тангажа повинен забезпечити відповідний керівний момент, це може привести до виконання додаткового обмеження на припустиму величину кутового прискорення $\ddot{\varphi}(t)$ відповідно з можливостями системи керування РН.

4.4 Розрахунок основних параметрів руху на пасивній ділянці траєкторії

4.4.1 Рівняння руху ракети-носія на пасивній ділянці траєкторії

Верхні та дорозгінні ступені РН, які набрали необхідну швидкість, можуть рухатися з вимкненою рушійною установкою, при цьому відбувається так званий пасивний політ, а ділянка траєкторії руху називається пасивною. Маршовий двигун може вмикатися лише на короткий час, для створення коригувальних імпульсів швидкості.

На пасивній ділянці траєкторії РН рухається переважно під дією гравітаційних сил, хоча на висотах понад 150 кілометрів присутні аеродинамічні сили, при розрахунку параметрів траєкторії їх впливом у більшості випадків можна знехтувати. В наближених розрахунках можна знехтувати впливом інших зовнішніх сил на РН, і розглядати її рух під дією тільки сили земного тяжіння.

Використаємо модель однорідного центрального гравітаційного поля Землі, а РН або КА уявимо матеріальною точкою. За таких припущень, згідно з першим законом Кеплера, траєкторія руху буде лежати у площині. Розглянемо елемент траєкторії на пасивній ділянці (рис. 4.23). Для визначення місцеположення зручно скористатись інерційною полярною системою координат з початком відліку у центрі Землі. В цій системі положення літального апарата задається двома координатами – радіус-вектором \vec{r} , проведеним з центра Землі, і полярним кутом ϕ . Скористаємось основним законом динаміки і запишемо векторне рівняння руху РН:

$$\vec{a} = \frac{\vec{F}_m}{m_{pH}}, \quad (4.42)$$

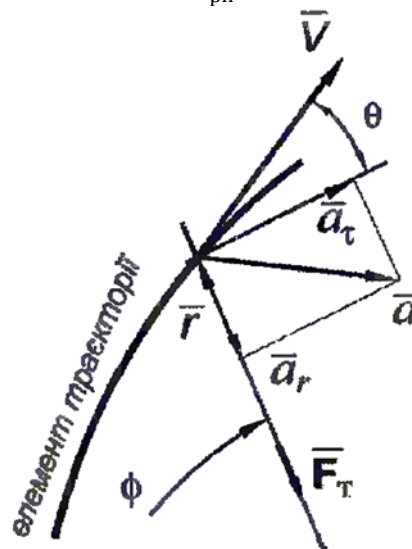


Рис. 4.23. Елемент траєкторії

враховуючи що $\vec{F}_m = \frac{k \cdot m_{pH}}{\vec{r}^2}$, маємо $\vec{a} = \frac{k}{\vec{r}^2} = \vec{g}$. Параметр k є гравітаційною постійною Землі, її наближене числове значення дорівнює

$$k = G \cdot M_3 \approx 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$$

У полярній системі координат повне прискорення \bar{a} можна розкласти на радіальну \bar{a}_r та поперечну \bar{a}_τ компоненти. Для цих компонентів вектора відомі наступні кінематичні співвідношення:

$$a_r = \frac{d^2 r}{dt^2} - r \left(\frac{d\phi}{dt} \right)^2, \quad a_\tau = r \frac{d^2 \phi}{dt^2} + 2 \frac{dr}{dt} \frac{d\phi}{dt} \quad (4.43)$$

враховуючи діючу силу тяжіння система динамічних рівнянь матиме такий вигляд:

$$\begin{cases} a_r = -g \\ a_\tau = 0 \end{cases} \quad (4.44)$$

Систему (4.44) можна розв'язати аналітично, її рішення є рівнянням конічного перетину, яке описує форму траєкторії в полярній СК (див. рис. 4.24):

$$r(\phi) = \frac{p}{1 + e \cos(\phi_g - \phi)}, \quad (4.45)$$

де $r(\phi)$ – поточний радіус-вектор, представлений функцією центрального полярного кута ϕ . утвореного віссю симетрії орбіти, та радіус-вектором, проведеним до РН;

p – фокальний параметр орбіти;

e – ексцентриситет орбіти;

ϕ_g – кут, що визначає орієнтацію осі симетрії орбіти.

Розглянемо параметри, які визначають форму траєкторії в площині руху. Значення p і e є постійними траєкторії, вони можуть бути обчислені за відомими початковими параметрами руху на пасивній ділянці, які фактично є кінцевими параметрами активної ділянки траєкторії. До цих параметрів відносять кінцеві радіус-вектор r_k , абсолютну швидкість V_k^{abc} (швидкість в інерційній СК відносно центра Землі), кут нахилу вектора абсолютної швидкості до площини місцевого горизонту θ_k (див. рис. 4.24) та до площини місцевого меридіана Ψ_k^a , а також географічні координати кінця АДТ ϕ_{u_k} і λ_k . Якщо інтегрування здійснювалось у неінерційній системі координат, наприклад, у напівшвидкісній, то абсолютну кінцеву швидкість потрібно обчислити, враховуючи вплив обертання Землі, за таким співвідношенням [5]:

$$V_k^{abc} = \sqrt{(V_k \sin \theta_k)^2 + (V_k \cos \theta_k \cos \Psi_k)^2 + (V_k \cos \theta_k \sin \Psi_k + \omega_3 r_k \cos \phi_{u_k})^2}. \quad (4.46)$$

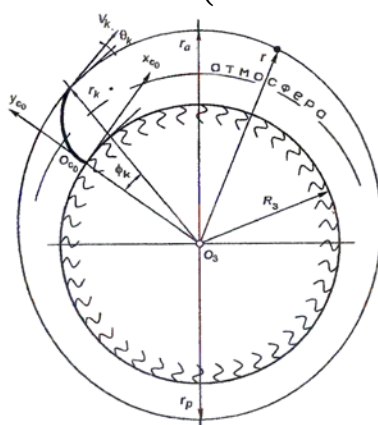


Рис. 4.24. Рух у центральному полі земного тяжіння

Кут нахилу вектора V_k^{abc} до місцевої горизонтальної площини дорівнює:

$$\theta_k = \arcsin \frac{V_k \sin \theta_k}{V_k^{abc}} \quad (4.47)$$

нахил вектора V_k^{abc} до площини місцевого меридіана:

$$\Psi_K^a = \arccos \frac{V_K \cos \theta_K \cos \Psi_K}{\sqrt{(V_K \cos \theta_K \cos \Psi_K)^2 + (V_K \cos \theta_K \sin \Psi_K + \omega_3 r_K \cos \varphi_{u_K})^2}}. \quad (4.48)$$

Параметри орбіти p , e , ϕ_e знаходяться за наступними співвідношеннями:

$$p = r_K \cdot V_K^2 \cdot \cos^2 \theta_K \quad (4.49)$$

$$e = \sqrt{1 - (2 - V_K^2) \cdot V_K^2 \cdot \cos^2 \theta_K} \quad (4.50)$$

$$\phi_e = \arctg \frac{V_K^2 \cdot \sin \theta_K \cdot \cos \theta_K}{1 - V_K^2 \cdot \cos^2 \theta_K}. \quad (4.51)$$

У цих формулах V_K - відносна швидкість РН наприкінці активної ділянки траєкторії:

$$V_K = \frac{V_K^{abc}}{V_{kp}(r_K)} = V_K^{abc} \sqrt{\frac{r_K}{k}}, \quad (4.52)$$

де $V_{kp}(r_K)$ - колова швидкість на відстані від центра Землі.

Залежно від значень параметрів e , θ_K , V_K , можуть існувати еліптична, колова, параболічна та гіперболічна траєкторії.

Еліптичні траєкторії (див. рис. 4.24) утворюються при значеннях параметрів: $0 < e < 1$, $0 < V_K < \sqrt{2}$, вони можуть як перетинати ($V_K < 1$), так і не перетинати поверхню Землі. Відстань від гравітаційного центра до найближчої точки траєкторії, яку називають перигеєм r_p (у випадку навколосемної орбіти - перигеєм), та відстань до найвіддаленішої точки апоцентра r_a (для навколосемної орбіти апогея) відповідно дорівнюють:

$$r_p = \frac{p}{1+e}, \quad r_a = \frac{p}{1-e} \quad (4.53)$$

Лінія, що з'єднує точки перигея та апогея, називається лінією апсид. Більша a та менша півосі b еліпса та (див. рис. 4.26):

$$a = \frac{r_p + r_a}{2}, \quad c = a - r_p, \quad b = \sqrt{a^2 - c^2} \quad (4.54)$$

де c - відстань від центра еліпса до одного з його фокусів. Більшу піввісь можна зв'язати з ексцентриситетом, використовуючи рівняння (4.53) і (4.54):

$$a = \frac{p}{1-e^2} \quad (4.55)$$

Швидкість у будь-якій точці еліптичної траєкторії може бути знайдена за допомогою формул (4.45), (4.49), (4.52):

$$V_{el}^2(r) = k \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (4.56)$$

Колова траєкторія руху (колова орбіта) є окремим випадком еліптичної, для цієї орбіти повинні виконуватись наступні умови: $e = 0$, $V_K = 1$, $\theta_K = 0$.

В цьому випадку $r = r_a = r_p$, а колова швидкість на висоті H дорівнює:

$$V_{kp}(H) = \sqrt{\frac{k}{r}} = \sqrt{\frac{k}{R_3 + H}}. \quad (4.57)$$

Вивести корисний вантаж на ідеальну колову траєкторію практично неможливо, реальні колові орбіти завжди мають невеликий ексцентриситет $e \leq 0,001$.

Параболічна траєкторія утворюється, якщо виконуються наступні умови: $e = 1$, $V_K = \sqrt{2}$. Космічний апарат, якому надана параболічна швидкість, буде поступово віддалятися від центра Землі і надалі вийде із сфери дії її гравітаційного поля. Параболічну швидкість можна легко знайти з рівняння (4.56) за умови $a = \infty$:

$$V_{\text{nap}}(r) = \sqrt{\frac{2 \cdot k}{r}} \quad (4.58)$$

Параболічна швидкість у $\sqrt{2}$ раз більша за колову швидкість на такій самій висоті. Параболічну швидкість необхідно надати космічним апаратам, які вирушають до інших планет.

Для утворення гіперболічної траєкторії необхідно, щоб виконались такі умови: $e > 1$, $V_k > \sqrt{2}$. Кінетична енергія тіла, якому надана гіперболічна швидкість, перевищує потенційну енергію сили тяжіння, тому тіло буде віддалятися від гравітаційного центра. Гіперболічну швидкість також можна знайти використовуючи рівняння (4.53-4.55):

$$V_{\text{zun}}(r) = \sqrt{\frac{2k}{r} + \frac{1}{a}}. \quad (4.59)$$

Час руху для всіх видів траєкторій на пасивній ділянці може бути знайдений за допомогою наступного інтеграла:

$$t(\Delta\phi) = \frac{p^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{k}} \cdot \int_0^{\Delta\phi} \frac{d\phi}{(1-e \cdot \cos \phi)^2} \quad (4.60)$$

де $\Delta\phi$ – зміна полярного кута за час, що розглядається. Для еліптичної орбіти період обертання дорівнює:

$$T_{\text{ел}} = \frac{2\pi}{\sqrt{k}} a^{\frac{3}{2}}. \quad (4.61)$$

4.4.2 Елементи орбіти у просторі

Для визначення повного місцезнаходження КА у кеплерівському русі необхідно визначити шість параметрів, елементів орбіти. Елементи, що характеризують розміри та форму траєкторії, e – ексцентриситет та більша піввісь a – обчислюються за допомогою виразів (4.49), (4.50), (4.55).

Положення площини орбіти в просторі визначається за допомогою двох параметрів, i – нахилу та довготи висхідного вузла Ω . Нахил i – це кут між площиною орбіти та площиною екватора (Рис. 4.25). При $i = 0^\circ$ площина орбіти співпадає з площиною екватора, таку орбіту називають екваторіальною, при $i = 90^\circ$ утворюється полярна орбіта. Якщо напрямок запуску співпадає з напрямком обертання Землі (запуск на схід), то утворену орбіту називають прямою, якщо запуск здійснюють на захід, орбіту називають зворотною.

Довгота висхідного вузла Ω – це кут в екваторіальній площині, який утворюється між лінією вузлів МК і напрямком у точку весняного рівнодення γ . Нагадаємо, що лінія вузлів утворюється безпосередньо площиною орбіти та площиною екватора. Висхідним вузлом тут є точка M , у якій КА, рухаючись з півдня на північ, перетинає площину екватора. Спадний вузол точка K протилежний висхідному, його КА перетинає, рухаючись з півночі на південь.

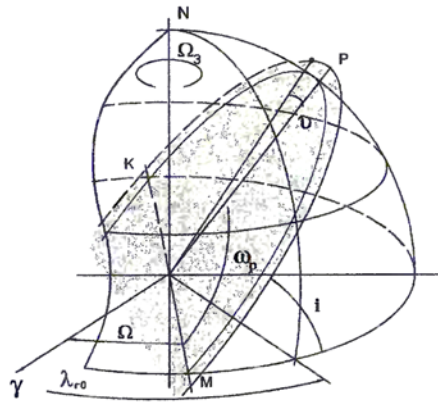


Рис. 4.25. Елементи орбіти у просторі

Орбітальні елементи i та Ω можуть бути обчислені за допомогою співвідношень небесної механіки.

Положення еліптичної орбіти в площині визначають аргументом перигея ω_p , це кутова відстань між лінією вузлів і радіус-вектором, що спрямований у перигей орбіти. Кут між векторами, спрямованими у перигей (по більшій півосі) і до центра КА, називають істинною аномалією v (рис. 4.25, 4.26).

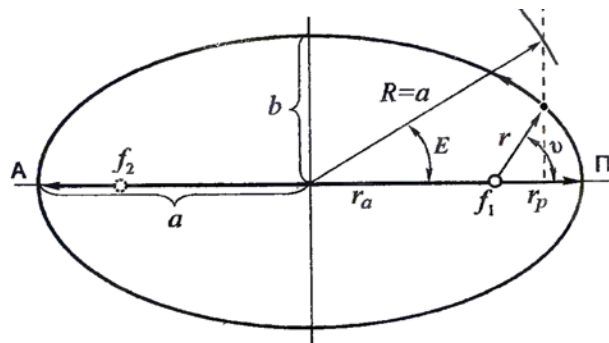


Рис. 4.26. Елементи еліптичної орбіти

Для орбіт близьких до колових з $e < 0,01$ складно визначити істинну аномалію, тому використовують поняття середньої аномалії v_{cp} :

$$v_{cp} = \frac{2\pi}{T} (t - \tau)$$

де T – період обертання;

t – поточний момент часу;

τ – момент часу проходження перигея.

При визначенні середньої аномалії ми припускаємо, що КА рухається по орбіті з постійною швидкістю. В загальному випадку для еліптичної орбіти різницю в часі $t - \tau$ можна визначити і за допомогою рівняння Кеплера, яке можна одержати з інтеграла (4.60):

$$t - \tau = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{k}} (E - e \cdot \sin E), \quad (4.62)$$

тут E – ексцентрична аномалія, – кут, утворений радіусвектором, проведеним з центра еліптичної орбіти (точки перетину малої і більшої півосей) до КА, який уявно рухається по коловій орбіті з $R = a$, і лінією апсид (див. рис. 4.26). Зв'язок між істинною і ексцен-

тричною аномалією можна встановити, наприклад, за допомогою наступного співвідношення:

$$\frac{E}{2} = \arctg \left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \left(\frac{v}{2} \right) \right) \quad (4.63)$$

При значеннях $e = 0,001 - 0,01$ з достатньою для практики точністю можна вважати, що $v = E$, величину E обчислюють за формулою:

$$E = v_{cp} + e \sin v_{cp} + \frac{e^2}{2} \sin 2v_{cp} \quad (4.64)$$

Наведені вище формули можна рекомендувати для розрахунку основних параметрів пасивної ділянки траєкторії руху верхніх ступенів та дорозгінних ступенів РН та КА. Слід зауважити, що реальна траєкторія буде завжди відрізнятися від ідеальної внаслідок постійного впливу збурювальних факторів, до яких можна віднести аномалії гравітаційного поля Землі, сили тяжіння інших небесних тіл (Сонця, Місяця, інших планет), аеродинамічні та електромагнітні сили. Але для ступенів РН, що працюють відносно нетривалий час, цим впливом у розрахунках можна знехтувати, що неприпустимо, скажімо, для супутників, які функціонують тривалий час.

4.4.3 Розрахунок параметрів орбітальних маневрів

Часто верхні або дорозгінні ступені ракет-носіїв використовують для остаточної корекції параметрів орбіти космічного апарата. Як правило, маневр корекції здійснюється завдяки імпульсам швидкості, які надаються у відповідні моменти часу і у відповідному напрямку. Маневрування необхідне при відокремленні корисного вантажу від ступеня РН, переведенні КА на більш високу або більш низьку паркувальну орбіту.

Маневри можна класифікувати відповідно з орбітальними елементами, які змінюються під час їх виконання. Розрізняють маневри наступних типів:

- для зміни форми орбіти, без зміни положення и площини та більшої півосі;
- для зміни положення більшої півосі в площині орбіти;
- для зміни кута нахилу площини орбіти;
- для зміни положення лінії вузлів площини орбіти.

Маневри першого і другого типу необхідні у схемах виведення на колові або еліптичні орбіти, де використовуються переходи з проміжними орбітами. При цьому за рахунок надання компланарних імпульсів швидкості змінюються елементи орбіти a та e та положення більшої півосі. Зміна нахилу площини орбіти i та положення її лінії вузлів здійснюється за рахунок некомпланарних імпульсів. Розглянемо послідовність розрахунків для основних орбітальних маневрів, розділивши їх на компланарні і некомпланарні.

Компланарні маневри. Одноімпульсний маневр необхідний у випадках переходу КА з еліптичної орбіти на колову (корекція ексцентриситету), переходу з колової до еліптичної орбіти, зміни положення півосі орбіти та переходу між компланарними еліптичними орбітами (рис. 4.23).

Маневр буде енергетично оптимальним, якщо імпульс надається у апогеї або перигеї орбіти, де напрямки векторів цільової орбітальної швидкості і коригувального імпульсу співпадають. У загальному випадку для розрахунку величини необхідного ΔV скористаємось теоремою косинусів. За відомими параметрами векторів швидкості на поточній орбіті I V_1 і на цільовій орбіті II V_2 легко розрахувати ΔV (Рис. 4.27):

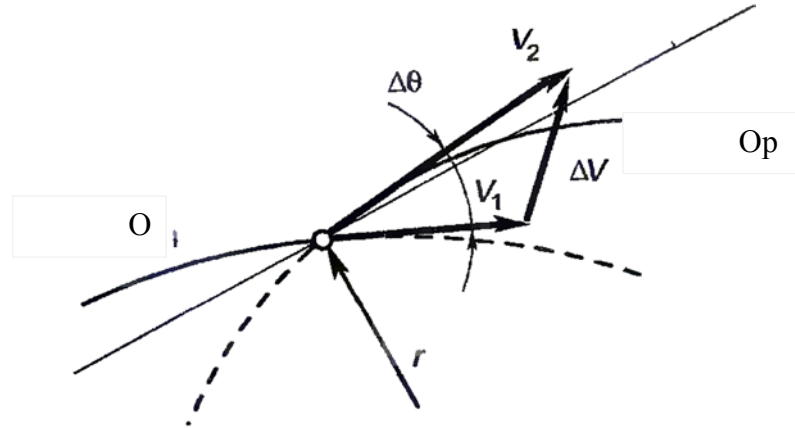


Рис. 4.27. Схема до визначення параметрів компланарного маневру

$$\Delta V = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 - 2 \cdot V_1 \cdot V_2 \cos \Delta \theta} . \quad (4.65)$$

Зміна положення більшої півосі орбіти в площині орбіти відбувається у точках перетину старої і нової орбіт за рахунок надання імпульсу таким чином, щоб змінилася тільки радіальна складова швидкості, а нормальна до радіус-вектора залишилася незмінною.

Двохімпульсний маневр використовується в схемах виведення, наведених у п. 2.2. (Рис. 4.5). Розглянемо послідовність розрахунку параметрів енергетично оптимального двохімпульсного маневру при переході між компланарними коловими орбітами з радіусами r_1 і r_2 , причому. Для спрощення розрахунків скористаємось безрозмірними перемінними R_1 і R_2 :

$$R_1 = \sqrt{2 \cdot \frac{r_2}{r_1 + r_2}}, \quad R_2 = \sqrt{2 \cdot \frac{r_1}{r_1 + r_2}} \quad (4.66)$$

Величина першого коригувального імпульсу ΔV_1 , що переводить КА з колової орбіти радіуса r_1 в перигей перехідної еліптичної орбіти:

$$\Delta V_1 = V_{kp1} \cdot (R_1 - 1) \quad (4.67)$$

Величина другого коригувального імпульсу ΔV_2 , що прикладений в апогеї перехідної орбіти і переводить КА на колову орбіту радіуса r_2 :

$$\Delta V_2 = V_{kp2} \cdot (1 - R_2) \quad (4.68)$$

Колові швидкості на низькій орбіті з радіусом r_1 , і орбіті з радіусом r_2 відповідно дорівнюють:

$$V_{kp1} = \sqrt{\frac{k}{r_1}}, \quad V_{kp2} = \sqrt{\frac{k}{r_2}}$$

Формули (4.67, 4.68) подані у вже спрощеному вигляді і легко можуть бути отримані з виразів (4.53-4.56). Сформована перехідна напівеліптична гоманівська траєкторія

є енергетично оптимальною та забезпечує мінімум сумарної характеристичної швидкості переходу:

$$[\Delta V_1] + [\Delta V_2] \rightarrow \min$$

і відповідно мінімум витрат палива, однак, слід зазначити, що час руху по такій траєкторії найбільший. Аналогічний перехід між компланарними еліптичними орбітами можна розрахувати, дотримуючись послідовності надання імпульсів і скориставшись співвідношеннями (4.53-4.56).

Некомпланарні маневри. Зміна нахилу площини орбіти здійснюється за рахунок коригувального імпульсу швидкості, наданого у точках висхідного чи спадного вузлів у напрямку нової площини орбіти (рис. 4.28). В загальному випадку, якщо необхідна зміна нахилу і орбітальної швидкості польоту з V_1 до V_2 , за теоремою косинусів можна записати:

$$\Delta V = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 - 2 \cdot V_1 \cdot V_2 \cos \Delta i} \quad (4.69)$$

де $\Delta i = i_1 - i_2$ - зміна нахилу площини орбіти. Якщо $V_1 = V_2$, одержимо:

$$\Delta V = \sqrt{V_1^2 + V_1^2 - 2 \cdot V_1 \cdot V_1 \cos \Delta i} = V_1 \sqrt{2(1 - \cos \Delta i)} \quad (4.70)$$

Для зміни довготи и висхідного вузла коригувальний імпульс прикладається в точці апогея, де швидкість руху мінімальна.

Розглянемо розрахунок параметрів енергетично оптимального двохімпульсного переходу між некомпланарними коловими орбітами з радіусами r_1 і r_2 , $r_1 < r_2$ і нахилами i_1 і i_2 , $i_2 < i_1$. схема такого переходу наведена в п. 4.2 (рис. 4.7). Використаємо безрозмірні перемінні R_1 і R_2 з формули (4.66).

За рахунок першого коригувального імпульсу ΔV_1 змінюється не тільки орбітальна швидкість КА, а й нахил площини проміжної орбіти на величину Δi_1 :

$$\Delta V_1 = V_{кр2} \cdot \sqrt{1 + R_1^2 - 2 \cdot R_1 \cos \Delta i_1} \quad (4.71)$$

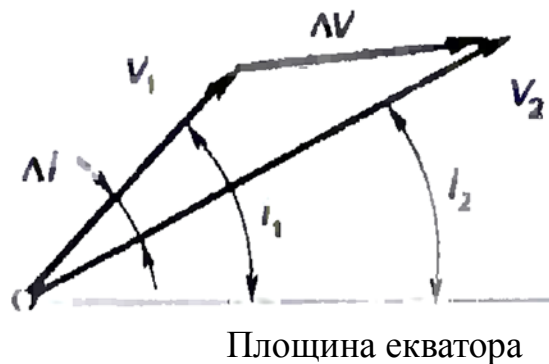


Рис. 4.28. Схеми до визначення параметрів некомпланарного маневру

Другий коригувальний імпульс ΔV_2 доводить повну швидкість КА і нахил його орбіти до параметрів необхідної цільової. Величина цього імпульсу:

$$\Delta V_2 = V_{кр2} \cdot \sqrt{1 + R_2^2 - 2 \cdot R_2 \cos \Delta i_2} \quad (4.72)$$

Для визначення значень кутів Δi_1 , Δi_2 з точки зору оптимального розподілу величин імпульсів швидкості ΔV_1 і ΔV_2 мінімізуємо сумарну характеристичну

швидкість переходу $\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2$. Для цього дослідимо функцію на екстремум, враховуючи, що $\Delta i_2 = \Delta i - \Delta i_1$. Знайдемо відповідну частинну похідну:

$$\frac{\partial \Delta V}{\partial \Delta i_1} = \frac{V_{kp1} R_1 \sin \Delta i_1}{\sqrt{1 + R_1^2 - 2 \cdot R_1 \cos \Delta i_1}} + \frac{-V_{kp2} R_2 \sin(\Delta i - \Delta i_1)}{\sqrt{1 + R_2^2 - 2 \cdot R_2 \cos(\Delta i - \Delta i_1)}}. \quad (4.73)$$

Прирівнявши вираз (4.73) до нуля, в результаті розв'язку рівняння здобудемо значення невідомого кута Δi_1 , а далі Δi_2 за відомою сумарною зміною нахилу Δi . У загальному випадку розв'язання рівняння можливе лише з використанням числових методів, наприклад, методу Ньютона-Рафсона.

За допомогою наведеної вище послідовності розрахунку, а також співвідношень (4.53-4.58) можна розрахувати величини імпульсів у більш складних трьохімпульсних переходах, переходах між коловими і еліптичними орбітами або між орбітами довільного виду.

5 КЕРОВАНІСТЬ І СТІЙКІСТЬ РАКЕТИ-НОСІЯ

5.1 Визначення і загальні поняття

Керованість ракети-носія зводиться до визначення ефективності органів керування, яка визначає маневреність ракети, швидкість еволюцій, які здійснюються ракетою, здатність відзиватися на відхилення керуючих органів. Від ефективності органів керування залежать величини відхилення параметрів руху ракети (лінійні та кутові координати, швидкості, прискорення, якість регулювання).

Ефективність органів керування оцінюється максимальним керуючим моментом, що створюється органами керування під час їх максимального відхилення. У будь-який момент часу польоту ракети максимальний момент, який може бути створений системою керування, має бути більше необхідного моменту керування. Ефективність органів керування має бути такою, щоб система у будь-який момент часу могла парировати всі збурення та вести ракету по траєкторії з заданою точністю, а система стабілізації могла забезпечити стійкість руху ракети відносно центру мас і стабілізацію центра мас відносно заданої траєкторії.

Під час оцінки керованості також особливо важливим є *визначення запасів по завантаженості керуючих органів*. Коефіцієнт запасів по завантаженості керуючих органів визначається як відношення кута механічного упору поворотних керуючих сопел I, II ступенів до необхідного для парирования збурень кута відхилення поворотних керуючих сопел.

Керованість ракети оцінюється за допомогою моделювання збуреного руху ракети. Для визначення діапазону завантаження керованих органів моделювання проводиться для номінального режиму польоту ракети N0 та для двох крайніх режимів польоту ракети: АС+ та АС–.

Режими АС+, АС– відповідають максимальній та мінімальній керованості ракети. У цих режимах передбачається одночасна реалізація наступних подій, що направлені в найбільш сприятливу та найгіршу сторони (з точки зору керованості), відповідно:

- дія на ракету мінімальних та максимальних збурюючих сил та моментів: аеродинамічні та технологічні збурення враховуються своїми граничними значеннями та додаються арифметично;
- мінімальне та максимальне відхилення конструктивних параметрів ракети, автомата стабілізації та щільності атмосфери;
- мінімальні та максимальні початкові збурення параметрів руху на початковій ділянці польоту та ділянці розділення ступенів.

За результатами моделювання в цих режимах проводяться оцінки керованості ракети та якості перехідних процесів при найбільш несприятливих поєднаннях характеристик ракети і збурюючих факторів.

Стійкість ракети у польоті – здатність ракети повертатися у початкове положення після припинення дії будь яких сил, що викликали її відхилення. Усі траєкторії ракет одного зразка, які відповідають однаковим розрахунковим умо-

вам, займають деяку область простору, яку називають «трубкою траєкторій» (віссю якої є розрахункова траєкторія).

Під час дослідження стійкості руху ракет, як правило, розглядають окремо стійкість руху центра мас ракети по траєкторії і стійкість ракет в їх обертальному русі відносно центра мас. Забезпечення останньої є необхідною умовою стійкості руху центра мас і нерозривно пов'язане з поняттям кутової стабілізації ракет.

Під *кутовою стабілізацією ракети* потрібно розуміти сукупність заходів, які упорядковують кутові переміщення ракет і забезпечують дотримання ними траєкторії правильного положення відносно напрямку руху. Для стабілізації ракет використовуються два різних «пасивних» методи стабілізації:

- *стабілізація оперенням* – дозволяє забезпечити статичну стійкість руху ракет і при відповідному підборі конструкції стабілізаторів забезпечує необхідний запас стійкості під час польоту, що є обов'язковою умовою виконання мети польоту;

- *стабілізація обертанням* – є одним із способів досягнення точності пуску, але даний спосіб характерний для стабілізації польоту некерованих літальних апаратів.

Для забезпечення стійкості руху ракету обладнують автоматом стабілізації. Автомат стабілізації повинен володіти такими властивостями, щоб випадково виникаючі малі відхилення параметрів руху ракети через деякий час були зведені до нуля або до дуже малих допустимих величин.

5.2 Вимоги, склад, характеристики системи керування

Система керування ракетою – комплекс апаратури і пристроїв, призначених для керування ракетою або її головною частиною у польоті. Залежно від способу отримання інформації і способу наведення розрізняють автономні системи керування, системи телекерування і самонаведення, а також комбіновані системи керування.

Система керування ракети є невід'ємною частиною ракети нарівні з двигуном, баками компонентів та несною конструкцією, та робить можливим для ракети виконання своїх функцій. В *функції системи керування* ракетою входять: 1) наведення ракети на ціль шляхом вироблення та введення керуючих сигналів; 2) запобігання випадкового відхилення ракети від заданої траєкторії. Тому система керування ділиться на дві частини – систему наведення і систему стабілізації.

1. Наведення на ціль (навігація) – забезпечення польоту ракети згідно до траєкторії, що вказана у польотному завданні. Підсистема (автомат) наведення повинна враховувати реальне та програмне положення ракети і коригувати за допомогою двигунів і рулів відхилення ракети від вказаного курсу, що виникає як наслідок збурень (вітрових, розкиду параметрів двигуна та ін.). У якості основного джерела інформації про політ ракети (координати, вектори швидкості) зазвичай використовуються гіростабілізована платформа або безплатформна інерціальна навігаційна система. У доповнення до них для компенсації похибок

використовується супутникова система навігації та астрологічного вивчення. Якість реалізації автомату наведення безпосередньо впливає на точність виведення корисного вантажу в задану точку.

2. Стабілізація польоту – врахування зовнішніх (вітер тощо) та внутрішніх (резонансні явища тощо) збурень та компенсація їх з врахуванням гранично допустимих (для даної ракети) значень. Підсистема (автомат) стабілізації забезпечує стійкий політ ракети, не руйнування її конструкції. Якість реалізації автомату стабілізації безпосередньо впливає на масу корисного навантаження, а також на можливість оптимізації конструкції ракети з метою зниження її маси.

Склад системи керування (зазвичай):

- бортова апаратура системи керування – забезпечує проведення перевірок ракети на усіх стадіях випробувань: на заводі-виготовлювачі, у монтажно-випробувальному (технічному) та стартовому комплексах, а також при пуску та у польоті ракети;
- контрольно-перевірочна апаратура системи управління – забезпечує перевірки ракети на заводі-виготовлювачі та в монтажно-випробувальному (технічному) комплексі;
- наземна апаратура системи керування – забезпечує перевірки ракети на стартовому комплексі та при пуску;

До основних вимог до системи керування варто віднести:

- вимоги щодо забезпечення точності виведення ракето-носія на орбіту з заданими параметрами;
- вимоги щодо забезпечення надійності керування ракет;
- вимоги до системи керуванням і алгоритмам її функціонування в нештатних ситуаціях.

5.3 Органи керування

Органи керування призначені для парирування збурювального моменту, що діє на РН на активній ділянці траєкторії, та для забезпечення польоту згідно з заданою програмою кута тангажа. Керування здійснюють у трьох каналах: каналі тангажа (керування у площині польоту, перпендикулярній поверхні Землі), каналі курсу (керування у площині, що є дотичною до траєкторії та перпендикулярною площині польоту), та каналі крену (керування кутовою орієнтацією РН відносно її поздовжньої осі).

Існуючі органи керування розподіляють на два класи:

- аеродинамічні органи керування, які забезпечують необхідні керувальні моменти шляхом введення спеціальних пристроїв у повітряний потік, що набігає у польоті;
- газодинамічні органи керування, що створюють керуючі моменти за рахунок відхилення потоку продуктів згоряння двигуна або частки його потоку для забезпечення керувального зусилля, що діє у перпендикулярному до поздовжньої осі РН напрямі.

До аеродинамічних органів керування належать аеродинамічні поверхні, які відхиляються від поздовжньої осі РН, ґратові рулі, інтерцептори тощо.

Основним недоліком аеродинамічних органів керування є неможливість їх застосування під час польоту РН у безповітряному просторі. Тому для РН, як правило, застосовують газодинамічні органи керування, а аеродинамічні інколи використовують як допоміжні, наприклад для керування в каналі крену на перших ступенях РН.

З газодинамічних органів керування на рідкопаливних РН найкраще себе зарекомендували: однокамерний маршовий двигун у кардановому підвісі, чотирикамерний маршовий двигун, камери якого відхиляють попарно у одній площині (тангажа або курсу); чотирикамерний рульовий двигун, що застосовують додатково до маршових двигунів для створення керувальних зусиль; система вдування генераторного газу двигуна у закритичну частину сопла.

Перевагами однокамерного двигуна у кардані є мінімальна кількість та мінімальні втрати питомого імпульсу на керування внаслідок відхилення камери від поздовжньої осі РН. Його недоліки: необхідно застосовувати додаткові органи керування у каналі крену, ускладнені вузол кріплення камери (кардан) та вузли сполучення двигуна з паливними магістралями РН.

У разі використання чотирикамерного маршового двигуна зникає необхідність у спеціальних органах керування у каналі крену, зменшується довжина камери, але збільшення кількості камер може негативно позначитись на масі конструкції двигунної установки та її надійності. Перевагами чотирикамерного рульового двигуна є можливість його випробування як органа керування автономно від маршових двигунів, забезпечення керування по усіх каналах, створення умов для спрощення схеми розділення ступенів РН. До його недоліків належить велика загальна кількість камер згорання ступеня, підвищена загальна маса конструкції двигунної установки, зменшення ефективного питомого імпульсу з урахуванням втрат керування.

Система вдування генераторного газу двигуна у закритичну частину сопла має спрощене кріплення двигуна до корпусу РН (двигун нерухомий), забезпечує мінімальну масу конструкції та мінімальні габарити рульового агрегату. Негативними наслідками застосування системи вдування є підвищені втрати питомого імпульсу на керування, великий обсяг наземних випробувань двигуна з системою вдування.

На сучасних твердопаливних РН та твердопаливних прискорювачах найчастіше для керування застосовують поворотні сопла двигунів, що забезпечують керування по каналах тангажа та курсу. Відхилення сопла здійснюється завдяки гнучкому вузлу підвіски сопла. Така конструкція органів керування забезпечує мінімальні збитки питомого імпульсу, але збільшується маса соплового блока та для керування по каналу крену необхідні додаткові органи керування. Ними можуть бути твердопаливні газогенератори, аеродинамічні поверхні тощо.

Керування по всіх трьох каналах може забезпечити система вдування газу у закритичну частину сопла РДТП. Газ для вдування відбирають безпосередньо з камери згорання або зі спеціального твердопаливного газогенератора. Внаслідок таких недоліків, як підвищені втрати питомого імпульсу на керування, складність конструкції клапанів вдування, великий обсяг наземних випробувань, системі вдування застосовують у виняткових випадках.

На початку розвитку ракетно-комічної галузі розглядались такі органи керування РН, як вприскування рідкого фреону у закритичну частину сопла, дефлектори, поворотні насадки, інтерцептори тощо.

6 АЕРОДИНАМІЧНІ РОЗРАХУНКИ

6.1 Основні задачі аеродинаміки

Розрахунки та дослідження в області аеродинаміки є найважливішою складовою частиною в системі проектування будь-якого літального апарату.

В процесі проектування сучасного літального апарату мають місце основні види проектно-розрахункових робіт:

- вибір зовнішньої форми літального апарату;
- розрахунок динаміки руху апарату в повітрі;
- розрахунок теплових режимів;
- розрахунок стійкості та керованості;
- розрахунок міцності;
- розрахунок відпрацьованих частин та районів їх падіння.

Розрахунки аеродинамічних характеристик представляють початкові дані для кожного з названих видів розрахунку та проектування. Так, вибір зовнішньої форми літального апарату в основному визначається вимогами аеродинаміки. Для розрахунку динаміки руху, його стійкості та керованості необхідно знати сили та моменти, що діють на літальний апарат. Основними серед них є аеродинамічні сили та моменти, які визначаються в процесі розрахунку аеродинамічних характеристик.

При розрахунках міцності початковими даними серед інших є аеродинамічні навантаження. При великих швидкостях виникає необхідність розрахунку аеродинамічного нагріву літального апарату, який можливо провести, якщо відомі розподіли газодинамічних параметрів по поверхні апарату. Нарешті, в основі розрахунку двигунів лежать розрахунки в області гідродинаміки, газової динаміки та тепломасообміну.

Таким чином, без достовірних початкових даних аеродинаміки практично неможливо провести жодного із зазначених вище видів розрахунку.

Створення все більш досконалих літальних апаратів ставить перед аеродинамікою нові задачі. Історія розвитку авіації, космонавтики та ракетної техніки характеризується в більшій мірі боротьбою за збільшення швидкостей літальних апаратів. При цьому невирішеними задачами залишаються маневрування, надійність, економічність, точність та багато інших складних питань.

Розвиток космонавтики та ракетної техніки в більшості обумовлений досягненнями в області аеродинаміки великих надзвукових швидкостей та гіперзвукової аеродинаміки.

Траєкторію руху космічного літального апарату можна умовно розбити на три ділянки: ділянка запуску, ділянка руху на орбіті та ділянка спуску на поверхню планети. На кожній з цих ділянок існують свої специфічні особливості, які характеризують характер обтікання літального апарату.

Наприклад, на ділянці запуску аеродинамічні характеристики ракети-носія визначаються в цілому. Ракета-носій космічного апарату має, як правило, витягнуту конусо-циліндричну форму з малим лобовим опором. Космічний апарат розміщується в носовій частині багатоступеневої ракети (рис 6.1). Під час запуску

ракета декілька секунд рухається вертикально для того, щоб швидше подолати щільні шари атмосфери. Крім того, вертикальне положення забезпечує більш стійкий політ. Далі, політ ракети в атмосфері характеризується одночасним збільшенням висоти і швидкості польоту. Початкові дозвукові значення швидкості польоту поступово збільшуються і досягають транзвукових значень. Швидкість ракети починає перевищувати швидкість звуку, а потім починають збільшуватися надзвукові значення швидкості руху. Так як ракета за своєю конструкцією має малу згинальну міцність, то безпечний політ можливий тільки при малих значеннях кутів атаки, не більших за 10-15 градусів. На висоті 150-200 км швидкість останнього ступеню ракети буде в 20-25 разів більшою, ніж швидкість звуку, але лобовий опір буде малим із-за малої щільності середовища. При розрахунках руху космічного апарату на орбіті використовуються закони аеродинаміки розріджених газів.



Рис 6.1. Загальний вигляд багатоступінчастої ракети-носія

Найбільш складною є ділянка польоту при спуску літального апарату в атмосферу з космосу. Тут режим польоту характеризується не тільки тим, що літальний апарат має великий лобовий опір, але і тим, що температура газу поблизу апарату досягає великих значень.

Апарат із сильно затуплюною носовою частиною має форму, що забезпечує ефективне гальмування, але при цьому на нього діють великі навантаження. Крилатий гіперзвуковий апарат забезпечує безпечну посадку, що дає можливість його багаторазового використання (рис 6.2).

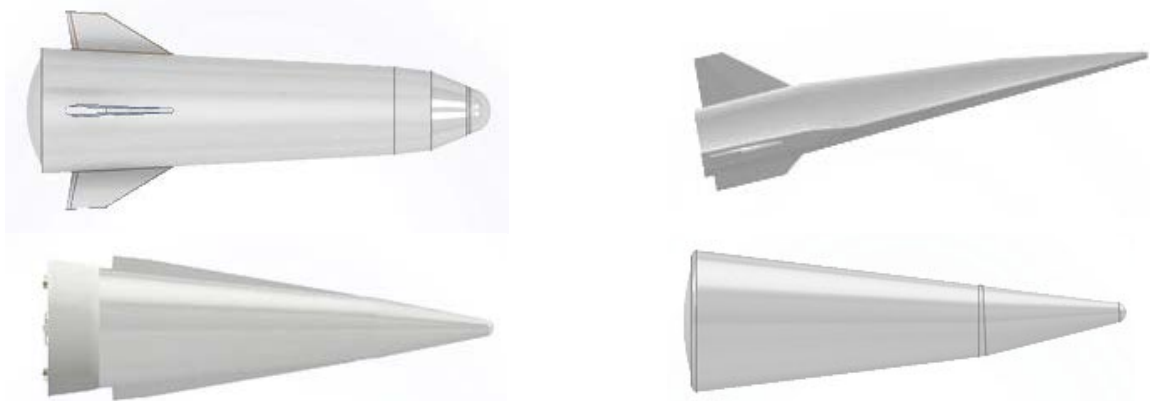


Рис 6.2. Види носових частин ЛА

При проектуванні ракетної техніки найважливішою задачею є керування процесами обтікання літальних апаратів. Для забезпечення необхідного закону руху літального апарату по траєкторії і точного попадання в ціль застосовують різні органи керування польотом. Проектування та аеродинамічний розрахунок органів керування залежать від вибору типу органів керування, компоновкою літального апарату і середовищем, в якому відбувається політ. Кожний літальний апарат характеризується аеродинамічною схемою, що відповідає певному спосо-

бу утворення керуючих та стабілізуючих сил та моментів, взаємним розміщенням пристроїв, що їх створюють. Така схема має задовольняти необхідним вимогам керованості та стійкості літального апарату, забезпечувати задану дальність, висоту польоту та іншим тактико-технічним вимогам.

З усіх різновидів схем літальних апаратів можна виділити два класи: оперені та неоперені. Корпус неопереного літального апарату, як правило, представлений в вигляді тіла обертання і не має будь-яких виступаючих поверхонь. Оперені літальні апарати мають складну форму та можуть бути розділені на крилаті та безкрилі. Крім того, всі схеми літальних апаратів розрізняють в залежності від того, чи є апарат керованим чи некерованим.

Типові форми літальних апаратів представлені на рисунку 6.3.

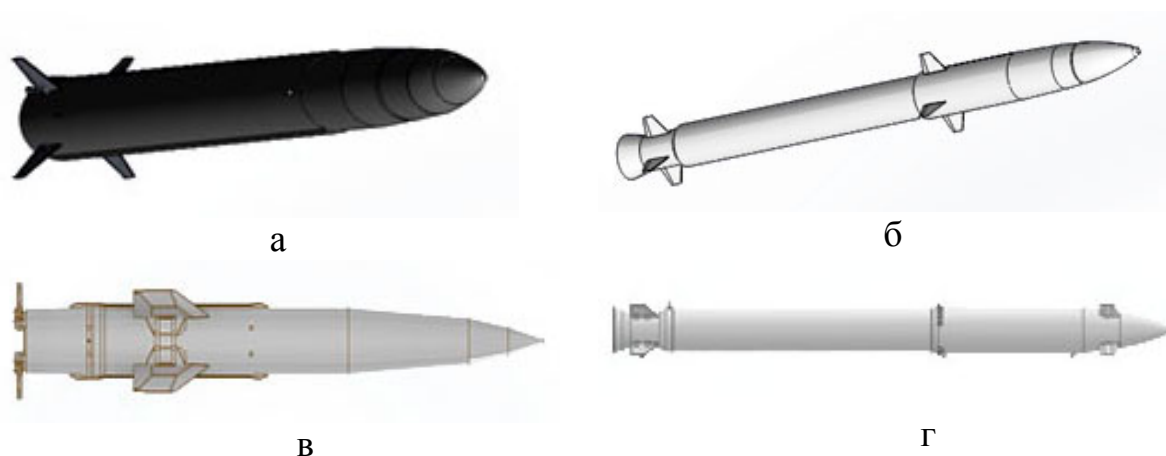


Рис.6.3.Типові форми літальних апаратів.

Неоперені літальні апарати (рис. 6.1.3 а.). Головна частина літального апарату може бути загостреною, в вигляді конуса або тіла обертання з криволінійною утворюючою (частіше за все оживальної або параболічної форми). Такі форми знижують аеродинамічний опір літального апарату, але при цьому зменшують його корисний об'єм. Затуплені форми зазвичай використовують в схемах літальних апаратів з відділяючою головною частиною. В цьому випадку лобовий опір літального апарату збільшується, але разом з тим зменшується його аеродинамічний нагрів, а значить зменшується ризик руйнування головної частини при значно великих швидкостях польоту. Середня частина корпусу літального апарату має вигляд циліндру або усіченого конусу. Довжину цієї частини вибирають виходячи з конструктивних особливостей літального апарату. Із збільшенням розмірів корпусу центр тиску зміщується до носової частини і збільшується дестабілізуючий ефект. Хвостова частина виділяється із корпусу як елемент конструкції літального апарату з певним аеродинамічним призначенням. Так, хвостова частина що звужується зменшує повний опір літального апарату. При цьому зменшується підйомна сила, яка створюється кормою, та, як результат, статична стійкість апарату. Для того, щоб збільшити стійкість необхідно розширити хвостову частину.

Оперені літальні апарати можуть бути керованими і некерованими. В першому випадку оперення виконує роль стабілізатора, в другому – прилад для

створення керуючого моменту. Типові приклади оперених некерованих літальних апаратів показані на рисунку 6.3 б, в, г.

В залежності від розміщення допоміжних поверхонь відносно системи крил розрізняють наступні аеродинамічні схеми: нормальна та «качка». В нормальній схемі кероване оперення знаходиться за крилом в хвостовій частині літального апарату. Рулі в такому випадку можуть забезпечити різкий маневр літального апарату.

В схемі «качка» кероване оперення знаходиться перед крилом в носовій частині літального апарату попереду центру маси. Оперення в цьому випадку служить для керування або балансування літального апарату в польоті.

6.2 Методи визначення аеродинамічних характеристик та їх аналіз

Аеродинамічні характеристики ракети можна визначити одним із декількох способів:

- провести льотні випробування повноцінних компоновок або дослідних зразків;
- провести експериментальні випробування моделей в аеродинамічних трубах;
- провести аеродинамічні розрахунки використавши чисельне моделювання рівнянь газової динаміки;
- провести емпіричну оцінку аеродинамічної компоновки, використавши звіти, довідники та емпіричні програми.

В залежності від етапу розробки, складності проекту та його бюджету використовується той чи інший спосіб визначення аеродинамічних характеристик ракети.

На початкових етапах проектування, коли визначається загальний вигляд ракети та її основні характеристики, необхідно розглянути декілька варіантів компоновок за короткий термін часу. Саме для цього має сенс проводити емпіричну оцінку аеродинамічної компоновки, використавши аналітичні, полуемпіричні та емпіричні інженерні методи. Суть цих методик полягає в наступному: аеродинамічна компоновка розбивається на частини або блоки: головний блок, циліндричний блок, конічний перехідник, донна частина, надбудови, рулі, стабілізатори та інші. За допомогою формул і залежностей визначаються характеристики кожного блоку, при цьому враховується їхній взаємний вплив один на одного. Для визначення аеродинамічних характеристик (АДХ) ракети в цілому вони приводяться до характерної площі та додаються. Такий спосіб отримання аеродинамічних характеристик є швидким, але недостатньо точним для подальшого проектування ракети.

Більш точно та детально отримати аеродинамічні характеристики дозволяють методи чисельного моделювання рівнянь газової динаміки.

Для чисельного моделювання АДХ використовуються складні програмні комплекси, а саме ANSYS Fluent, Flow Vision та інші. Ці програмні комплекси потребують значних ресурсів обчислювальної техніки та багато часу на розрахунок. Тому, для ефективного чисельного моделювання аеродинамічних характеристик використовують суперкомп'ютери.

6.3 Особливості аеродинаміки блочних ракет

Для підвищення енергетичних характеристик ракет майже завжди використовують багатоблокові конструкції. В основному блоки розміщують послідовно: спочатку блок корисного вантажу, потім другий ступінь і перший ступінь (рис 6.4). Поступово, по мірі підйому ракети, відпрацьовані блоки відкидаються і маса ракети зменшується, що дозволяє вивести на більшу висоту якнайбільшу масу корисного вантажу при малих затратах палива.



Рис 6.4. Типова схема багатоблокової ракети-носія

Послідовне розміщення блоків дозволяє отримати мінімальний опір ракети, так як в цьому випадку частини що відкидаються, знаходяться в аеродинамічній тіні блоків, які знаходяться попереду.

При послідовному розміщенні блоків збільшується відносна довжина ракети, а це призводить до наступних негативних наслідків:

- знижується аеродинамічна стійкість ракети;
- збільшуються згинальні моменти.

Для дуже великих вантажів перша ступінь може самотійно не впоратися з виводом ракети із щільних шарів атмосфери. В таких випадках використовують стартові розгінні блоки, які розміщують по бокам першої ступені (рис 6.5). В цьому випадку значно збільшується аеродинамічний опір ракети, але він із значним запасом компенсується тягою, яку додають бокові блоки.

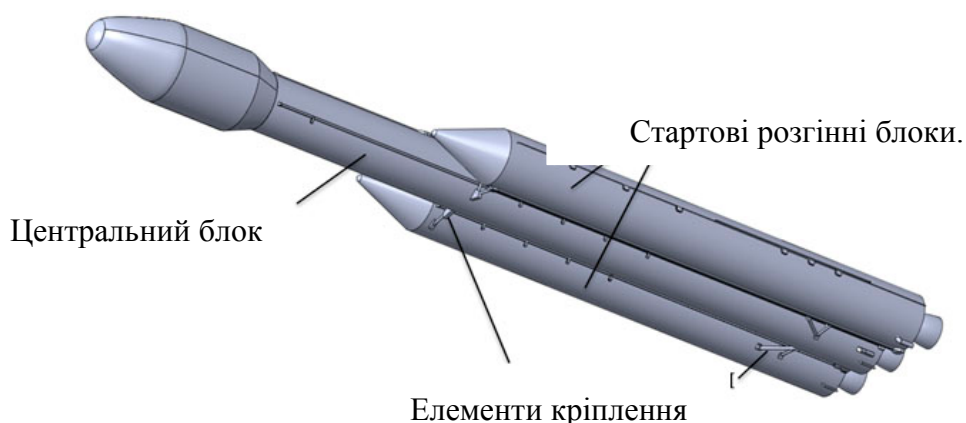


Рис 6.5. Схема ракети-носія зі стартовими розгінними блоками

Слід зазначити, що за рахунок аеродинамічної інтерференції центрального і бокових блоків, аеродинамічний опір загальної конфігурації стає значно більшим, ніж просто сума опорів окремих блоків. Також суттєвий вклад в аеродина-

мічний опір вносять конструктивні елементи, за допомогою яких скріплюються бокові блоки з центральним.

6.4 Вплив надбудов на аеродинамічні характеристики ракет

При проектуванні ракетної техніки для покращення аеродинаміки виникає необхідність установки на її поверхні різного роду обтічників, які прикривають агрегати, пристрої, прибори, дренажні отвори та інше. Елементи конструкції ракетної техніки, що виступають за межі її корпусу, називаються надбудовами.

Усі ці надбудови негативно впливають на аеродинамічні характеристики виробу та потребують обліку.

Крім того, на поверхні ракет часто прокладають повздовжні жолоба, в яких розміщуються комунікації, які зв'язують між собою ступені ракети (рис 6.6). Ці жолоба дають значну асиметрію в АДХ і також потребують обліку.



Рис 6.6. Приклад прокладення кабельного жолобу

Надбудови негативно впливають на аеродинамічний опір ракет, так приріст аеродинамічного пору може збільшитись на 30%. Також несиметричне розміщення надбудов призводить до появи зайвого моменту крену, що несе за собою необхідність установки стабілізуючих агрегатів у каналі крену, що в свою чергу ускладнює конструкцію ракети та робить її дорожчою.

Для зниження негативного впливу надбудов, проводять аеродинамічні дослідження по їх формі та розміщенню.

7 ТЕМПЕРАТУРНІ РЕЖИМИ ТА ТЕПЛОЗАХИСТ

7.1 Задачі теплових розрахунків

Теорією теплопередачі називається наука яка вивчає процеси переносу теплової енергії у просторі з неоднорідним температурним полем. Процеси теплообміну виникають між різними тілами, або окремими частинами одного і того-ж тіла при наявності різниці температур.

Температурні режими та теплозахист Незважаючи на поважний вік, наука про теплообмін справжнього розквіту досягла лише в ХХ столітті, коли знайшла широке застосування при вирішенні практичних задач техніки. Таким чином із розділу теоретичної фізики наука про теплообмін перетворилась в самостійну науково-технічну дисципліну.

Особливо складні та надзвичайно важливі задачі стоять в області вивчення теплообміну в авіаційній та ракетно-космічній техніці. Однак до 50-х років, незважаючи на відомі успіхи у створенні балістичних ракет, теплові проблеми літальних апаратів, які спускаються в атмосфері Землі аналізувались доволі поверхнево, у порівнянні з проблемами балістики та конструювання ракетних і авіаційних двигунів.

При надзвукових та гіперзвукових швидкостях польоту значно змінюються умови теплообміну в елементах конструкції літального апарату. Виникає необхідність його охолодження або теплового захисту від аеродинамічного нагріву, який виникає за рахунок тертя між поверхнею ЛА та набігаючим потоком повітря або іншого газу. Пошук конструкції літального апарату, який забезпечував би його безпечний спуск в атмосфері Землі з надзвуковими та гіперзвуковими швидкостями, призвів до появи доволі специфічних конфігурацій космічних апаратів з затупленою формою (рис.7.1).

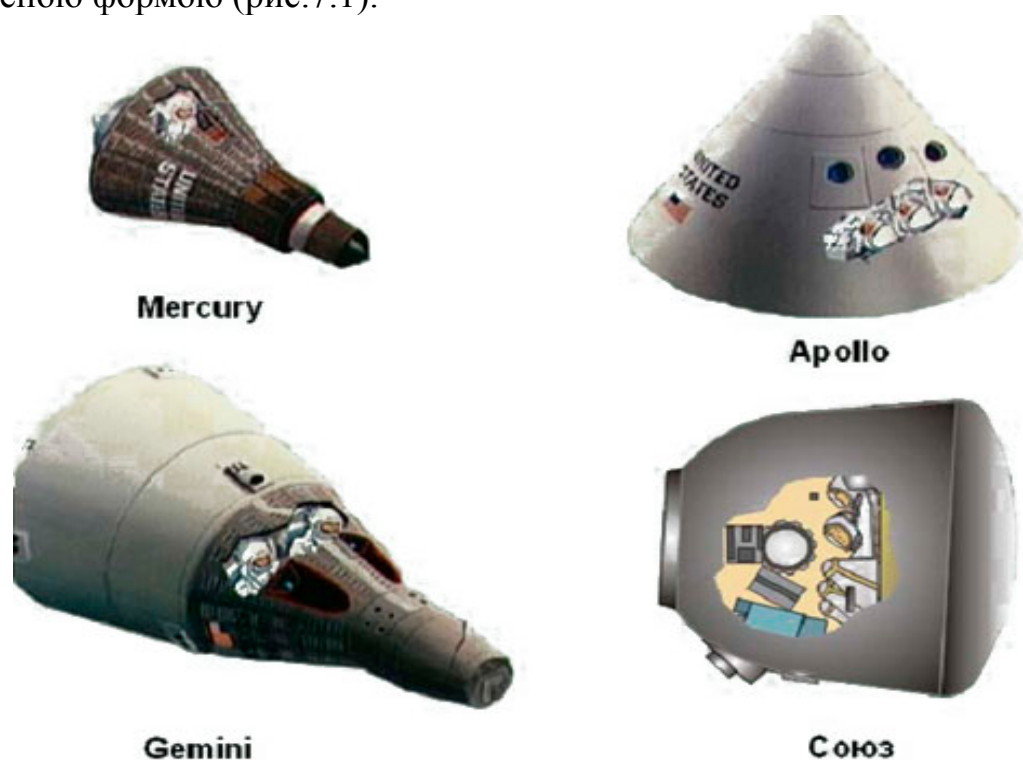


Рис.7.1. Космічні апарати, які забезпечують спуск в атмосфері Землі

В другій половині 50-х років почався етап розробки інженерних методів вирішення проблем входу в атмосферу головних частин балістичних ракет, а потім і космічних апаратів, які спускаються з орбіти Землі. На той час практичні дослідження, зазвичай йшли попереду теоретичних, і великий об'єм даних, отриманих при випробуваннях став підґрунтям для теоретичних досліджень. За цей час проведено значне дослідження різних видів теплозахисних матеріалів, які забезпечують надійний тепловий захист літального апарату. Розроблена теорія та досліджені основні закономірності термодинаміки та теплообміну, процесів впливу високоенергетичних та високотемпературних газових потоків на різні конструкційні матеріали.

Сучасний етап характеризується поглибленням у фізику та хімію явищ, які мають місце при обтіканні тіл високотемпературним або високошвидкісним потоком. В результаті з'явилася можливість суттєво підвищити точність розрахунків теплообміну, запропонувати оптимальні методи теплового захисту як для умов обтікання однофазними потоками, так і при наявності дисперсних включень. Тепер вже можливо з достатньою впевненістю застосувати методи розрахунку, які суттєво відрізняються від тих, для яких існують надійні експериментальні дані.

Не менш важливі та складні проблеми розрахунку теплообміну виникають при конструюванні авіаційних та ракетних двигунів як на рідкому так і на твердому паливі. Високі теплові навантаження та градієнти в конструкції двигуна, використання високоенергетичних криогенних палив та багато інших питань потребують від розробника двигуна проведення складних розрахунків.

Велике значення теорія теплообміну має у розрахунках теплових режимів літальних апаратів, кабін таких апаратів, систем забезпечення життєдіяльності та кондиціонування, надійної роботи радіоелектронної апаратури, а також в забезпеченні теплових режимів різних енергетичних установок, у тому числі і ядерних.

7.2 Фактори, що визначають температурні режими відсіків ракети

Основними факторами які визначають температурні режими відсіків ракети насамперед являються:

- аеродинамічний тепловий нагрів конструкції літального апарату;
- тепловий нагрів конструкції за рахунок роботи ракетного двигуна;
- тепловий нагрів конструкції ракети за рахунок взаємодії струменю продуктів згоряння палива РД з конструкцією ракети;
- внутрішні теплові потоки, викликані роботою різних систем та агрегатів ракети, впливу на температуру конструкції температури компонентів ракетного палива (насамперед це стосується криогенних компонентів ракетного палива).

7.2.1 Інженерні методи розрахунку аеродинамічного нагріву конструкції літального апарату

Політ літальних апаратів в атмосфері з високими швидкостями призводить до інтенсивного нагріву їх поверхні. Цей нагрів є результатом тертя та переходу кінетичної енергії руху в теплову у тонкому шарі повітря біля поверхні ЛА. Тем-

пература T_e у пограничному шарі приймається у розрахунках аеродинамічного нагріву рівною температурі відновлення

$$T_e = T_n \left(1 + \frac{k-1}{2} r M^2 \right), \quad (7.1)$$

яка суттєво зростає при зростанні швидкості руху.

У формулі r – коефіцієнт відновлення, який наближено можливо визначити: для ламінарного потоку $r_l = Pr^{\frac{1}{2}}$, для турбулентного $r_t = Pr^{\frac{1}{3}}$.

Тепловий потік, який надходить із пограничного шару до конструкції літального апарату, який має температуру поверхні T_w , прийнято визначати за формулою Ньютона:

$$q_s = \alpha(T_e - T_w), \quad (7.2)$$

де α – коефіцієнт теплопередачі, який має розмірність Вт/(м²·К).

Замість розмірного коефіцієнту тепловіддачі α часто використовується безрозмірний критерій (число Нусельта) $Nu = \frac{\alpha x}{\lambda}$, який залежить від критеріїв Рейнольдса Re та Прандтля Pr .

Теплові потоки між газом та стінкою значним чином залежать від режиму течії в пограничному шарі. Достатньо сказати, що коефіцієнт тепловіддачі при турбулентному режимі течії може бути в декілька разів більше за значення коефіцієнту тепловіддачі при ламінарному режимі. На практиці частіше за все зустрічаються випадки, коли пограничний шар або повністю турбулентний, або займає більшу частину поверхні. Так, при надзвукових та гіперзвукових швидкостях польоту між поверхнею затупленого тіла та фронтом ударної хвилі з'являється високотемпературний шар газу, температура в якому близька до температури гальмування потоку. Швидкість потоку за стрибком ущільнення та в пограничному шарі переважно дозвукова, тому виділення тепла за рахунок тертя відносно невелике. Основним джерелом теплової енергії в зоні гальмування потоку та яка надходить до конструкції ЛА є енергія високотемпературного пограничного шару. Біля бічної поверхні затуплених та гострих тіл температура на зовнішній межі пограничного шару значно нижча, так як швидкість на зовнішній межі пограничного шару близька до швидкості незбуреного потоку. В цьому разі основним джерелом енергії, що надходить до конструкції, є енергія, яка виникає за рахунок роботи сил тертя.

При гіперзвукових швидкостях польоту мають місце явища дисоціації, рекомбінації та іонізації атомів та молекул повітря. При дисоціації повітря молекули кисню O_2 та азоту N_2 розпадаються на атоми, при цьому витрачається значна кількість теплової енергії. Наприклад, при $M=20$ температура ідеального газу, без урахування процесу дисоціації, за прямою хвилею ущільнення буде сягати близько 17500 К, тоді як для реального газу, з урахуванням поглинання енергії на дисоціацію, температура складає близько 6500 К.

При рекомбінації проходить зворотній процес з виділенням теплової енергії. Кількість тепла, що виділяється при рекомбінації, залежить від швидкості рекомбінації, яка, в свою чергу, визначається концентрацією атомів біля поверхні та каталітичними властивостями стінки. При швидкостях рекомбінації більших

10м/с вплив рекомбінації на теплообмін стає близьким до максимального і мало залежить від подальшого збільшення швидкості рекомбінації. При швидкостях рекомбінації менших 0,1 м/с її вплив незначний і тепловий потік від газу до стінки може суттєво знизитись. Каталітичні властивості стінки залежать від матеріалу стінки.

При температурах, які перевищують 5000К, необхідно враховувати зміну теплоємності повітря з температурою. Питомий конвективний тепловий потік, з урахуванням зміни теплоємності повітря при значних температурах, визначається за формулою

$$q_s = \frac{\alpha}{c_p} (I_e - I_w) \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{с}), \quad (7.3)$$

де $\frac{\alpha}{c_p}$ – ентальпійний коефіцієнт тепловіддачі, кг/м²·с;

I_e – ентальпія відновлення, яка відповідає температурі відновлення, кДж/кг;

I_w – ентальпія газу при температурі поверхні, кДж/кг.

На затуПЛенні в області гальмування потоку (при $\bar{x} = \frac{x}{R_0} \leq 4$)

$$I_e \approx I_0 = c_{p_H} T_H + \frac{V_H^2}{2gE} \cdot 4,19 \text{ кДж}/\text{кг}, \quad (7.4)$$

де c_{p_H} – теплоємність повітря при температурі набігаючого потоку T_H ;

V_H – швидкість набігаючого потоку;

E – механічний еквівалент теплоти;

g – прискорення сили тяжіння.

Для наближених розрахунків $I_w = f(p_1, T_w)$ можна використовувати наступні апроксимаційні залежності:

$$I_w = 4,19 \cdot 0,245 \cdot T_w, \text{ кДж}/\text{кг} \quad (7.5)$$

при $T_w = 200 \div 1000 \text{ К}$ та $p_1 = 0 \div 10^8 \text{ н}/\text{м}^2$ (точність $\sim 2\%$);

$$I_w = 4,19 [0,245 + 0,31 (T_w - 1000)], \text{ кДж}/\text{кг} \quad (7.6)$$

при $T_w = 1000 \div 2700 \text{ К}$ та $p_1 = 0,2 \cdot 10^5 \div 10^7 \text{ н}/\text{м}^2$ (з точністю 3%);

$$I_w = \frac{4,19 T_w^2}{8800 \cdot (1 + 0,05 \cdot \lg p_1)^2} \quad (7.7)$$

при $T_w = 2700 \div 4500 \text{ К}$ $p_1 = 0,2 \cdot 10^5 \div 10^7 \text{ н}/\text{м}^2$ (точність 3 ÷ 10%).

7.2.2 Розрахунок теплообміну при ламінарному режимі течії

Як раніше зазначалося, ламінарний режим течії газу при обтіканні конструкції ЛА у більшості випадків відбувається у зоні гальмування набігаючого потоку. Найбільш фундаментальні дослідження теплообміну в зоні гальмування потоку для затуПЛеного тіла проведені Феєм та Рідделом. Вони показали, що для повітря в широкому інтервалі зміни ентальпії набігаючого потоку критеріальна залежність для визначення теплообміну може бути апроксимована наступним виразом

$$\frac{\alpha}{c_p} = 0,76Pr^{-0,6}(\rho_w\mu_w)^{0,1}(\rho_0\mu_0)^{0,4} \left\{ 1 + (Le^\varepsilon - 1) \frac{I_D}{I_0} \right\} \sqrt{\beta}, \quad (7.8)$$

де величина ε для термодинамічно врівноваженого потоку дорівнює 0,52, а для замороженого потоку 0,63;

$Le = \frac{D_i \rho c_p}{\lambda}$ – число Льюїса для дисоційованого повітря, яке на основі розрахунків рекомендується приймати 1,4;

ρ_w, μ_w – щільність та коефіцієнт в'язкості повітря, які визначаються по тиску у критичній зоні гальмування потоку p_0 та температурі стінки T_w ;

ρ_0, μ_0 – щільність та коефіцієнт в'язкості повітря, які визначаються по тиску у критичній зоні гальмування потоку p_0 та температурі гальмування потоку T_0 ;

Добуток $\rho\mu$ для врівноваженого дисоційованого повітря можна розрахувати за допомогою залежності

$$\rho\mu = 0,88 \cdot 10^{-6} p I^{-0,315} \quad (7.9)$$

у діапазоні значень параметрів $10^3 \leq p \leq 10^7$ н/м²; $I \leq 63000$ кДж/кг ентальпія дисоціації I_D – енергія, що витрачається на дисоціацію одиниці маси повітря, визначається за формулою

$$I_D = I_0 - \frac{9}{2} RT_0 \approx I_0 - 1,292 T_0 \text{ [кДж/кг]}, \quad (7.10)$$

де R – газова стала.

Градiєнт швидкості у критичній зоні сфери при значних швидкостях потоку може бути визначений у припущенні ньютоніанського розподілу тиску в районі критичної точки

$$\beta = \left(\frac{du_e}{dx} \right)_0 = \frac{1}{R_0} \sqrt{\frac{2(p_0 - p)}{\rho_0}},$$

де R_0 – радіус затуплення, p – тиск навколишнього середовища.

Величина $\frac{I_D}{I_0}$ не може перевищувати одиниці. Тому, якщо прийняти $\frac{I_D}{I_0} = 1$, $Le = 1,4$ і $Pr = 0,71$ то отримаємо верхню оцінку коефіцієнту тепловіддачі

$$\left[1 + (Le^{0,52} - 1) \frac{I_D}{I_0} \right] \approx 1,2.$$

Розрахунок максимального теплового потоку у критичній зоні сферичного затуплення в діапазоні швидкостей набігаючого потоку $V_H = 3500 \div 15000$ м/с і $T_w = 300 \div 2900$ К з точністю $\sim 10\%$ можна проводити по формулі

$$q_w = 6,2 \cdot 10^{-4} \frac{\rho_H^{0,5} V_H^3}{R_0^{0,5}} \left(1 - \frac{I_w}{I_0} \right) \text{ [Вт/м}^2\text{]}. \quad (7.11)$$

При швидкостях 600 ÷ 8000 м/с у тому ж діапазоні температур з точністю до $\pm 15\%$ використовують залежність

$$q_w = 1,9 \cdot 10^{-4} \frac{\rho_H^{0,5} V_H^{3,12}}{R_0^{0,5}} \left(1 - \frac{I_w}{I_0} \right) \text{ [Вт/м}^2\text{]}, \quad (7.12)$$

точність якої можна підвищити до $\pm 10\%$ ввівши множник $\frac{1,45}{I_w^{0,06}}$.

Коефіцієнт тепловіддачі визначається за формулами:

- при поперечному обтіканні циліндру радіусом $R_0 - \alpha_{\text{цил}} = \frac{\alpha_{\text{сфери}}}{1,14}$;
- при обтіканні плоского симетричного торця – $\alpha_{\text{торця}} = \frac{\alpha_{\text{сфери}}}{1,34}$;
- при поперечному обтіканні довгої пластини шириною $2R_0 - \alpha_{\text{пл}} = \frac{\alpha_{\text{сфери}}}{1,6}$.

Для розрахунку теплообміну на пластині чи гострому конусі використовують формулу

$$Nu = 0,332\sqrt{Re}Pr^{\frac{2}{3}}. \quad (7.13)$$

Формулу 7.13 можливо використовувати як при малих так і при гіперзвукових швидкостях потоку, якщо всі параметри, які залежать від температури повітря – щільність, коефіцієнт в'язкості, число Прандтля – розраховувати по так званій визначаючій ентальпії I_* . Даний метод вперше був запропонований Е. Еккертом. За його теорією визначаюча ентальпія розраховується за формулою

$$I_* = 0,50(I + I_w) + 0,22(I_e - I).$$

При цьому формула 7.13 у формі числа Стантона запишеться так

$$St = 0,332Re^{-0,5}Pr_*^{-2/3} \left(\frac{\rho_*\mu_*}{\rho\mu} \right)^{0,5}, \quad (7.14)$$

де $Re = \frac{\rho ux}{\mu}$ – число Рейнольдса, яке визначається за параметрами набігаючого потоку. Параметри з індексом «*» розраховуються за тиском в пограничному шарі та визначаючою ентальпією I_* . Коефіцієнт $\frac{\rho_*\mu_*}{\rho\mu}$ враховує вплив стискаємості та дисоціації повітря у пограничному шарі на конвективний теплообмін.

Для розрахунку теплообміну на гострому конусі використовується залежність

$$St = 0,332\sqrt{3}Pr_*^{-2/3}Re^{-0,5} \left(\frac{\rho_*\mu_*}{\rho\mu} \right)^{0,5}, \quad (7.15)$$

в якій характеристики повітря беруться при статичному тиску на поверхні конуса.

7.2.3 Розрахунок теплообміну при турбулентному режимі течії

При турбулентному режимі течії в пограничному шарі максимальні значення теплового потоку мають місце в районі місця переходу через швидкість звуку для всіх форм затуплення.

Для розрахунку теплообміну в області дозвукової течії, незалежно від форми затуплення рекомендуються наступні формули:

- для симетричної відносно повздовжньої осі тіла течії

$$Nu = 0,04Re_w^{0,8}Pr_w^{0,4} \left(\frac{\rho_*}{\rho_w} \right)^{0,8} \left(\frac{\mu_*}{\mu} \right)^{0,8}; \quad (7.16)$$

- для плоскої течії

$$Nu = 0,035Re_w^{0,8}Pr_w^{0,4} \left(\frac{\rho_*}{\rho_w} \right)^{0,8} \left(\frac{\mu_*}{\mu} \right)^{0,8}, \quad (7.17)$$

в яких параметри ρ_* и μ_* розраховуються за місцевим тиском і визначаючій ентальпії

$$I_* = 0,30I_e + 0,46I_w + 0,24I.$$

В.С. Авдуєвським рекомендована наступна залежність для розрахунку максимального теплового потоку на сферичному затупленні при використанні параметрів потоку

$$\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_{max} = \frac{0,002 V_H^{1,62} \rho_H^{0,8}}{K_{T2} R_0^{0,2}} \cdot 210 \psi_T \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{ч}), \quad (7.18)$$

де

$$K_{T2} = \frac{M_H^{1,62}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2\right)^{0,01}} \left[\frac{(7M_H^2 - 1)^{2,5}}{166,7 M_H^7} \right]^{0,8}$$

$$\psi_T = \frac{\frac{\lambda_w}{c_{pw}} \left(\frac{1}{\mu_w^{0,8} T_w^{0,41}} Pr_*^{0,4} \rho_w^{-0,8} \left(\frac{\bar{I}_w}{\bar{T}_w} \right)^{0,39} \right)}{210}.$$

Результати розрахунків величини ψ_T для повітря показали, що значення ψ_T в діапазоні температур $T_w = 800 \div 3500 \text{ К}$ та тиску $p_1 = 103 \div 107 \text{ н/м}^2$ мають відхилення $\pm 8 \div 10\%$ від деякого середнього значення. Середнє значення величини ψ_T відповідає температурі 1300 К та дорівнює 1.

При температурі $T_w < 800 \text{ К}$ значення ψ_T обчислюють за допомогою залежності

$$\psi_T = 5,8 \cdot 10^{-4} (800 - T_w) + 1,1$$

При числі Маха ≥ 5 величина $K_{T2} \approx 0,84$ і в цьому випадку

$$\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_{max} = 0,5 \frac{V_H^{1,62} \rho_H^{0,8}}{R_0^{0,2}} \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{ч}) \quad (7.19)$$

Коефіцієнт тепловіддачі наближено визначається за формулами:

- при поперечному обтіканні циліндра радіусом R_0 – $\alpha_{цил} = \frac{\alpha_{сфери}}{1,14}$;
- при обтіканні плоского симетричного торця $\alpha_{торця} = \frac{\alpha_{сфери}}{1,14}$;
- при поперечному обтіканні довгої пластини шириною $2R_0$ – $\alpha_{пл} = \frac{\alpha_{сфери}}{1,19}$.

При обтіканні повітрям сферичного затуплення, максимальне значення теплового потоку до поверхні тіла при швидкостях польоту $V = 600 \div 14000 \text{ м/с}$ і $T_w = 0 \div 3000 \text{ К}$ може бути визначене за формулою

$$q_w = 7,4 \cdot 10^{-4} \frac{\rho_H^{0,8} V_H^{3,3}}{R_0^{0,2}} \left(1 - \frac{I_w}{I_0}\right) \text{ Вт}/\text{м}^2 \quad (7.20)$$

з точністю $\pm 15\%$.

Найбільш поширеною формулою для розрахунку теплообміну на пластині є формула отримана Л.В. Козловим при дослідженні теплообміну в аеродинамічній трубі

$$Nu_w = 0,0296 Re_{w\text{эф}}^{0,8} Pr_w^{0,4} \left(\frac{T_w}{T_e}\right)^{0,39} \left(1 + r \frac{k-1}{2} M_1^2\right)^{0,11}, \quad (7.21)$$

в якій параметри беруться при температурі стінки. Формула отримана при числах $0 < M < 4$; $0,5 > \frac{T_w}{T_e} < 1$; $2 \cdot 10^7 < Re_w < 2 \cdot 10^8$ та перевірена у діапазоні значень $M = 0 \div 10$ и $T_w/T_e = 0,1 \div 1,2$.

Е. Еккертом було запропоновано теплообмін на пластині з урахуванням сти-слості газу визначати за формулою

$$Nu = 0,0296 Re_w^{0,8} Pr_w^{\frac{1}{3}} \left(\frac{\rho_*}{\rho_w}\right)^{0,8} \left(\frac{\mu_*}{\mu}\right)^{0,2}. \quad (7.22)$$

Параметри із значком «*» у формулі 7.22 знаходяться за температурою T_* яка визначається з залежності

$$T_* = T + 0,5(T_w - T) + 0,22(T_e - T).$$

При уточненні формули 7.22 на основі експериментальних даних О.Н. Остаповичем була запропонована залежність

$$Nu_w = 0,0296 Re_w^{0,8} Pr_w^{\frac{1}{3}} \left(\frac{\rho_*}{\rho_w}\right)^{0,8} \left(\frac{\mu_*}{\mu}\right)^{0,2} \quad (7.23)$$

при визначаючій ентальпії

$$I_* = 0,46 I_w + 0,24 I + 0,30 I_e,$$

де I_w, I, I_e – ентальпії газу при температурі стінки, температурі на зовнішній гра-ниці пограничного шару та температурі встановлення відповідно.

Формула 7.23 отримана у діапазоні зміни параметрів $Re_w = 10^6 \div 10^8$; $I_w/I_e = 0,02 \div 1,0$. При значеннях ентальпійного фактору $I_w/I_e = 0,1 \div 1,0$ формула 7.23 спрощується та приймає вигляд

$$Nu_w = 0,0296 Re_w^{0,8} Pr_w^{\frac{1}{3}} \left(\frac{I_*}{I_w}\right)^{-0,65}. \quad (7.24)$$

Із зарубіжних робіт слід відмітити дослідження, які проведені Пробстейном, Адамсом і Розе. Вони переконались що для розрахунку теплообміну на пластині може бути використана наступна залежність

$$Nu = 0,029 Re^{0,8} Pr_w^{\frac{1}{3}} \left[1 + (Le - 1) \frac{I_D}{I_0}\right], \quad (7.25)$$

де I_D – ентальпія дисоціації повітря;

Le – число Льюїса, рівне 1,00 при $T_e < 2000$ К і 1,40, якщо $T_e > 2000$ К;

Pr_w – число Прандтля, яке визначається по тиску повітря у пограничному шарі та температурі поверхні T_w ;

Nu ; Re – число Нуссельта і Рейнольдса які визначаються за параметрами на границі пограничного шару.

8 НАВАНТАЖЕННЯ ТА МІЦНІСТЬ

Міцність ракетних конструкцій тісно пов'язана з науково-технічними дисциплінами, такими, як теоретична механіка, опір матеріалів, будівельна механіка тонкостінних конструкцій, аеродинаміка, теплопередача, динаміка руху і динаміка конструкцій, знання яких потрібне для розуміння питання міцності ракетних конструкцій.

Інженери по ракетній техніці вивчають комплекс різноманітних науково-технічних дисциплін. Серед них важливе місце займає курс міцності ракетних конструкцій.

Ракети, спочатку створені для цілей оборони, ще потрібніші для задоволення потреб економіки в мирних цілях, таких як космічний зв'язок, прогнозування погоди, служби допомоги при корабельних аваріях і т. д.)

З позицій теоретичної механіки мета запуску ракети полягає в повідомленні корисного вантажу деякої швидкості. Далі корисний вантаж рухається за інерцією в полі сил тяжіння. Чим вище його швидкість, тим більше дальність польоту в космічному просторі. У свою чергу, вища швидкість досягається за рахунок збільшення маси палива і максимального полегшення конструкції ракети. Але таке полегшення не може бути безмежним. Необхідно зважати на те, що конструкція повинна витримувати без руйнування досить великі навантаження, діючи на ракету як при підготовці до пуску, так і у польоті. Тому конструкція ракети самим ретельним чином перевіряється на міцність. Мета перевірки – забезпечення міцнісної надійності при мінімальній масі конструкції. Для цього проводяться розрахунки і випробування на міцність.

Іноді рішення міцності завдань обмежується визначенням напружено-деформованого стану конструкції в лінійній (пружною) постановці при заданих навантаженнях і вибраній розрахунковій схемі. При цьому мало уваги приділяється розробці і викладу практичних підходів і інженерних методів розрахунку конструкцій: вибору розрахункової схеми виходячи з особливостей конструкції, технології її виготовлення і умов експлуатації, обліку особливостей механічного стану матеріалів і розробці рекомендацій для проектування виходячи з вимог надійності і вагової досконалості.

Розрахунки ракетних конструкцій на міцність умовно можна розділити на декілька типів.

З одного боку, це розрахунки болтів, заклепок, зварних швів, кронштейнів і т. д. – усього того, що характерно для загального машинобудування. З іншого боку, є специфіка розрахунку оболонкових конструкцій, що становлять основу корпусу ракети. У навчальному посібнику розглядається головним чином друга категорія розрахунків стосовно балістичних ракет далекої дії і носіям космічних апаратів.

З розрахунку на міцність визначається напружено-деформований стан елементів конструкції, після чого максимальні значення внутрішніх зусиль порівнюються з їх граничними значеннями (із здатністю, що несе). Питання визначення напружено-деформованого стану розглядаються переважно в курсах будівель-

ної механіки різного роду споруді. Розрахункові схеми будівельної механіки – балка, стержень, пластина, рама, оболонка і т. п.

Визначити розрахункові випадки вантаження, вибрати розрахункові схеми, розрахувати не лише напружено-деформований стан, але і на основі тих або інших критеріїв міцності знайти здатність, що несе, і запаси міцності це вже завдання курсу міцності. Курс міцності, таким чином, тісно пов'язаний з тією областю машинобудування, об'єкти якої він розглядає.

Розрахунки на міцність в ракетній техніці пов'язані із загальними завданнями проектування, з розрахунками аеродинаміки, балістики, керованості, нагріву і динаміки конструкції. Знання основ і можливостей цих дисциплін дозволяє з розрахунку на міцність правильно оцінити відповідність аналітичного апарату початковим посилкам і кінцевій меті розрахунку, оптимальним чином вибрати розрахункову схему і дати рекомендації по забезпеченню міцності при мінімальній (мінімізації) масі конструкції.

Компонувальні схеми. Балістична ракета або ракета носій є складним літальним апаратом як по структурному складу, так і функціонуванню. Конструкція ракети визначається її призначенням, типом старту і його засобами, способом управління у польоті, дальністю польоту, вагою корисного вантажу, видом вживаного палива та ін. Залежно від дальності польоту, маси корисного вантажу ракети по числу ступеней, бувають одноступінчастими або багатоступінчастими, а залежно від вживаного палива – рідинними або твердопаливними.

У кожному конкретному випадку конструктивні форми складових частин ракети і їх взаємне розташування мають свої особливості.

У сучасних ракетах застосовуються як рідинні ракетні двигуни (РРД), так і ракетні двигуни на твердому паливі (РДТП). Як правило, ЖРД працюють на двох компонентному паливі – пальному і окиснику. У таких двигунах компоненти палива знаходяться в різних місткостях (баках) паливного відсіку і подаються з баків в камеру згорання РРД. Разом з рідкими широко застосовуються тверді хімічні палива – тверді речовини, що містять і окисник і пальне. Тверді хімічні палива є або механічною сумішшю окисника і пального, або твердим розчином органічних речовин.

Ракетний двигун твердого палива складається з двох основних частин: корпуси (камери згорання) і сопла. На відміну від РРД в РДТП увесь запас палива розміщений безпосередньо усередині камери згорання.

Силові елементи корпусу ракети. Для оцінки міцності корпусу ракети його конструкцію зазвичай представляють у вигляді системи силових (що несуть) і несилкових елементів. Несуть називаються елементи, які сприймають силову дію доквілля і різного роду вантажів, що розміщуються в корпусі ракети (рухових установок, приладів та ін.), або використовуються для зв'язку частин конструкції в єдину механічну систему. Інші елементи вважаються несилковими. Такий розподіл являється, взагалі кажучи, умовним, оскільки елемент конструкції, що вважається в одному режимі вантаження несилковим, може бути силовим в іншому випадку вантаження.

Сукупність пов'язаних між собою силових елементів утворює конструкцію ракети, що несе. Відповідно до моделей будівельної механіки в конструкції, що несе, можна виділити балки, стержні, ферми, рами, пластини, оболонки. Спрощену таким чином модель конструкції, що несе, прийнято називати конструктивно-силовою або просто силовою схемою.

Силова схема відбивається на конструктивно-компонувальному кресленні, на якому вказуються основні розміри елементів конструкції, що забезпечують міцність (наприклад, товщина оболонок, розміри підкріплюючих ребер і т. п.) марки вживаних матеріалів з посиланнями на технічні умови (нормативну документацію) їх виготовлення, а також схеми зв'язків ступеней, схеми опор при транспортуванні і т. п. Вид конструктивно-силової схеми залежить від компоновання ракети і визначається характером діючих навантажень.

Таким чином, силова схема характеризує спосіб сприйняття і урівноваження діючих в конструкції навантажень.

Існує велика різноманітність форм і розмірів силових елементів, що входять в конструкцію корпусу ракети, проте серед них можна виділити типові. Відсік корпусу ракети, як правило, є циліндричною або слабкоконічною оболонку; гладку або підкріплену подовжніми і поперечними стержневими елементами (ребрами). Силовими елементами такої конструкції є обшивка і каркас, що складається з подовжнього набору стержнів – стрингерів і поперечного набору кілець – шпангоутів.

Обшивкою називається тонкий лист, що утворює поверхню відсіку і що надає йому зовнішньої обтічної форми. Обшивка сприймає поверхневі аеродинамічні, а в паливних баках також і гідродинамічні навантаження, передаючи їх на подовжні і поперечні ребра. Разом з каркасом обшивка в подовжньому і кільцевому напрямках працює головним чином на розтягування-стискування. Обшивка сприймає також напругу зрушення, корпуси, що виникають при загальному вигині.

Стрингери – це подовжні стержневі елементи конструкції, сполучені з обшивкою і подовжні зусилля, що сприймають разом з обшивкою. Окрім подовжніх зусиль стрингери через обшивку навантажуються розподіленими поперечними силами. Вони служать, таким чином, опорою для обшивки.

Шпангоути є поперечними кільцями, призначеними для забезпечення незмінності форми поперечного перерізу відсіку корпусу, і є опорами для стрингерів і обшивки. Шпангоути сприймають радіальні зусилля і надають конструкції необхідну жорсткість. У ряді випадків шпангоути навантажуються також подовжніми силами (наприклад, тягою двигуна).

Конструкційні і теплозахисні матеріали

Металеві сплави. Силові елементи ракет виготовляють з високоміцних алюмінієвих сплавів, що деформуються, які підрозділяються на зварювані (вітчизняні сплави АМгб, АВ та ін., американські 2014-Т6 і 2219-Т87) і такі, що не зварюють (вітчизняні Д16 і В95, американські 7075-Т6 і 2024-Т36)[51]. Для корпусів РДТТ і соплових блоків застосовують високоміцні сталі (вітчизняні типу СП- 28 і ВЛ- 1, американські Д6АС і АА/ІS - 6434), титанові сплави (вітчизняні типу ОТ4, ВТ6С і ВТ14, американські Ті - 6А1-4V) і композиційні матеріали (вітчиз-

няні, такі, що складаються з наповнювача у вигляді стеклострічки типу 8-ВМ- 1 або склотканина типу МТБС- 2,5 і єднального у вигляді епоксидної смоли ЕД- 5, і американські - типу "спіраллой").

Кожен з перерахованих матеріалів має ряд фізико-механічних і технологічних особливостей, які обумовлюють їх застосування в тій або іншій конструкції.

Зварювані алюмінієві сплави є основним матеріалом для виготовлення баків і паливних відсіків. Так, сплав АМгб добре зварюється аргонодуговим зварюванням (міцність зварного шва складає 0,9..0,95 від міцності основного матеріалу) при збереженні пластичності по шву, близької до основного матеріалу. Зварювані алюмінієві сплави зміцнюються нагартовуванням, наприклад сплав АМгбН, що дозволяє підвищити межу міцності при деякому зниженні пластичності.

Алюмінієві сплави, що не зварюють, випускаються промисловістю у вигляді листів, пресованих і катаних профілів, поковок і т. д., зміцнюються загартовуванням, природним старінням і нагартовуванням. Алюмінієві сплави застосовують у вузлах, нагрів яких не перевищує 250 °С.

Сталі широко застосовуються в конструкціях балонів високого тиску, а також трубопроводів, сільфонних вузлів і деталей, схильних до дії агресивних середовищ і підвищених (більше 300°С) температур (нержавіючі сталі), в конструкціях корпусів РДТТ, матеріал яких повинен мати високу питому міцність при робочих (більше 300°С) температурах (високоміцні сталі), а також для виготовлення високонавантажених рам і силового кріплення - болтів, гайок, різьбових втулок і т. д.

Титанові сплави, поступаючи високміцним сталям по питомій міцності в діапазоні температур 0..300 °З, мають здатність зберігати свою працездатність і при вищих температурах (до 600°С). Його якість, а також мала в порівнянні із сталями щільність (близько 4500 кг/м³) дозволяють застосовувати титанові сплави для конструкцій корпусів соплових блоків, бортових балонів високого тиску, силового кріплення і т. д.

Для порівняння в таблиці. приведені деякі механічні властивості металевих конструкційних матеріалів.

Таблиця 1.2. Механічні властивості сплавів при f=20°С (мінімальні)

Марка сплаву	$\sigma_{\text{в}}$, МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	E, МПа	$\delta\%$
АМгб	320	160	$6.8 \cdot 10^4$	20
АМгбН (10%)	350	250	$6,8 \cdot 10^4$	14
АМгбН (40%)	470	370	$6,8 \cdot 10^4$	6
Д16Т	400	300	$7.0 \cdot 10^4$	12
В95Т1	510	440	$7,0 \cdot 10^4$	7
30ХГСА	1200	1000	$21,0 \cdot 10^4$	12
СП-28	1650	1400	$19.5 \cdot 10^4$	7
Д6АС (США)	1600	1200	$20,0 \cdot 10^4$	—
AMS-6434 (США)	2100	1400	$20.0 \cdot 10^4$	—
ВТ14	1080	910	$11.0 \cdot 10^4$	10
Т1-6А1-4V (США)	1260	1080	$11,0 \cdot 10^4$	—

- Вказаний рівень нагартування.

σ_b – межа міцності матеріалу; σ_{02} – межа плинності; E – модуль пружності; δ – відносне подовження при розриві.

Композиційні матеріали. Широке застосування в корпусах РДТТ знайшли склопластики і органопластики, питома міцність на розтягування яких в діапазоні температур 0.. 100 °С. Конструкційні склопластики і органопластики в більшості випадків є композицією з армуючого матеріалу (наповнювача) і єднального. Наповнювач грає роль елемента, що несе, а єднальне сполучає складові наповнювача, забезпечуючи жорсткість і спільність роботи ниток в конструкції, а також герметичність останньої.

Як єднальне для виробництва композиційних матеріалів використовуються епоксидні, фенолформальдегідні, кремнійорганічні і інші смоли, які характеризуються порівняно високою теплостійкістю, хорошою адгезією до волокна, але малим відносним подовженням при розтягуванні. Остання якість не завжди дозволяє реалізувати повною мірою міцність волокон наповнювача, які мають більше відносне удовження при розриві.

Як наповнювач використовуються фільєрне скловолокно, кремнеземні, кварцові і каолінові волокна, органічне волокно, розроблене на основі фенольної смоли з поперечними хімічними зв'язками, волокна на основі бору, вуглецеві (графітові і вугільні) волокна.

Головними перевагами склопластиків перед металами є висока питома міцність і низька теплопровідність, а використання наповнювача у вигляді ниток і стрічок дозволяє створювати анізотропію механічних властивостей і відповідно вирішувати завдання оптимізації конструкції. Недоліком цих матеріалів є зміна механічних властивостей залежно від швидкості вантаження, часу і технології виготовлення.

Подвійна природа композиційних матеріалів зумовлює необхідність прогнозування їх механічних властивостей за властивостями компонентів як на стадії проектування (оскільки окремі елементи конструкції повинні мати різну структуру армування залежно від геометрії і діючих навантажень), так і на етапі виготовлення і відробітку.

На основі аналізу результатів досліджень композиційних матеріалів можна відмітити наступні загальні властивості, пов'язані з особливістю їх деформації:

-при помірних температурах композиційні матеріали, зокрема склопластики, органопластики, вуглепластики, аж до руйнування поведуться як лінійно-пружні матеріали;

-композиційні матеріали з орієнтованим укладанням наповнювача мають сильно виражену анізотропію властивостей;

-в усіх матеріалах, особливо з великим модулем пружності, спостерігається знижена зсувна жорсткість (за винятком матеріалів, армованих в трьох напрямках);

-при тривалому вантаженні і підвищених температурах в композиційних матеріалах проявляються властивості повзучості, які зазвичай враховуються у рамках теорії лінійної в'язкопружності.

Основні етапи розрахунку корпусу на міцність

Режим експлуатації і навантаження. Сучасні ракети працюють в досить складних і різноманітних умовах. Тому найважливішим завданням в області створення корпусів ракет є вивчення умов експлуатації і визначення на їх основі типових режимів вантаження. Режимми вантаження підрозділяються на дві групи: наземні і польотні.

До наземних режимів відносяться: транспортування; установка в стартове положення; стоянка на пусковому пристрої.

До польотних режимів відносяться: старт відкритий або з шахти; політ на активній ділянці траєкторії; процес розподілу ступеней, політ головної частини або космічного апарату при зниженні в атмосфері.

При експлуатації на корпус ракети діє складна система різного роду зовнішніх сил. Окреме зовнішнє навантаження характеризується значенням, напрямом дії, місцем додатка до конструкції корпусу і швидкістю зміни в часі.

По характеру розподілу усі зовнішні сили можна розділити на дві категорії.

Інерційні і гравітаційні сили, розподілені за об'ємом ракети і пропорційні масі тіла.

Поверхневі сили - сили, розподілені по поверхні корпусу, до цієї категорії відносяться аеродинамічні сили і тиск газів наддування і тиск стовпа компонентів палива в баку, тиск в камері згорання або в соплі РДГТ і т. п. В деяких випадках поверхневі сили розподілені по відносно малої поверхні. Такі сили вважають зосередженими, т. е. прикладеними в точках. Прикладом зосереджених сил можуть служити контактні сили, що виникають в корпусі при передачі тяги рухової установки через стержні рами.

По характеру зміни в часі зовнішні сили можна умовно розділити на два класи: статичні і динамічні. До першого класу відносяться сили, що повільно змінюються, т. е. сили, час додатка яких великий в порівнянні з періодом нижчого тону коливань даної конструкції. Дія зовнішніх сил, що повільно змінюються, на конструкцію можна вважати статичним, а навантаження, що викликаються цими силами – статичними. Сили, що швидко змінюються, викликає коливання конструкції, і тому називаються динамічними. Одна і та ж сила залежно від періоду власних коливань конструкції і характеру зміни в часі може належати в одному випадку до класу статичних сил, а в іншому випадку – до класу динамічних сил.

У свою чергу, в корпусі ракети, що сприймає ці навантаження, виникають внутрішні зусилля, які залежать від величин і розподілу зовнішніх сил по корпусу і від характеру їх зміни в часі.

Очевидно, конструкцію слід проектувати так, щоб вона не руйнувалася при дії навантажень на усіх режимах експлуатації протягом заданого періоду її експлуатації.

Вибір розрахункової схеми. Силова схема корпусу реальної конструкції ракети досить складна. Для того, щоб провести розрахунок корпусу на міцність, необхідно корпус ракети схематизувати (звільнити від несуттєвих для розрахунку на міцність особливостей). Таку спрощену модель прийнято називати *розрахунковою схемою*.

При складанні розрахункової схеми необхідно виявити головні елементи, що несуть, провести схематизацію геометричних розмірів і форм силових елементів корпусу, т. е. представити силові елементи у вигляді простих за формою тіл (стержень, балка, пластина, оболонка, масив), для яких відомі принципи і методи розрахунку в опорі матеріалів або в будівельній механіці.

Наступний етап вибору розрахункової схеми полягає в загальному аналізі роботи конструкції, що несе, і її елементів, в їх взаємозв'язки, на основі яких оцінюються умови закріплення вибраних простих елементів (жорстке затискання, шарнірне спирання, упругоподатливе з'єднання і т. д.). Умови закріплення залежать від конструктивних особливостей з'єднання елементів реальної конструкції, що несуть. Крайові умови обирають такими, щоб відбити найбільш несприятливі умови закріплення елемента, можливі при його роботі.

Разом з цим необхідно враховувати властивості матеріалу, з якого виготовляються елементи конструкції корпусу. Основне допущення при схематизації властивостей матеріалу полягає в тому, що він приймається суцільним, т. е. заповнює безперервно без порожнеч увесь об'єм того або іншого елемента конструкції. Ця передумова відноситься до загальних принципів побудови механіки твердого тіла, що деформується.

Для розрахунків напруги і деформацій в елементах конструкції корпусу за заданих зовнішніх умов необхідно мати певні залежності між напругою і деформаціями, т. е. знати фізичні закони деформації матеріалу. Для матеріалу, що знаходиться в пружному стані, таким законом є закон Гуку; при нарузі, що перевищує межу пружності, необхідно знати закон пластичної деформації, а при підвищених температурах - закон повзучості.

Вибір розрахункової схеми тісно пов'язаний також з характером діючих на корпус навантажень. Так, наприклад, при розрахунку подовжніх сил в корпусі ракети його можна розглядати як стержень, а при розрахунку на дію вітру цей же корпус вже необхідно розглядати як балку. Геометрична форма тіла може схематизувати по-різному також залежно від того, як і які прикладені зовнішні сили. Наприклад, у разі змінних циклічних навантажень, що виникають при транспортуванні виробу, необхідно враховувати наявність концентраторів напруги – отворів, канавок, виточок, зварних швів (потовщень) і ін. При постійних навантаженнях ці особливості для пластичних матеріалів можна віднести до категорії несуттєвих.

При змінній нарузі із-за виникнення втомних тріщин конструкція може зруйнуватися від менших навантажень, чим при постійних. Для змінних навантажень вже недостатня схематизація властивостей матеріалу тільки залежностями між напругою і деформаціями. В цьому випадку необхідно за даними випробувань мати залежності числа циклів змінної напруги до руйнування від амплітуди циклу при постійній середній нарузі (криві втоми).

Таким чином, при виборі розрахункової схеми мають бути вирішені завдання схематизації геометричних розмірів і форми конструкції, умов закріплення, властивостей матеріалів і навантажень.

Після того, як намічена розрахункова схема, необхідно вибрати метод розрахунку, за допомогою якого ця схема буде проаналізована. Завдання розрахунку

міцності корпусу, виражене за допомогою відповідних математичних залежностей, називають математичною моделлю розрахунку корпусу.

Математична модель має бути збалансованою по складності і точності її складових елементів. Так, навряд чи доцільно застосовувати складну схему оцінки напружено-деформованого стану, розраховану на використання ЕОМ і останніх досягнень теорії пружності і пластичності, якщо навантаження визначені грубо.

Узагальнений критерій міцності. Важливим етапом в забезпеченні міцності є визначення напружено-деформованого стану в елементах конструкції корпусу. Визначення напруги, деформацій і переміщень в конструкції від заданих зовнішніх дій складає основне завдання будівельної механіки. Проте розрахунок деформацій і напруги в елементах конструкції корпусу ще не дає можливості судити про їх міцність. Необхідно мати критерії (умови) міцності, які встановлюють співвідношення між параметрами міцності у вигляді нерівностей, що визначають межу між областями допустимих і неприпустимих станів. Характерними параметрами міцності є напруга в небезпечних точках або перерізах, деформації, переміщення точок конструкції і т. п. Як тільки напруга, деформації, переміщення досягають граничних значень, відбувається те, що узагальнено можна назвати руйнуванням або вичерпанням здатності, що несе.

Наприклад, при розтягуванні-стискуванні, вигині це може бути розрив матеріалу в якому-небудь силовому елементі, при зрушенні - зріз матеріалу і т. п. Для конструкцій ракет характерне застосування як силові різні тонкостінні елементи (стержнів, тонких пластин і оболонок) з порівняно малою жорсткістю на вигин. За наявності стискуючої напруги здатність таких елементів, що несе, визначається стійкістю рівноваги їх форм.

Нехай P_i^p – розрахункове значення параметра напружено-деформованого стану і -го елемента в розрахунковому випадку (напруга в небезпечній точці, деформація, переміщення, навантаження, діюче на елемент, і т. п.),

P_i^{np} – граничне значення вибраного параметра напружено-деформованого стану і -го елемента.

Тоді критерій міцності і -го елемента конструкції може бути записаний у формі нерівності

$$P_i^p < P_i^{np}$$

На завершальній стадії розрахунку на міцність визначається запас міцності і -го елемента конструкції :

$$\eta_i = P_i^{np} / P_i^p$$

У усіх випадках конструкція вважається такою, що задовольняє вимогам міцності, якщо запас міцності більше або дорівнює одиниці:

$$\eta_i \geq 1$$

Таким чином, сукупність приведених умов визначає область допустимих значень параметрів міцності, усередині якої не спостерігається відмови конструкції по міцності.

Нижче приведена послідовність розрахунку на міцність корпусу ракети :

- вивчення компоновальної і силової схем ракети;
- аналіз режимів вантаження і нагріву;

- аналіз властивостей матеріалів конструкції в умовах експлуатації;
- вибір розрахункової схеми для оцінки міцності корпусу;
- розрахунок напружено-деформованого стану і несущої здібності елементів корпусу;
- визначення коефіцієнтів запасу міцності, ув'язнення про достатності (недостатності) міцності корпусу.

8.1 Статичні навантаження

У міру розвитку ракетної техніки до ракет пред'являються не лише підвищені, але і принципово нові вимоги. До таких вимог відносяться багатократність використання ступенів виведення космічних об'єктів, підвищена дальність транспортування ракет і т. д. Проте, незважаючи на велику кількість режимів експлуатації, що породжуються вказаними вимогами, режим польоту як і раніше є основним, таким, що визначає мінімально потрібну масу конструкції. Тому представляється доцільним при вивченні навантажень, діючих на ракету, головну увагу приділити польотним навантаженням.

Вантаження у польоті тісно пов'язане з особливостями роботи ракетних двигунів, характером обтікання ракети повітряним потоком, з динамікою руху.

На відміну від будівельних споруд, наземних і водних транспортних засобів ракета у польоті є вільним тілом, навантаженим поверхневими силами, які урівноважуються силами інерції (до складу сил інерції зазвичай включають і силу тяжіння). Сили інерції виступають тут реакціями по відношенню до поверхневих сил. Сукупність вказаних сил називають зовнішніми навантаженнями.

При різкій або періодичній зміні поверхневих сил в часі виникають складові сили інерції самоурівноважуючого характеру (коливання конструкції). Розрахунок сил інерції без урахування коливань допустимий тільки при плавній зміні поверхневих навантажень у часі.

Оскільки плавна зміна поверхневих сил в часі є одним з характерних режимів вантаження ракети, завдання про зовнішні навантаження розглянемо спочатку без урахування коливань конструкції, т. е. у рамках схеми твердого тіла. Набутих при цьому значень поверхневих сил, зрозуміло, придатні для наступного розрахунку додаткових сил інерції від коливань конструкції.

Відношення довжини ракети до максимального діаметру (подовження) на початку активної ділянки приблизно рівний 10 - 13 і у міру відділення ступенів зменшується до 3 - 4. Тому ракету в першому наближенні можна розглядати як балку, маючи на увазі наступне уточнення напружено-деформованого стану за схемою оболонки або тривимірного тіла пружнопластичності.

Від зовнішніх навантажень слід відрізнити внутрішні зусилля, до яких в балочній схемі відносяться подовжні і перерізуючі сили і моменти, що вигинають, в поперечних перерізах корпусу ракети.

У практиці розрахунку конструкцій на міцність зазвичай розглядаються окремі елементи корпусу (наприклад, відсічі ракети) і внутрішні зусилля на стиках елементів виступають по відношенню до даних елементів як зовнішні навантаження. Тому частенько внутрішні зусилля також називають навантаженнями, хоча це і не цілком точно. Наслідуючи цю сталу практику, можна вважати розра-

хунок навантажень закінченим, якщо визначені внутрішні зусилля із розрахункової схеми. Подальше уточнення напружено-деформованого стану за схемою при необхідності робиться безпосередньо в розрахунках на міцність.

8.2 Навантаження на ракету-носій

8.2.1 Постановка завдання

Питаннями визначення навантажень на ракету-носій (РН) займається розрахунково-теоретичний підрозділ навантажень і міцності. Для забезпечення міцності конструкції відсіків РН виконуються розрахунки статичних і динамічних навантажень. Основні методичні положення для проведення розрахунків визначаються вимогами "Норм міцності на ракети-носії", в яких відбиті специфічні особливості експлуатації ракет певного класу. При розробці "Норм" враховується накопичений досвід при проектуванні і відробітку РН в частині визначення навантажень, методології забезпечення вибору коефіцієнтів безпеки і запасів міцності. "Нормами" встановлюються розрахункові умови навантаження ракети, вимоги до динамічних моделей і початкових даних для розрахунку навантажень. Цьому регламентуючому документу надається особливе значення, оскільки від нього багато в чому залежить маса і надійність конструкції.

Експлуатаційні навантаження встановлюються як максимально можливі при нормальній експлуатації, коли потрібно забезпечення міцності РН. Навантаження визначаються розрахунковим шляхом або на основі експериментальних даних. Визначення вірогідних характеристик початкових даних для розрахунку проводиться при довірчій вірогідності 0,95.

Помноження експлуатаційного навантаження на коефіцієнт безпеки є розрахункове навантаження. Обґрунтування коефіцієнтів безпеки для кожного навантаження і кожного розрахункового випадку пов'язане з аналізом розсіювання навантажень і міцності. Разом з погрішністю (неточністю) визначення навантажень і здатності, що несе, експериментальним і розрахунковим шляхом, враховується головні чинники:

- розкид конструктивних параметрів;
- неточність експериментального визначення і здатності конструкції, що несе, при одиничних випробуваннях;
- можливі відхилення в технології виготовлення відсіків конструкції, а також можливі відхилення в умовах експлуатації РН.

На різних стадіях відробітку ракет можливе уточнення мінімальних значень коефіцієнтів безпеки на основі застосування імовірно-статичного підходу. Уточнення виробляється на основі введення вимог з вірогідності неруйнування з використанням статичних даних по навантаженнях, а також імовірнісних характеристик здатності, що несе, визначуваних за результатами випробувань конструкції - прототипів.

Методологія аналізу навантажень

Пошук розрахункових випадків здійснюється шляхом розрахунку навантажень і міцності в часі з тим, щоб визначити точки мінімумів запасу міцності си-

лових елементів. Нижче в таблиці 1 приведені розрахункові випадки експлуатації ракет і коефіцієнти безпеки.

Характеристики основних розрахункових випадків балістичної ракети

№ п/п	Найменування розрахункового випадку	Характеристика розрахункових умов вантаження	Коефіцієнти безпеки
1.	Транспортування, нестационарний режим	Навантажувально-розвантажувальні роботи з вузлами і агрегатами. Перевантаження визначаються засобами вантаження і транспортування.	2
2.	Транспортування, стаціонарний режим	Перевантаження і число циклів визначаються транспортними засобами, швидкостями і дальністю транспортування.	2 (на напругу) 4 (на цикли)
3.	Установка в стартове положення	Кутове прискорення визначається характеристиками засобів наземного устаткування.	1,5
4.	Стоянка на відкритій стартовій позиції	Поривши вітри, вітровий резонанс. Пилова дія, зіткнення з кінематичними елементами.	1,5
5.	Старт з відкритої стартової позиції	Вихід на режим двигуна I ступеня.	1,5
6.	Мінометний старт	Спрацьовування ПАДа, рух в ТПК.	1,5
7.	Транспортування літаком, старт з літака	Перевантаження в літаку. Запуск маршового двигуна ракети після викиду з літака.	2 1,3
8.	Активна ділянка польоту:		
	- максимум внутрішнього тиску в місткостях	Газові балони - максимум тиску з урахуванням розігрівання газу при зберіганні. Паливні баки - максимум тиску з урахуванням гідростатичної складової. Двигуни твердого палива - максимум тиску з урахуванням температур за даними внутрішньобалістичного розрахунку.	2,25 1,5 1,3
	- максимум поперечних навантажень на корпус ракети (випадок А)	Буває на ділянці від моменту, коли число $M \sim 1$, до околиці моменту, коли швидкісний натиск $q = q_{max}$ (у зоні струминних течій атмосфери).	1,3
	- максимум подовжнього вантаження корпусу ракети (випадок В)	Спостерігається в околиці кінця польоту окремого ступеня.	1,3
	- максимум нагріву конструкції	Буває на ділянці від зони до кінця польоту I ступені.	1,3
9.	Зниження в атмосфері:		
	- максимум подовжнього вантаження (випадок С)	Максимум подовжнього перевантаження при русі з нульовими кутами.	1,3
	- максимум поперечного вантаження (випадок D)	Максимум поперечного перевантаження при русі з максимальними кутами атаки.	1,3

Примітки: 1) Розрахункові випадки 1 - 6, 8 передбачають умови експлуатації РН в транспортно-пусковому контейнері (ТПК).

2) У випадках 1 - 4 передбачається морське базування РН, у разі 5 - умова старту з плавучої платформи (морський старт).

У переважній більшості випадків коефіцієнти безпеки вважають за краще призначати по досвіду розробки і експлуатації попередніх ракет - аналогів. Зна-

чення коефіцієнта запасу міцності визначається величиною граничного навантаження, що характеризує руйнування, втрату стійкості, появу деформацій, що перевищують допустимі значення.

8.2.2 Навантаження при наземній експлуатації

В умовах наземної експлуатації розглядаються випадки навантаження окремих ступенів ракети, а також повністю зібраною РН, встановленою на агрегаті (ТУА) транспортування. Визначаються реакції на стаціонарні опори і на підводні. Навантаження, діючі на елементи конструкції РН, визначаються за балочною схемою для статично визначного завдання і для статично невизначної.

За результатами розрахунків визначаються статичні складові і динамічні складові експлуатаційних навантажень, що включають внутрішні моменти, що вигинають, осьові і перерізуючі сили. У розрахунках враховуються перевантаження кранів при такелажних роботах і при підйомі повністю зібраної ракети у вертикальне положення.

При мінометному старті враховується взаємодія системи контейнер-ракета при русі ракети в пусковій установці.

Розроблена програма розрахунку навантажень дозволяє враховувати транспортування літаком, випадок стоянки ракети на відкритій стартовій позиції, включаючи плавучу платформу при морському старті.

У разі транспортування важливого значення набувають циклічні навантаження. Такі навантаження представляються як геометрична сума статичної складової, яка відповідає одиничному перевантаженню. І динамічній складовій з різними амплітудами перевантажень і відповідною ним кількістю циклів. Коефіцієнти безпеки на кількість циклів експлуатаційного значення $f = 8$ при розрахунковій оцінці міцності, $f = 4$ при експериментальному підтвердженні міцності.

Для виявлення динамічних характеристик ракети в зборі втомної міцності і віброміцності її елементів використовуються спеціальні стенди на навантаження транспортувань. Експериментальна база ГП "КБ "Південне" має в розпорядженні для цих цілей унікальні стенди, що дозволяють встановлювати випробовувані об'єкти загальною вагою від 200 тон до 500 тон.

8.2.3 Навантаження при стоянці РН на стартовому столі

При стоянці заправленої ракети на стартовій споруді визначальним чинником є приземний вітер. При морському старті враховується також хвилювання моря і умови хитавиці.

Для визначення навантажень розглядається модель приземного вітрового потоку, що включає стаціонарну (сталу) швидкість вітру і нестаціонарну складову. Середня проектна швидкість стаціонарної швидкості вітру залежить від висоти h і визначається по формулі:

$$V(h) = V_0 \cdot (h/H_0)^{0,2}, \quad (1)$$

де V_0 – швидкість вітру на рівні H_0 від поверхні (висота флюгера).

Максимальна проектна швидкість з урахуванням поривів:

$$V_{\max} = 1,4 V(h) \quad (2)$$

Характеристики приземного вітру визначаються на основі статичній обробці цих спостережень. Розрахунок аеродинамічних навантажень Y_i , перерізуючих сил Q_i , моментів M_i , що вигинають, і осьових сил T_i для характерних перерізів проводиться за сталою методикою з використанням ПЕОМ.

При мінометному старті є свої особливості. Викид ракети здійснюється тиском газів при спрацьовуванні порохового акумулятора тиску (ПАДа). Поршнева сила від порохових газів діє на спеціальний піддон, що встановлюється на торці кормової частини ракети. Поперечні пояси обтюрируючих опор на гумових черевиках з ковзаючою обкладинкою забезпечують вихід ракети з контейнера.

При старті ракети на систему діють подовжні і поперечні навантаження. У момент виходу ракети з контейнера на хвостовий відсік діють зусилля і газодинамічний тиск. У усіх випадках експлуатації ракети спільно з ТПК поперечні зусилля підсумовуються із зусиллями від початкової неправильності конструкції.

8.2.4 Розрахунковий випадок польоту

Навантаження визначаються для наступних характерних випадків:

- 1) $M = M_{кр}$ – навантаження поверхневим тиском при проходженні критичного числа Маха;
- 2) $\max Y$ – максимум коефіцієнта поперечної аеродинамічної сили;
- 3) $\max X$ – максимум сили лобового опору;
- 4) q_{\max} – зона максимуму швидкісного натиску;
- 5) $\max N_x$ – максимум осьового перевантаження при польоті першого ступеня;
- б) запуск і виключення двигунів.

За результатами розрахунків визначаються внутрішні зусилля: $Q(x)$, $M(x)$, $T(x)$ і перевантаження n_x , n_y .

Основні початкові дані для розрахунку навантажень у польоті:

V – швидкість польоту відносно Землі;

q – швидкісний натиск без урахування дії настановного вітру;

M – число Маха;

H – висота польоту;

N_x – осьове перевантаження;

G – вага ракети-носія;

P – тяга маршового двигуна;

θ – кут кидання (кут нахилу вектору відносно швидкості до місцевого горизонту).

Обурення в площині тангажа (I - III) враховується через кут атаки з урахуванням сталого вітру (без поривів), а також через кут відхилення камери маршового двигуна $\delta_{к, \theta}$. В площині кута рискання (I - IV) обурення враховуються через параметри кута ковзання β_0 і кута відхилення $\delta_{к, \psi}$ – маршового двигуна. Кут ковзання без урахування пориву вітру визначається з урахуванням обмежень $(q\beta_0) 15000 \text{ кгс}\cdot\text{град./ м}^2$.

Навантаження визначені з урахуванням дії пориву вітру. Максимальна величина швидкості пориву може досягати 7 - 8 м/с.

Тиск на поверхню відсіків або усередині відсіків визначаються, виходячи з обмежень по параметрах для відповідних етапів експлуатації.

У випадках m_{ax} навантаження є сумою квазістатичних складових і динамічних складових ΔM , ΔQ , ΔT . Значення $\pm\Delta M$, $\pm\Delta Q$, $\pm\Delta T$ визначаються при певних амплітудах коливань точки приведення. Наприклад, для нижнього шпангоута хвостового відсіку 1-го ступеня : 1,5 мм для 1 тону подовжніх коливань (ΔT); 4 мм; 0,5 мм; 0,2 мм відповідно для 1, 2 і 3-го тонів вигинистих коливань. У результаті розглядаються максимальні значення ΔM , ΔQ з 3-х нижчих тонів коливань.

При включенні двигунів 1-ої і 2-ої ступенів в розрахункових перерізах визначаються максимальні осьові сили розтягування-стискування ($T_{рас}$; $T_{сж}$).

В умовах польоту визначається також надмірний тиск на приладовий відсік 2-го ступеня.

Гідростатичний тиск на рівні полюсів нижніх днищ баків окисника і баків пального при польоті 1-го ступеня : статичні складові (для баків 1-го і 2-го ступеня) і динамічні складові $\pm\Delta P$ від подовжніх коливань у польоті 1-го ступеня РН.

Гідростатичний тиск на рівні входу в насоси магістралей баків окисника і пального у польоті 1-у ступеню: статичні складові і динамічні складові $\pm\Delta P$ від подовжніх коливань у польоті 1-го ступеня.

Експериментальна база ДП "КБ "Південне" дозволяє реалізувати близькі до натурних умов польотні перевантаження на окремі вузли і агрегати в зборі. З цією метою використовується центрифуга, на яку можна встановлювати об'єкти загальною вагою 500 кг

8.2.5 Вібраційні, ударні і акустичні навантаження

Вібраційні, ударні і акустичні навантаження, діючі на конструкцію РН, вузли, агрегати і проділи СУ, визначаються на наступних етапах експлуатації :

- транспортування по залізниці і по ґрунтовій дорозі;
- старт і політ РН.

Основне призначення динамічного розрахунку полягає в прогнозуванні процесів вимушених коливань

- для забезпечення початкової інформації міцністних розрахунків;
- для забезпечення режиму роботи апаратури СУ.

До основних параметрів, що підлягають визначенню, відносяться власні динамічні характеристики конструкцій, що включають частоти, форми, декременти коливань.

Динамічна схема ракети включає різні числа осциляторів, що характеризують коливання рідини в паливних баках, поперечні пружні коливання конструкції. Подовжні коливання в тракті "паливні магістралі - рухова установка - корпус ракети". Труднощі в стабілізації коливань осциляторів такого роду обумовлені низькочастотним щільним спектром частот, пересічних за часом польоту. Проблема пружних коливань конструкції вирішується у кожному конкретному випадку шляхом установки демпфуючих перегородок і фільтрів.

Динамічні розрахунки подовжніх і поперечних коливань проводяться двома методами. Перший, традиційний метод, заснований на виділенні власних форм і частот у вигляді розкладання по тонах коливань в тригонометричний ряд (метод Фур'є). Такий метод використовується для визначення початкових даних на систему управління.

Другий підхід полягає в безпосередній інтеграції вимушених коливань методом кінцевих елементів.

Режими вібраційного вантаження визначаються у вигляді низькочастотних гармонійних коливань і випадкових вібрацій.

При аналізі випадкових вібрацій враховується вплив запуску і роботи рухових установок, зовнішня дія від пристіночних пульсацій тиску в турбулентному пограничному шарі при проходженні РН ділянки максимальних швидкісних натисків. Розглядаються також моменти розподілу ступенів і скидання стулок аеродинамічного обтічника під час польоту.

За результатами випробувань в лабораторних і льотних умовах виробляється коригування динамічної моделі. За результатами розрахунків і випробувань визначаються жорсткісні характеристики ракети в цілому і її елементів. Дані по вібраційних навантаженнях при наземному транспортуванні, старті і у польоті базуються на вимірах, отриманих при випробуваннях РН.

В результаті будуються залежності амплітуди віброприскорювань A (m/s^2) - частоти (Γc), визначаються спектральною щільністю віброприскорень, середнь-квадратические значення віброприскорень g тривалість дії в певних діапазонах частот, а також максимальні амплітуди віброприскорень.

Ударні навантаження

Ударні навантаження розглядаються як короткочасні затухаючі процеси тривалістю до 0,1 з і характеризуються спектром удару. Джерелом ударних навантажень в місцях кріплення приладів СУ є спрацьовування піротехнічних пристроїв.

Акустичні навантаження

Акустичні навантаження при роботі маршового двигуна 1-го ступеня визначаються на основі розрахунків і експериментальних даних, отриманих при льотних випробуваннях, а також за результатами випробувань моделі. Такого роду навантаження включають сукупність характеристик пульсацій тиску на поверхню ракети, вузькосмугові складові з характерними частотами. Для визначення рівнів пульсацій тиску використовуються дрібномасштабні моделі і великомасштабні модельні установки. На основі цих випробувань проводиться перерахунок на натурну конструкцію.

При старті ракети в процесі виходу на режим двигунів виникають ударно-хвильові навантаження. Сюди відносяться силова і теплова дія від стартового спорудження струменів маршових двигунів. Газодинамічні навантаження від відбитих струменів залежать від стартової споруди. Зважаючи на складну газодинамічну картину течії визначити навантаження розрахунковими методами не представляється можливим.

При заправці ракети-носія і при стоянці на стартовому столі передбачається забезпечення безпеки в умовах пилової дії, а також в умовах зіткнення кінематичних елементів з корпусом ракети при запуску маршового двигуна.

8.3 Структура програмного забезпечення

8.3.1 Основні положення, що визначають структуру програмного забезпечення

У основу програмного забезпечення автоматизації розрахунків статичних навантажень на ракету-носія покладені наступні початкові положення:

- розрахункова схема виробу є набором елементів балки і вузлових перерізів;
- при складанні розрахункової схеми перерізу мають бути вибрані: в кожній опорі балки, в місцях додатка зовнішніх сил і моментів, в місцях ступінчастої зміни поперечного перерізу;
- відсіки можуть бути виконані з різних матеріалів і навантажені довільною системою зосереджених сил і моментів
- геометричні характеристики відсіків можуть мати постійні значення і змінні значення по довжині;
- реалізуються різні граничні умови.

На рис. 1-3 приведені розрахункові схеми вантаження відсіків в умовах польоту РН.

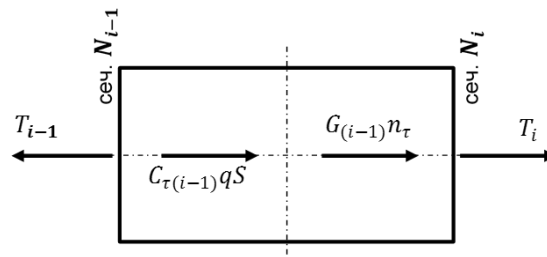


Рис. 1. Подовжні навантаження на (i - 1)-й відсік

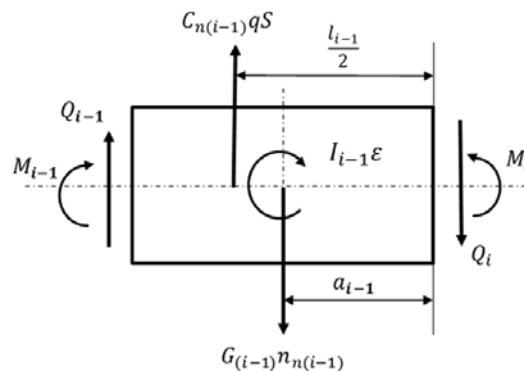


Рис. 2. Поперечне вантаження i-го відсіку

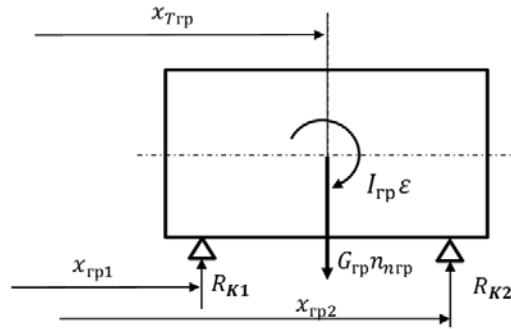


Рис. 3. Динамічна рівновага двоопірного вантажу

8.3.2 Загальні правила формування розрахункових схем для польотних навантажень

Програма розрахунку навантажень в умовах польоту призначена для визначення внутрішніх сил, а також зовнішнього надмірного тиску на корпус ракети з навітряного і підвітряного боку конструкції. У разі проходження ракети через обурену атмосферу враховується динамічність вантаження як твір статичного навантаження на коефіцієнт динамічності.

Як розрахункова модель приймається абсолютно жорстка із змінною по довжині масою балка, до якої жорсткими зв'язками кріпляться окремі вузли. Балка навантажена змінній по довжині аеродинамічною силою і інерційними силами. Як розрахунковий метод використовується метод початкових параметрів. Рівняння динамічної рівноваги складаються на основі принципу Даламбера.

Нижче приведені рівняння рівноваги проекції сил і моментів :

$$T_i = T_{i-1} - C_{\tau(i-1)} q S - G_{(i-1)} n_{\tau}; \quad (3)$$

$$Q_i = Q_{i-1} - C_{n(i-1)} q S - G_{(i-1)} n_{n(i-1)} - R_{K(1,2)}; \quad (4)$$

$$M_i = M_{i-1} - Q_{(i-1)} l_{(i-1)} + C_{n(i-1)} q S \frac{l_{i-1}}{2} - \\ - G_{(i-1)} n_{n(i-1)} a_{i-1} + I_{i-1} \varepsilon - R_{K(1,2)} (x_i - x_{K(1,2)}), \quad (5)$$

Тут використовуються наступні позначення:

T_i, Q_i, M_i – осьова сила, перерізуюча сила і момент, що вигинає та діючий на окремий відсік конструкції;

q – швидкісний натиск;

S – площа міделя конструкції;

$C_{\tau i}$ – коефіцієнт подовжньої аеродинамічної сили;

$C_{n i}$ – коефіцієнт поперечної аеродинамічної сили;

G_i – вага відсіку конструкції;

l_i – довжина відсіку;

n_{τ} – подовжнє перевантаження;

n_n – поперечне перевантаження в ц.т. відсіку;

ε – кутове прискорення виробу;

$R_{K(1,2)}$ – реакції опор на вантаж;

I_i – момент інерції відсіку відносно поперечної сили, що проходить через його ц.т.;

x_i – координата перерізу;

$x_{K(1,2)}$ – координата опори вантажу;

Перевантаження і кутове прискорення виробу, а також перевантаження в ц.т. відсіку визначаються по формулах:

$$\frac{C_\tau qS}{G} \qquad \frac{C_n qS}{G} \qquad (6)$$

$$\frac{n_n qS(x_T - x_d)}{I} \qquad n_{ni} = n_i - \frac{\varepsilon}{g}(x_T - x_{Ti}) \qquad (7)$$

де G – вага виробу;

I – момент інерції виробу відносно поперечної сили, що проходить через його ц.т.;

x_T – центр тяжіння виробу;

x_d – центр тиску виробу;

x_{Ti} – центр тяжіння i -го відсіку.

Реакції опор на вантаж визначаються по формулах:

$$R_{K1} = \frac{1}{x_{K2} - x_{K1}} [G_{грк} n_{нгр}(x_{K2} - x_{Tгрк}) - I_{грк} \varepsilon] \qquad (8)$$

$$R_{K2} = \frac{1}{x_{K2} - x_{K1}} [G_{грк} n_{нгр}(x_{K2} - x_{Tгрк}) + I_{грк} \varepsilon] \qquad (9)$$

де $G_{гр}$ – вага вантажу;

$x_{Tгр}$ – центр тяжіння вантажу;

$n_{нгр}$ – поперечне перевантаження в ц.т. вантажу;

$I_{гр}$ – власний момент інерції вантажу відносно поперечної осі, що проходить через його ц.т.;

x_{K1}, x_{K2} – координати опор вантажу.

Поперечне перевантаження в ц.т. вантажу:

$$n_{нгр} = n_n - \frac{\varepsilon}{g}(x_T - x_{Tгрк}) \qquad (10)$$

8.3.3 Загальні правила формування розрахункових схем для динамічних навантажень

Динамічне вантаження конструкції розглядається для наступних випадків:

- випадок транспортування і такелажних робіт;
- випадок старту, включаючи мінометний старт;
- пориви бічного вітру;
- дія поперечних сил, що управляють;
- випадок розподілу ступенів.

При динамічних процесах розглядається подовжні і поперечні коливання ракети. При рішенні задачі про подовжні коливання враховується рухливість палива в баках. Для обліку рухливості палива його маса вважається закріпленою на шпангоуті розпору днища за допомогою пружини жорсткості C (схема рис. 4).

Великі блоки навісного устаткування аналогічним чином розглядаються як маси, закріплені за допомогою пружин.

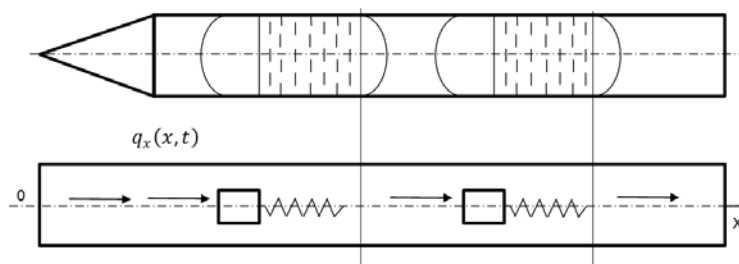


Рис. 4.

У результаті розрахунку схема корпусу є балкою з пружністю-підвищеними зосередженими масами. Завдання вирішується в два етапи: спочатку визначаються формули і частоти власних коливань для однорідного завдання. Потім проводиться розрахунок вимушених подовжніх коливань. Для вирішення завдання чисельними методами на ПЕВМ використовується метод початкових параметрів в матричній формі. При розрахунку коливань обмежуються двома трьома формулами коливань. Розрахунок закінчується визначенням динамічної складової подовжньої сили, а також динамічного складового перевантаження.

Окрім нестационарних коливань в корпусі ракети можуть збуджуватися подовжні коливання стаціонарного характеру. Це автоколивання, які відбуваються на власних частотах пружної системи "Корпус ракети - пружна паливна магістраль - двигун". Для усунення автоколивань використовуються різного роду демпфіруючі пристрої.

Завдання про поперечні коливання, аналогічно випадку подовжніх коливань, вирішується методом розкладання по тонах. Корпус представляється у вигляді неоднорідної балки із змінною по довжині масою m_x і жорсткістю на вигин EI_x . Великі блоки навісного устаткування схематизувалися масами на пружних опорах. Методом початкових параметрів виробляється чисельний розрахунок форм і частот власних коливань ракети. Номер тону визначається шляхом побудови графіку форми і визначення числа нульових точок (числа вузлів). На рис. 5, 6, 7 приведені результати розрахунку за допомогою ПЕОМ перших трьох тонів вигинистих коливань ракети.

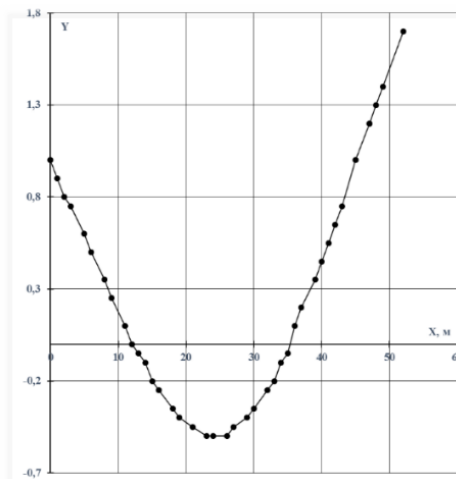


Рис. 5.

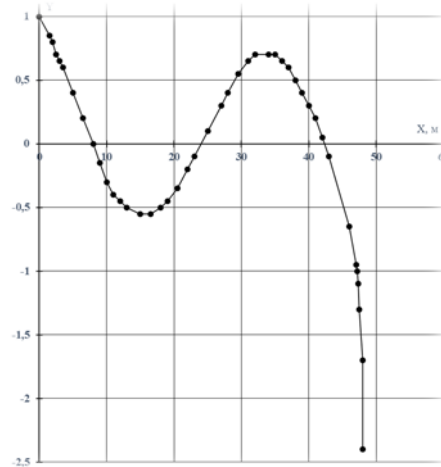


Рис. 6.

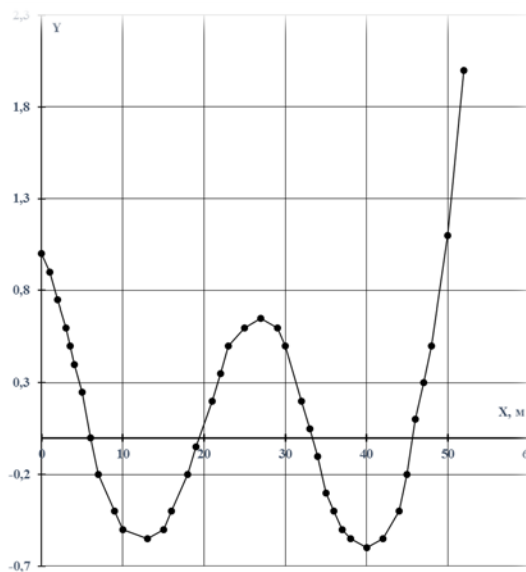


Рис. 7.

Форми прогинів використовуються для виключення автоколивань корпусу ракети в умовах польоту.

Зазвичай на самому початку проектування допускають невеликі амплітуди коливань, які уточнюються при лабораторному моделюванні і в процесі льотних випробувань. Наприклад, можна обмежитися обліком основного тону коливань і визначити амплітуду точки S_{la} приведення за умови

$$\frac{S_{la} M_{\partial lmax}}{M_{max}} = 0,1 \quad (11)$$

де M_{max} – максимум статичного моменту, що вигинає, по довжині корпусу, визначуваний за схемою твердого тіла;

$M_{\partial lmax}$ – моменту, що максимум вигинає, по довжині корпусу при одиничній амплітуді коливань точки приведення по основному тону (у той же самий момент часу).

Точка приведення для тонів коливань (1-го, 2-го, 3-го), що враховуються, вибирається в місці додатка тяги маршового двигуна (нижній шпангоут хвостового

відсіку). В цьому випадку приведення сила для кожного тону коливань дорівнює тязі двигуна.

8.4 Вхідні дані

Для початкової інформації передбачаються файли з базою даних, що включають, :

- масив геометричних параметрів;
- масив моментів інерції і вигинистої жорсткості перерізів;
- масив механічних властивостей матеріалів;
- масив навантажень;
- масив кінематичних граничних умов.

Початкові дані для форми виробу, вагових, центровочних і моментних характеристик корпусу ракети і зосереджених вантажів видаються на друк один раз для усіх розрахункових випадків.

Аеродинамічні навантаження і параметри руху вводяться для кожного розрахункового випадку.

Для динамічних розрахунків важливе місце займає вдалу побудову схеми елементів динамічної моделі.

8.5 Результати аналізу. Генерація відліку

Системні вимоги

Віддзеркалення результатів розрахунку статичних і динамічних навантажень представлено у вигляді таблиць, що включають внутрішні зусилля в перерізах: осьові і перерізуючі сили $T(x)$, $Q(x)$, моменти $M(x)$, що вигинають, значення перевантажень. При необхідності результати видаються в графічній формі, у вигляді епюр. Крім того, приводяться значення тиску на поверхню відсіків - внутрішній тиск і зовнішній.

За результатами динамічного розрахунку приводяться динамічні складові перевантажень і внутрішніх сил. При цьому розглядаються випадки наземної експлуатації, старту і польоту РН. В умовах польоту для розрахункових випадків визначаються власні частоти, приведена маса, форми і похідні форми коливань.

Дані розрахунків оформляються звітом по навантаженнях.

На основі цих навантажень вирішуються наступні завдання в області проектування ракет-носіїв :

- забезпечення статичної міцності відсіків РН;
- забезпечення зменшення амплітуди автоколивань;
- забезпечення віброізоляцією навісного устаткування;
- прогнозування параметрів вібраційних і ударних навантажень при транспортуванні і у польоті;
- забезпечення віброміцності конструкцій і міцності при ударному вантаженні.

Для проведення експериментального відробітку статичної міцності, віброміцності і ударній міцності розробляються схеми і режими вантаження відсіків РН. Випускаються методичні плани і програми експериментального відробітку, включаючи льотні випробування.

Завдяки підвищенню можливості сучасної обчислювальної техніки, реалізується комплексний підхід у визначенні навантажень і в забезпеченні міцності конструкцій. Значна увага приділяється нормуванню навантажень і міцності конструкцій, включаючи втомні руйнування в умовах тривалого навантаження статичного і динамічного характеру. Використання цих випробувань конструкцій-прототипів і програмної продукції для проведення розрахунків дозволяє скласти раціональний план експериментальних досліджень конструкцій РН., що знову розробляються. При цьому представляється можливим зменшити кількість вузлів для випробувань і об'єм вимірів, що проводяться.

В цілях вдосконалення силових і динамічних схем науково-дослідним організаціям видаються технічні завдання і початкові дані для проведення більше поглиблених досліджень з певної тематики в області навантажень і динаміки.

8.6 Методи розрахунку міцності виробів

В процесі експлуатації на силові елементи корпусу ракети окремо або в різних комбінаціях можуть впливати наступні навантаження:

- осьова стискаюча (що розтягує) сила T_{oc} ;
- момент M , що вигинає;
- перерізуюча сила Q ;
- зовнішній надмірний тиск $P_{внеш}$.
- тиск наддування P_n ;
- гідростатичний тиск γh_n ;
- повний внутрішній надмірний тиск P_{in} , що складається з суми тиску наддування і гідростатичного тиску.

Останні три компоненти діють тільки на герметичні вузли ракети (паливні баки і магістралі).

У разі комбінованого навантаження вузлів корпусу розрахунок повинен проводитися на найбільш несприятливе поєднання навантажень і їх допусків.

Для розрахунку міцності і стійкості основних силових вузлів РКН в КБЮ застосовуються методики, викладені нижчі.

8.7 Методи розрахунку паливних баків на міцність

У загальному вигляді паливний бак складається з корпусу (що несе або підвісного), верхнього і нижнього днища. Днища з корпусом сполучені шпангоутами розпорів. Найчастіше в баках окисника і пального застосовуються опуклі сферичні днища.

На міцність розраховуються опуклі сферичні днища баків окисника і пального, конічні ділянки днищ баків, циліндричні корпуси баків, шпангоути розпорів баків.

Величина тиску наддування при розрахунку на міцність вибирається по верхній межі налаштування запобіжних клапанів.

Розрахунок на міцність циліндричних оболонок

Оболонки паливних баків бувають гладкого панельного і вафельного типу.

Руйнівний внутрішній тиск для вафельної циліндричної оболонки визначається як мінімальна з двох величин

$$P^{\text{разр}} = \min \left\{ \begin{array}{l} \frac{\delta_{\text{пр}} \sigma_{\text{в}}}{r} \\ \frac{\delta_{\text{min}}^{\text{св.шв.}} \sigma_{\text{в}}^{\text{св.шв.}}}{r} \end{array} \right\}$$

де $\delta_{\text{пр}} = \delta + F_{\text{стр}}/B$ – приведена товщина вафельної оболонки;

$F_{\text{стр}}$ – площа шпангоута (кільцевого ребра);

B – ширина вафельного осередку;

r – радіус циліндричної оболонки;

$\sigma_{\text{в}}$ – межа міцності матеріалу оболонки;

$\sigma_{\text{в}}^{\text{св.шв.}}$ – межа міцності матеріалу зварного шва;

$\sigma_{\text{в}}^{\text{св.шв.}}$ – межа міцності матеріалу зварного шва.

$\delta_{\text{min}}^{\text{св.шв.}}$ – мінімальна товщина зварного шва.

У разі гладкої або панельної оболонки замість приведеної товщини використовують мінімальну товщину оболонки δ_{min} .

Розрахунок на міцність конічних оболонок

Міцність конічних оболонок оцінюється по тих же формулах, що і міцність циліндричних оболонок, при цьому замість радіусу циліндра r підставляється радіус кривизни конуса $r_{\text{к}} = r_1/\cos \alpha$, де r_1 – більший радіус поперечного перерізу конуса.

Розрахунок на міцність сферичних оболонок

Руйнівний внутрішній тиск для гладкої сферичної оболонки визначається як мінімальна з двох величин

$$P^{\text{разр}} = \min \left\{ \begin{array}{l} \frac{2\delta_{\text{min}} \sigma_{\text{в}}}{k_{\text{к}} R} \\ \frac{2\delta_{\text{min}}^{\text{св.шв.}} \sigma_{\text{в}}^{\text{св.шв.}}}{R} \end{array} \right\},$$

де R – радіус сферичного днища.

$k_{\text{к}} = 1,05 - 1,1$ – коефіцієнт концентрації напруги у хімфрезерованій зоні, викликаної різнотовщиністю (наявністю зон з початковою товщиною листа) оболонки.

Розрахунок шпангоутів розпорів

Шпангоути розпорів місткостей призначені для сприйняття радіального рівномірно розподіленого навантаження, що приходить від оболонки днища.

За способом включення в силову схему місткості шпангоути розпорів можуть бути розділені на два типи, які показані на рис. 8.

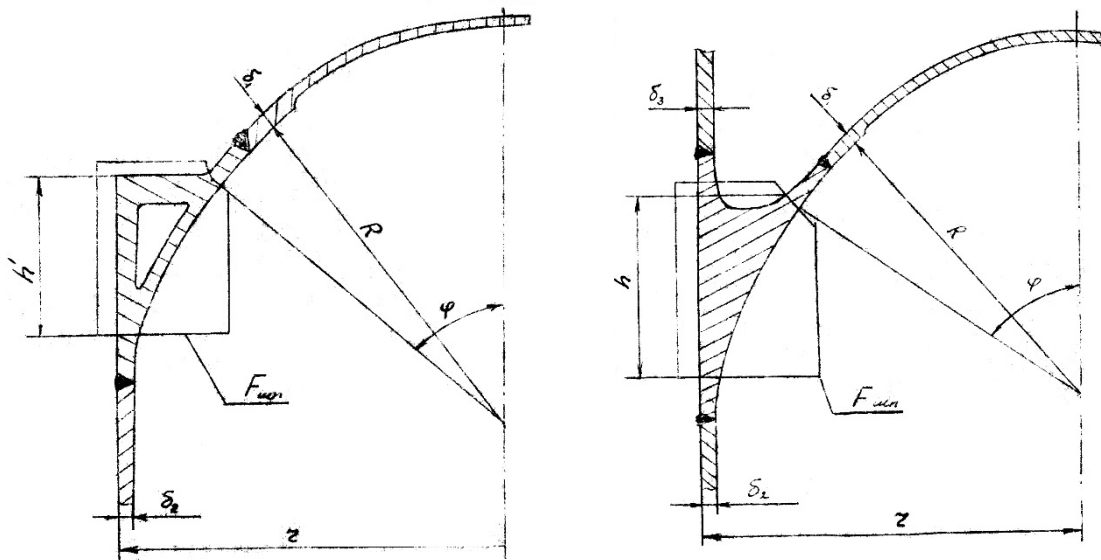


Рис. 8. Типи шпангоутів розпорів

Необхідна площа шпангоута розпору при вантаженні місткості внутрішнім надмірним тиском визначається по формулах:

– для типу а)

$$F_{\text{шп.}} = 1,2 \frac{P_{\text{и}}^p}{\sigma_T} \left[\frac{r}{2} \text{ctg} \varphi - \frac{0,273}{\sin \varphi} \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} - 0,778 \sqrt{r \delta_2} - h' \right] - 0,778 \left(\delta_1 \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} + \delta_2 \sqrt{\delta_2 r} \right)$$

– для типу б)

$$F_{\text{шп.}} = 1,2 \frac{P_{\text{и}}^p}{\sigma_T} \left[\frac{r}{2} \text{ctg} \varphi - \frac{0,273}{\sin \varphi} \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} - 0,778 \sqrt{r \delta_2} - h' \right] - 0,778 \left(\delta_1 \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} + \delta_2 \sqrt{\delta_2 r} + \delta_3 \sqrt{\delta_3 r} \right)$$

У цих формулах $\sigma_T = 1,1 \cdot \sigma_{0,2}$ – межа плинності на стискування;

h' – висота шпангоута.

Перевірочний розрахунок шпангоутів розпорів виробляється по формулах:

– для типу а)

$$P_{\text{разр.}} = \frac{\left[F_{\text{шп.}} + 0,778 \left(\delta_1 \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} + \delta_2 \sqrt{\delta_2 r} \right) \right] \sigma_T}{1,2r \left[0,5r \text{ctg} \varphi - \frac{0,273}{\sin \varphi} \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} - 0,778 \sqrt{r \delta_2} - h' \right]}$$

– для типу б)

$$P_{\text{разр.}} = \frac{\left[F_{\text{шп.}} + 0,778 \left(\delta_1 \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} + \delta_2 \sqrt{\delta_2 r} + \delta_3 \sqrt{\delta_3 r} \right) \right] \sigma_T}{1,2r \left[0,5r \text{ctg} \varphi - \frac{0,273}{\sin \varphi} \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} - 0,778 \sqrt{r \delta_2} - h' \right]}$$

Коефіцієнт запасу міцності

Коефіцієнт запасу міцності для циліндричних, сферичних, конічних оболонок і шпангоутів розпорів визначається по формулі:

$$\eta = \frac{P_{\text{разр}}}{P_{\text{и}}^p},$$

де $P_{\text{и}}^p$ – розрахункова величина внутрішнього надмірного тиску, визначувана як твір експлуатаційного тиску на коефіцієнт безпеки.

8.8 Методи розрахунку паливних баків на міцність

На активній ділянці траєкторії відсічі корпуси навантажуються осьювою стискуючою силою $T_{\text{ос}}$ і балочними навантаженнями: перерізуючою силою Q і моментом M , що вигинає. При розрахунках на стійкість дію осьювої сили і моменту, що вигинає, як правило, замінюють дією еквівалентної осьювої стискуючої сили $T_{\text{екв}}$, а перерізуючою силою нехтують. Оцінка міцності відсіку виробляється шляхом порівняння критичних значень осьювої сили при загальній або місцевій формі втрати стійкості відсіку з розрахунковою величиною еквівалентної осьювої стискуючої сили $T_{\text{екв}}^p$.

Метод розрахунку здатності обичайок корпусу паливного бака, що несе, відрізняється необхідністю враховувати вплив внутрішнього надмірного тиску. Цей вплив неоднозначний: тиск наддування збільшує здатність бака, що несе, при осьювому стискуванні за рахунок ефекту розвантаження; тиск наддування і гідростатичний тиск в баку підвищує критична напруга загальної і місцевої втрати стійкості оболонки в пружній області, проте знижують критичну напругу в області пружнопластичності в результаті зменшення дотичного і січного модулів пружності матеріалу.

На стійкість розраховуються:

-увігнуті сферичні днища баків окисника і пального (від дії зовнішнього тиску);

-гладкі, панельні і вафельні обичайки циліндричних корпусів баків окисника і пального, паливних відсіків (при дії комбінованого вантаження осьювої і перерізуючою силами, моментом, що вигинає, і внутрішнім тиском);

-гладкі, панельні, вафельні і клепані обичайки циліндричних корпусів "сухих" відсіків;

-днища баків і паливних відсіків при вантаженні шпангоутів розпорів опорними реакціями.

Стійкість гладких сферичних оболонок

Критичний зовнішній тиск втрати стійкості сферичного днища:

$$P_{\text{кр}} = 2KE \left(\frac{\delta}{R} \right)^2,$$

де $K = 0,1 - 0,15$ – коефіцієнт стійкості;

E – модуль пружності (модуль Юнга) матеріалу;

R – радіус сферичного днища.

Коефіцієнт запасу стійкості для гладких сферичних оболонок при дії зовнішнього надмірного тиску визначається по формулі:

$$\eta = \frac{P_{кр}}{P_{и}^p},$$

де $P_{и}^p$ – розрахункова величина зовнішнього надмірного тиску, визначувана як твір експлуатаційного тиску на коефіцієнт безпеки.

Стійкість гладкого циліндричного корпусу паливного бака

Здатність, що несе $T_{разр}$ гладкої обичайки циліндричного або слабokonічного корпусу паливного бака, навантаженого еквівалентною осьовою стискуючою силою $T_{экр}^p$, визначається по формулі:

$$T_{разр} = T_{кр}/k_n,$$

де $T_{кр} = 2\pi k \delta^2 E$ – критична осьова сила;

E – модуль пружності матеріалу;

δ – товщина оболонки;

k_n – коефіцієнт нерівномірності вантаження обичайки.

Коефіцієнт стійкості k визначають по залежності, що добре узгоджується з результатами експериментів, при $R/\delta = 100, 1500$:

$$k = \frac{1}{\pi} \sqrt[8]{\left(\frac{100\delta}{R}\right)^3}$$

При вантаженні гладкої обичайки еквівалентною осьовою стискуючою силою $T_{экр}^p$ і внутрішнім надмірним тиском, для конструкцій, в яких оболонка є частиною місткості, здатність, що несе, на стискування збільшується за рахунок дії в подовжньому напрямі розвантаження від тиску. З урахуванням цього величина руйнівної осьової сили визначається по формулі

$$T_{разр} = (2\pi k_p \delta^2 E + \pi R^2 P_{и}) / k_n,$$

де R – радіус оболонки;

$P_{и}$ – тиск наддування

Значення коефіцієнта стійкості $k_p = f(\bar{p}, R/\delta)$, отримані в результаті численних експериментів, представлені на графіках (рис. 9.), де $\bar{p} = \frac{P_{и}}{E} \left(\frac{R}{\delta}\right)^2$ – безрозмірний параметр тиску.

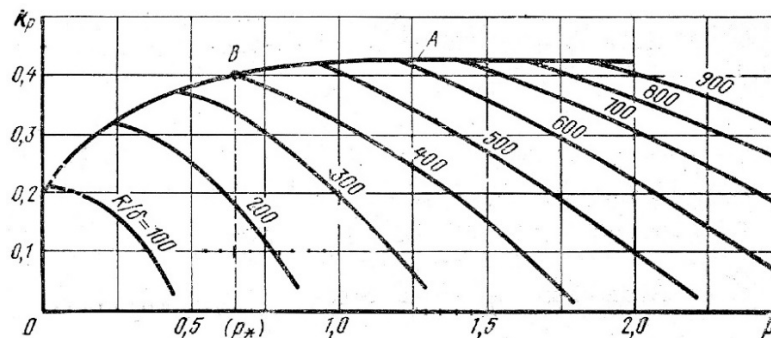


Рис. 9. Коефіцієнт k_p для гладких оболонок під дією осьової сили і внутрішнього тиску

Як видно з графіків, із збільшенням \bar{p} коефіцієнт k_p спочатку збільшується. Починаючи з тиску

$$\bar{p}^* = 83 \cdot 10^{-6} \left(\frac{R}{\delta} \right)^{3/2}$$

спостерігається зниження коефіцієнта k_p . Чим більше відношення R/δ , тим при великих тисках настає початок зниження k_p .

За цією ж методикою проводиться розрахунок гладких законцівок панельних обичайок, при цьому коефіцієнт стійкості приймається постійним, рівним $k_p=0,3$.

Стійкість циліндричного корпусу паливного бака вафельного типу

Здатність, що несе, $T_{\text{разр}}$ вафельної обичайки циліндричного або слабokonічного корпусу паливного бака, навантаженого еквівалентною осьюовою стискуючою силою $T_{\text{екв}}^p$ і внутрішнім надмірним тиском, визначається по формулах:

$$T_{\text{разр}} = (T_{\text{кр}} + \pi R^2 P_n) / k_n,$$

де $T_{\text{кр}} = \min \{T_{\text{кр,о}}; T_{\text{кр,м}}\}$ – критична осьова сила;

R – радіус оболонки;

P_n – тиск наддування;

$T_{\text{кр,о}} = 2\pi k E \varphi \delta_{\text{екв}} \sqrt{\delta_{\text{пр}} \delta_{\text{екв}}} \cos^2 \alpha$ – критична сила загальної втрати стійкості обичайки;

$k = 0,732(1 + 0,75P^*)(1 + e^{-\frac{1}{k_n^2}})k_1$ – коефіцієнт загальної стійкості оболонки ($k \leq 0,425$);

$$k_1 = 0,1 + 20 \frac{\delta_{\text{екв}}}{R}, \text{ при цьому } k_1 \geq 0,2;$$

E – модуль пружності матеріалу;

$\varphi = \sqrt{E_c E_k}$ – функція пластичності;

$E_c = \frac{\sigma_{\text{и}}}{\varepsilon_{\text{и}}}$ – січний модуль діаграми $\sigma_{\text{и}}(\varepsilon_{\text{и}})$ матеріалу;

$E_k = \frac{d\sigma_{\text{и}}}{d\varepsilon_{\text{и}}}$ – дотичний модуль діаграми $\sigma_{\text{и}}(\varepsilon_{\text{и}})$ матеріалу;

$\delta_{\text{пр}} = \delta + \frac{F_{\text{стр}}}{B}$ – приведена товщина обичайки в подовжньому напрямі:

δ – товщина полотна осередку;

$F_{\text{стр}}$ – площа перерізу подовжнього ребра;

B – відстань між подовжніми ребрами;

$\delta_{\text{екв}} = \sqrt[3]{12(1 - \mu^2) \frac{I_{\text{шп}}}{A}}$ – еквівалентна товщина обичайки в кільцевому напрямі;

$I_{\text{шп}}$ – момент інерції кільцевого ребра з приєднаною обшивкою;

A – відстань між кільцевими ребрами;

μ – коефіцієнт Пуассона;

α – кут конусності;

$\sigma_{и}$ – інтенсивність напруги;

$\epsilon_{и}$ – інтенсивність деформацій;

k_n - коефіцієнт нерівномірності вантаження обичайки;

$$P^* = \frac{P_{и}}{E} \left(\frac{R}{\delta_{пр}^*} \right)^2 - \text{параметр тиску};$$

$$\delta_{пр}^* = \delta + \frac{F_{шп}}{A} - \text{приведена товщина обичайки в кільцевому напрямі};$$

$F_{шп}$ – площа перерізу кільцевого ребра;

$P_{и}$ – надмірний тиск в цьому перерізі бака;

$$T_{кр,м} = 2k_m \pi R E \varphi \delta_{пр} \left(\frac{\delta}{B - \delta_p} \right)^2 \cos^2 \alpha - \text{критична сила місцевої втрати стійкості}$$

полотна осередку;

$k_m = 6,3(1 + 0,75P^*)$ – коефіцієнт місцевої втрати стійкості полотна осередку;

δ_p – товщина подовжнього ребра.

Величини січного і дотичного модуля матеріалу визначаються залежно від інтенсивності напруги

$$\sigma_{и} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_x \sigma_y},$$

де $\sigma_x = \frac{T_{кр}}{2\pi R \delta_{пр}}$ – осьова напруга при втраті стійкості;

$$\sigma_y = \frac{P_{и} R}{\delta_{пр}^*} - \text{кільцева напруга при втраті стійкості.}$$

У разі втрати стійкості конструкції в пружній області $\varphi=1$. При розрахунках в області пружнопластичності визначення функції пластичності є досить трудомістким процесом, тому доцільно користуватися заздалегідь отриманими для цього матеріалу діаграмами $E_c(\sigma_{и})$ и $E_k(\sigma_{и})$.

Коефіцієнт запасу стійкості корпусу паливного бака

Тиск наддування в баку є випадковою величиною і в кожен момент часу може приймати значення в межах "трубки" тисків від $P_{и, \min}$ до $P_{и, \max}$, так що розрахунки $T_{разр}$ проводяться, як правило, для обох граничних значень тиску наддування.

Коефіцієнт запасу стійкості корпусу бака визначається по формулі

$$\eta_y = \frac{T_{разр}}{T_{экр}}.$$

Здатність корпусу бака, що несе, вважається достатньою, якщо коефіцієнт запасу стійкості корпусу бака не менше одиниці.

8.9 Структура програмного забезпечення

8.9.1 Основні положення, що визначають структуру програмного забезпечення

У основу програмного забезпечення автоматизації розрахунків статичних навантажень на ракету-носія покладені наступні початкові положення:

- розрахункова схема виробу є набором елементів балки і вузлових перерізів;
- при складанні розрахункової схеми перерізу мають бути вибрані: в кожній опорі балки, в місцях додатка зовнішніх сил і моментів, в місцях ступінчастої зміни поперечного перерізу;
- відсіки можуть бути виконані з різних матеріалів і навантажені довільною системою зосереджених сил і моментів
- геометричні характеристики відсіків можуть мати постійні значення і змінні значення по довжині;
- реалізуються різні граничні умови.

На рис. 1-3 приведені розрахункові схеми вантаження відсіків в умовах польоту РН.

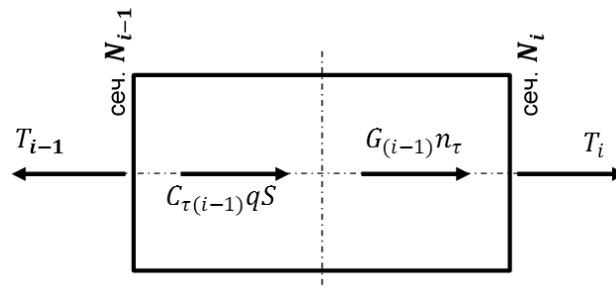


Рис. 1. Подовжні навантаження на (i - 1)-й відсік

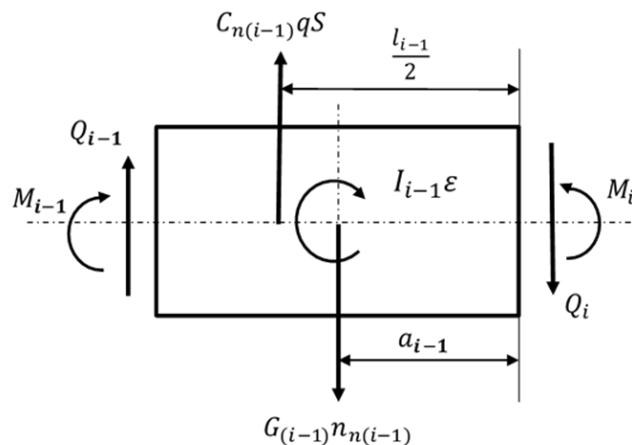


Рис. 2. Поперечне вантаження i-го відсіку

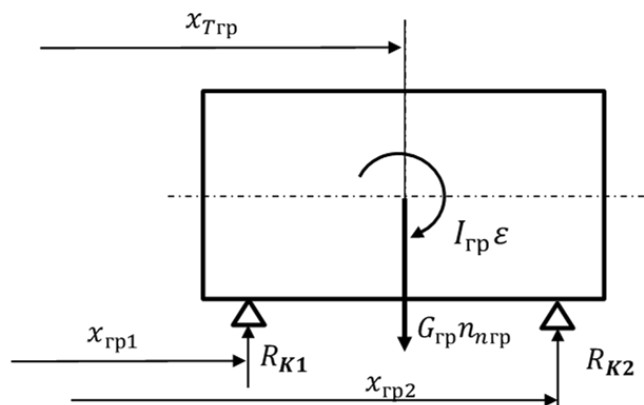


Рис. 3. Динамічна рівновага двоопірного вантажу

8.9.2 Загальні правила формування розрахункових схем для польотних навантажень

Програма розрахунку навантажень в умовах польоту призначена для визначення внутрішніх сил, а також зовнішнього надмірного тиску на корпус ракети з навітряного і підвітряного боку конструкції. У разі проходження ракети через обурену атмосферу враховується динамічність вантаження як твір статичного навантаження на коефіцієнт динамічності.

Як розрахункова модель приймається абсолютно жорстка із змінною по довжині масою балка, до якої жорсткими зв'язками кріпляться окремі вузли. Балка навантажена змінній по довжині аеродинамічною силою і інерційними силами. Як розрахунковий метод використовується метод початкових параметрів. Рівняння динамічної рівноваги складаються на основі принципу Даламбера.

Нижче приведені рівняння рівноваги проекції сил і моментів :

$$T_i = T_{i-1} - C_{\tau(i-1)} q S - G_{(i-1)} n_{\tau}; \quad (3)$$

$$Q_i = Q_{i-1} - C_{n(i-1)} q S - G_{(i-1)} n_{n(i-1)} - R_{K(1,2)}; \quad (4)$$

$$M_i = M_{i-1} - Q_{(i-1)} l_{(i-1)} + C_{n(i-1)} q S \frac{l_{i-1}}{2} - G_{(i-1)} n_{n(i-1)} a_{i-1} + I_{i-1} \epsilon - R_{K(1,2)} (x_i - x_{K(1,2)}), \quad (5)$$

Тут використовуються наступні позначення:

T_i, Q_i, M_i – осьова сила, перерізуюча сила і момент, що вигинає та діючий на окремий відсік конструкції;

q – швидкісний натиск;

S – площа міделя конструкції;

$C_{\tau i}$ – коефіцієнт подовжньої аеродинамічної сили;

$C_{n i}$ – коефіцієнт поперечної аеродинамічної сили;

G_i – вага відсіку конструкції;

l_i – довжина відсіку;

n_{τ} – подовжнє перевантаження;

n_n – поперечне перевантаження в ц.т. відсіку;

ϵ – кутове прискорення виробу;

$R_{K(1,2)}$ – реакції опор на вантаж;

I_i – момент інерції відсіку відносно поперечної сили, що проходить через його ц.т.;

x_i – координата перерізу;

$x_{K(1,2)}$ – координата опори вантажу;

Перевантаження і кутове прискорення виробу, а також перевантаження в ц.т. відсіку визначаються по формулах:

$$\frac{C_t q S}{G} \qquad \frac{C_n q S}{G} \qquad (6)$$

$$\frac{\dot{\gamma}_n q S (x_T - x_d)}{I} \qquad n_{ni} = n_i - \frac{\varepsilon}{g} (x_T - x_{Ti}) \qquad (7)$$

де G – вага виробу;

I – момент інерції виробу відносно поперечної сили, що проходить через його ц.т.;

x_T – центр тяжіння виробу;

x_d – центр тиску виробу;

x_{Ti} – центр тяжіння i -го відсіку.

Реакції опор на вантаж визначаються по формулах:

$$R_{K1} = \frac{1}{x_{K2} - x_{K1}} [G_{грк} n_{гр} (x_{K2} - x_{Tгрк}) - I_{грк} \varepsilon] \qquad (8)$$

$$R_{K2} = \frac{1}{x_{K2} - x_{K1}} [G_{грк} n_{гр} (x_{K2} - x_{Tгрк}) + I_{грк} \varepsilon] \qquad (9)$$

де $G_{гр}$ – вага вантажу;

$x_{Tгр}$ – центр тяжіння вантажу;

$n_{гр}$ – поперечне перевантаження в ц.т. вантажу;

$I_{гр}$ – власний момент інерції вантажу відносно поперечної осі, що проходить через його ц.т.;

x_{K1}, x_{K2} – координати опор вантажу.

Поперечне перевантаження в ц.т. вантажу:

$$n_{гр} = n_n - \frac{\varepsilon}{g} (x_T - x_{Tгрк}) \qquad (10)$$

8.9.3 Загальні правила формування розрахункових схем для динамічних навантажень

Динамічне навантаження конструкції розглядається для наступних випадків:

- випадок транспортування і такелажних робіт;
- випадок старту, включаючи мінометний старт;
- пориви бічного вітру;
- дія поперечних сил, що управляють;
- випадок розподілу ступенів.

При динамічних процесах розглядається подовжні і поперечні коливання ракети. При рішенні задачі про подовжні коливання враховується рухливість палива в баках. Для обліку рухливості палива його маса вважається закріпленою на шпангоуті розпору днища за допомогою пружини жорсткості C (схема рис. 4). Великі блоки навісного устаткування аналогічним чином розглядаються як маси, закріплені за допомогою пружин.

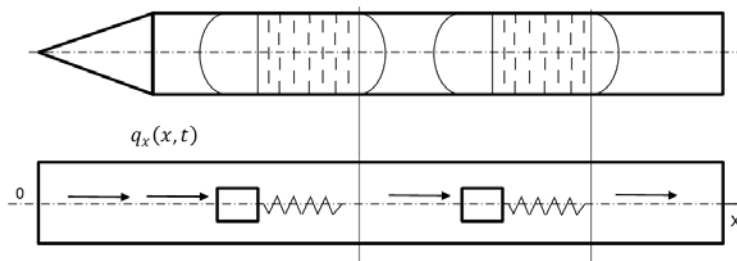


Рис. 4.

У результаті розрахунку схема корпусу є балкою з пружністю-підвищеними зосередженими масами. Завдання вирішується в два етапи: спочатку визначаються формули і частоти власних коливань для однорідного завдання. Потім проводиться розрахунок вимушених подовжніх коливань. Для вирішення завдання чисельними методами на ПЕВМ використовується метод початкових параметрів в матричній формі. При розрахунку коливань обмежуються двома трьома формулами коливань. Розрахунок закінчується визначенням динамічної складової подовжньої сили, а також динамічного складового перевантаження.

Окрім нестационарних коливань в корпусі ракети можуть збуджуватися подовжні коливання стаціонарного характеру. Це автоколивання, які відбуваються на власних частотах пружної системи "Корпус ракети - пружна паливна магістраль - двигун". Для усунення автоколивань використовуються різного роду демпфіруючі пристрої.

Завдання про поперечні коливання, аналогічно випадку подовжніх коливань, вирішується методом розкладання по тонах. Корпус представляється у вигляді неоднорідної балки із змінною по довжині масою m_x і жорсткістю на вигин EI_x . Великі блоки навісного устаткування схематизувалися масами на пружних опорах. Методом початкових параметрів виробляється чисельний розрахунок форм і частот власних коливань ракети. Номер тону визначається шляхом побудови графіку форми і визначення числа нульових точок (числа вузлів). На рис. 5, 6, 7 приведені результати розрахунку за допомогою ПЕОМ перших трьох тонів вигинистих коливань ракети.

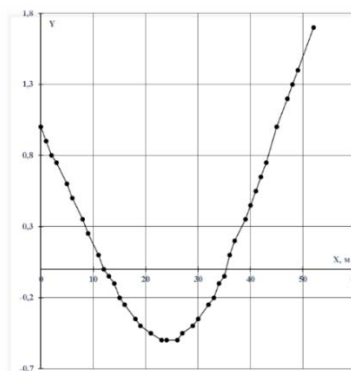


Рис. 5.



Рис. 6.

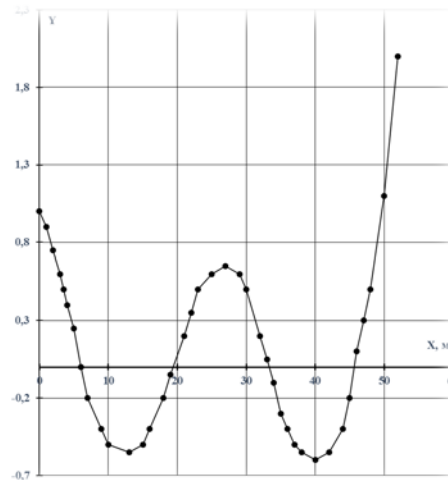


Рис. 7.

Форми прогинів використовуються для виключення автоколивань корпусу ракети в умовах польоту.

Зазвичай на самому початку проектування допускають невеликі амплітуди коливань, які уточнюються при лабораторному моделюванні і в процесі льотних випробувань. Наприклад, можна обмежитися обліком основного тону коливань і визначити амплітуду точки S_{la} приведення за умови

$$\frac{S_{la} M_{\partial lmax}}{M_{max}} = 0,1 \quad (11)$$

де M_{max} – максимум статичного моменту, що вигинає, по довжині корпусу, визначуваний за схемою твердого тіла;

$M_{\partial lmax}$ – моменту, що максимум вигинає, по довжині корпусу при одиничній амплітуді коливань точки приведення по основному тону (у той же самий момент часу).

Точка приведення для тонів коливань (1-го, 2-го, 3-го), що враховуються, вибирається в місці додатка тяги маршового двигуна (нижній шпангоут хвостового відсіку). В цьому випадку приведення сила для кожного тону коливань дорівнює тязі двигуна.

8.10 Вхідні дані

Для початкової інформації передбачаються файли з базою даних, що включають, :

- масив геометричних параметрів;
- масив моментів інерції і вигинистої жорсткості перерізів;
- масив механічних властивостей матеріалів;
- масив навантажень;
- масив кінематичних граничних умов.

Початкові дані для форми виробу, вагових, центровочних і моментних характеристик корпусу ракети і зосереджених вантажів видаються на друк один раз для усіх розрахункових випадків.

Аеродинамічні навантаження і параметри руху вводяться для кожного розрахункового випадку.

Для динамічних розрахунків важливе місце займає вдалу побудову схеми елементів динамічної моделі.

8.11 . Результати аналізу. Генерація відліку.

Системні вимоги

Віддзеркалення результатів розрахунку статичних і динамічних навантажень представлено у вигляді таблиць, що включають внутрішні зусилля в перерізах: осьові і перерізуючі сили $T(x)$, $Q(x)$, моменти $M(x)$, що вигинають, значення перевантажень. При необхідності результати видаються в графічній формі, у вигляді епюр. Крім того, приводяться значення тиску на поверхню відсіків - внутрішній тиск і зовнішній.

За результатами динамічного розрахунку приводяться динамічні складові перевантажень і внутрішніх сил. При цьому розглядаються випадки наземної експлуатації, старту і польоту РН. В умовах польоту для розрахункових випадків визначаються власні частоти, приведена маса, форми і похідні форми коливань.

Дані розрахунків оформляються звітом по навантаженнях.

На основі цих навантажень вирішуються наступні завдання в області проектування ракет-носіїв :

- забезпечення статичної міцності відсіків РН;
- забезпечення зменшення амплітуди автоколивань;
- забезпечення віброізоляцією навісного устаткування;
- прогнозування параметрів вібраційних і ударних навантажень при транспортуванні і у польоті;
- забезпечення віброміцності конструкцій і міцності при ударному вантаженні.

Для проведення експериментального відробітку статичної міцності, віброміцності і ударній міцності розробляються схеми і режими вантаження відсіків РН. Випускаються методичні плани і програми експериментального відробітку, включаючи льотні випробування.

Завдяки підвищенню можливості сучасної обчислювальної техніки, реалізується комплексний підхід у визначенні навантажень і в забезпеченні міцності конструкцій. Значна увага приділяється нормуванню навантажень і міцності

конструкцій, включаючи втомні руйнування в умовах тривалого вантаження статичного і динамічного характеру. Використання цих випробувань конструкцій-прототипів і програмної продукції для проведення розрахунків дозволяє скласти раціональний план експериментальних досліджень конструкцій РН., що знову розробляються. При цьому представляється можливим зменшити кількість вузлів для випробувань і об'єм вимірів, що проводяться.

В цілях вдосконалення силових і динамічних схем науково-дослідним організаціям видаються технічні завдання і початкові дані для проведення більше поглиблених досліджень з певної тематики в області навантажень і динаміки.

8.12 Методи розрахунку міцності виробів

В процесі експлуатації на силові елементи корпусу ракети окремо або в різних комбінаціях можуть впливати наступні навантаження:

- осьова стискаюча (що розтягує) сила T_{oc} ;
- момент M , що вигинає;
- перерізуюча сила Q ;
- зовнішній надмірний тиск $P_{внеш}$.
- тиск наддування P_n ;
- гідростатичний тиск γh_n ;
- повний внутрішній надмірний тиск $P_{и}$, що складається з суми тиску наддування і гідростатичного тиску.

Останні три компоненти діють тільки на герметичні вузли ракети (паливні баки і магістралі).

У разі комбінованого вантаження вузлів корпусу розрахунок повинен проводитися на найбільш несприятливе поєднання навантажень і їх допусків.

Для розрахунку міцності і стійкості основних силових вузлів РКН в КБЮ застосовуються методики, викладені нижчі.

8.13 Методи розрахунку паливних баків на міцність

У загальному вигляді паливний бак складається з корпусу (що несе або підвісного), верхнього і нижнього днища. Днища з корпусом сполучені шпангоутами розпорів. Найчастіше в баках окисника і пального застосовуються опуклі сферичні днища.

На міцність розраховуються опуклі сферичні днища баків окисника і пального, конічні ділянки днищ баків, циліндричні корпуси баків, шпангоути розпорів баків.

Величина тиску наддування при розрахунку на міцність вибирається по верхній межі налаштування запобіжних клапанів.

Розрахунок на міцність циліндричних оболонок

Оболонки паливних баків бувають гладкого панельного і вафельного типу.

Руйнівний внутрішній тиск для вафельної циліндричної оболонки визначається як мінімальна з двох величин

$$P^{\text{разр}} = \min \left\{ \begin{array}{l} \frac{\delta_{\text{пр}} \sigma_{\text{в}}}{r} \\ \frac{\delta_{\text{св.шв.}}^{\text{св.шв.}} \sigma_{\text{в}}^{\text{св.шв.}}}{r} \end{array} \right\}$$

де $\delta_{\text{пр}} = \delta + F_{\text{стр}}/B$ – приведена товщина вафельної оболонки;

$F_{\text{стр}}$ – площа шпангоута (кільцевого ребра);

B – ширина вафельного осередку;

r – радіус циліндричної оболонки;

$\sigma_{\text{в}}$ – межа міцності матеріалу оболонки;

$\sigma_{\text{в}}^{\text{св.шв.}}$ – межа міцності матеріалу зварного шва;

$\sigma_{\text{в}}^{\text{св.шв.}}$ – межа міцності матеріалу зварного шва.

$\delta_{\text{св.шв.}}^{\text{св.шв.}}$ – мінімальна товщина зварного шва.

У разі гладкої або панельної оболонки замість приведеної товщини використовують мінімальну товщину оболонки δ_{min} .

Розрахунок на міцність конічних оболонок

Міцність конічних оболонок оцінюється по тих же формулах, що і міцність циліндричних оболонок, при цьому замість радіусу циліндра r підставляється радіус кривизни конуса $r_{\text{к}} = r_1/\cos \alpha$, де r_1 - більший радіус поперечного перерізу конуса.

Розрахунок на міцність сферичних оболонок

Руйнівний внутрішній тиск для гладкої сферичної оболонки визначається як мінімальна з двох величин

$$P^{\text{разр}} = \min \left\{ \begin{array}{l} \frac{2\delta_{\text{min}} \sigma_{\text{в}}}{k_{\text{к}} R} \\ \frac{2\delta_{\text{св.шв.}}^{\text{св.шв.}} \sigma_{\text{в}}^{\text{св.шв.}}}{R} \end{array} \right\},$$

де R – радіус сферичного днища.

$k_{\text{к}} = 1,05 - 1,1$ – коефіцієнт концентрації напруги у хімфрезерованій зоні, викликаної різнотовщиністю (наявністю зон з початковою товщиною листа) оболонки.

Розрахунок шпангоутів розпорів

Шпангоути розпорів місткостей призначені для сприйняття радіального рівномірно розподіленого навантаження, що приходить від оболонки днища.

За способом включення в силову схему місткості шпангоути розпорів можуть бути розділені на два типи, які показані на рис. 8.

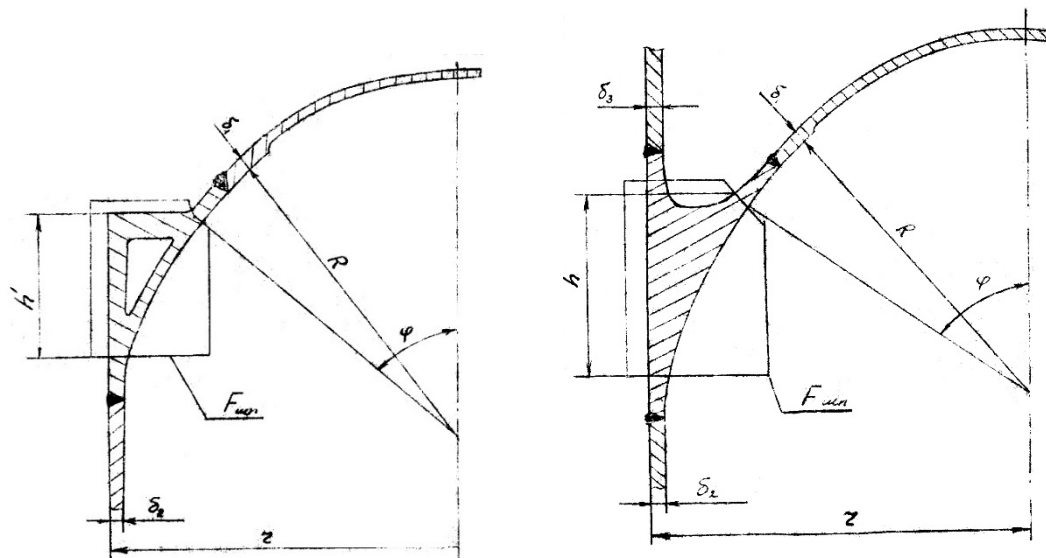


Рис. 8. Типи шпангоутів розпорів

Необхідна площа шпангоута розпору при вантаженні місткості внутрішнім надмірним тиском визначається по формулах:

– для типу а)

$$F_{\text{шп.}} = 1,2 \frac{P_{\text{и}}^p}{\sigma_{\text{T}}} \left[\frac{r}{2} \text{ctg} \varphi - \frac{0,273}{\sin \varphi} \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} - 0,778 \sqrt{r \delta_2} - h' \right] - 0,778 \left(\delta_1 \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} + \delta_2 \sqrt{\delta_2 r} \right)$$

– для типа б)

$$F_{\text{шп.}} = 1,2 \frac{P_{\text{и}}^p}{\sigma_{\text{T}}} \left[\frac{r}{2} \text{ctg} \varphi - \frac{0,273}{\sin \varphi} \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} - 0,778 \sqrt{r \delta_2} - h \right] - 0,778 \left(\delta_1 \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} + \delta_2 \sqrt{\delta_2 r} + \delta_3 \sqrt{\delta_3 r} \right)$$

У цих формулах $\sigma_{\text{T}} = 1,1 \cdot \sigma_{0,2}$ – межа плинності на стискування;

h' – висота шпангоута.

Перевірочний розрахунок шпангоутів розпорів виробляється по формулах:

– для типу а)

$$P_{\text{разр.}} = \frac{\left[F_{\text{шп.}} + 0,778 \left(\delta_1 \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} + \delta_2 \sqrt{\delta_2 r} \right) \right] \sigma_{\text{T}}}{1,2r \left[0,5r \text{ctg} \varphi - \frac{0,273}{\sin \varphi} \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} - 0,778 \sqrt{r \delta_2} - h' \right]}$$

– для типу б)

$$P_{\text{разр.}} = \frac{\left[F_{\text{шт.}} + 0,778 \left(\delta_1 \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} + \delta_2 \sqrt{\delta_2 r} + \delta_3 \sqrt{\delta_3 r} \right) \right] \sigma_T}{1,2r \left[0,5 \operatorname{rctg} \varphi - \frac{0,273}{\sin \varphi} \sqrt{\frac{\delta_1 r}{\sin \varphi}} - 0,778 \sqrt{r \delta_2} - h' \right]}$$

Коефіцієнт запасу міцності

Коефіцієнт запасу міцності для циліндричних, сферичних, конічних оболонок і шпангоутів розпорів визначається по формулі:

$$\eta = \frac{P_{\text{разр}}}{P_{\text{и}}^p},$$

де $P_{\text{и}}^p$ – розрахункова величина внутрішнього надмірного тиску, визначувана як твір експлуатаційного тиску на коефіцієнт безпеки.

8.14 Методи розрахунку паливних баків на міцність

На активній ділянці траєкторії відсічи корпуси навантажуються осьювою стискуючою силою $T_{\text{ос}}$ і балочними навантаженнями: перерізуючою силою Q і моментом M , що вигинає. При розрахунках на стійкість дію осьювої сили і моменту, що вигинає, як правило, замінюють дією еквівалентної осьювої стискуючої сили $T_{\text{екв}}$, а перерізуючою силою нехтують. Оцінка міцності відсіку виробляється шляхом порівняння критичних значень осьювої сили при загальній або місцевій формі втрати стійкості відсіку з розрахунковою величиною еквівалентної осьювої стискуючої сили $T_{\text{екв}}^p$.

Метод розрахунку здатності обичайок корпусу паливного бака, що несе, відрізняється необхідністю враховувати вплив внутрішнього надмірного тиску. Цей вплив неоднозначний: тиск наддування збільшує здатність бака, що несе, при осьювому стискуванні за рахунок ефекту розвантаження; тиск наддування і гідростатичний тиск в баку підвищує критична напруга загальної і місцевої втрати стійкості оболонки в пружній області, проте знижують критичну напругу в області пружнопластичності в результаті зменшення дотичного і січного модулів пружності матеріалу.

На стійкість розраховуються:

-увігнуті сферичні днища баків окисника і пального (від дії зовнішнього тиску);

-гладкі, панельні і вафельні обичайки циліндричних корпусів баків окисника і пального, паливних відсіків (при дії комбінованого вантаження осьювої і перерізуючою силами, моментом, що вигинає, і внутрішнім тиском);

-гладкі, панельні, вафельні і клепані обичайки циліндричних корпусів "сухих" відсіків;

-днища баків і паливних відсіків при вантаженні шпангоутів розпорів опорними реакціями.

Стійкість гладких сферичних оболонок

Критичний зовнішній тиск втрати стійкості сферичного днища:

$$P_{кр} = 2KE \left(\frac{\delta}{R} \right)^2,$$

де $K = 0,1 - 0,15$ – коефіцієнт стійкості;

E – модуль пружності (модуль Юнга) матеріалу;

R – радіус сферичного днища.

Коефіцієнт запасу стійкості для гладких сферичних оболонок при дії зовнішнього надмірного тиску визначається по формулі:

$$\eta = \frac{P_{кр}}{P_n^p},$$

де P_n^p – розрахункова величина зовнішнього надмірного тиску, визначувана як твір експлуатаційного тиску на коефіцієнт безпеки.

Стійкість гладкого циліндричного корпусу паливного бака

Здатність, що несе $T_{разр}$ гладкої обичайки циліндричного або слабоконічного корпусу паливного бака, навантаженого еквівалентною осьюовою стискуючою силою $T_{экв}^p$, визначається по формулі:

$$T_{разр} = T_{кр}/k_n,$$

де $T_{кр} = 2\pi k \delta^2 E$ – критична осьова сила;

E – модуль пружності матеріалу;

δ – товщина оболонки;

k_n – коефіцієнт нерівномірності вантаження обичайки.

Коефіцієнт стійкості k визначають по залежності, що добре узгоджується з результатами експериментів, при $R/\delta = 100, 1500$:

$$k = \frac{1}{\pi} \sqrt[8]{\left(\frac{100\delta}{R} \right)^3}$$

При вантаженні гладкої обичайки еквівалентною осьюовою стискуючою силою $T_{экв}^p$ і внутрішнім надмірним тиском, для конструкцій, в яких оболонка є частиною місткості, здатність, що несе, на стискування збільшується за рахунок дії в подовжньому напрямі розвантаження від тиску. З урахуванням цього величина руйнівної осьової сили визначається по формулі

$$T_{разр} = (2\pi k_p \delta^2 E + \pi R^2 P_n) / k_n,$$

де R – радіус оболонки;

P_n – тиск наддування

Значення коефіцієнта стійкості $k_p = f(\bar{p}, R/\delta)$, отримані в результаті численних експериментів, представлені на графіках (рис. 9.), де $\bar{p} = \frac{P_n}{E} \left(\frac{R}{\delta} \right)^2$ – безрозмірний параметр тиску.

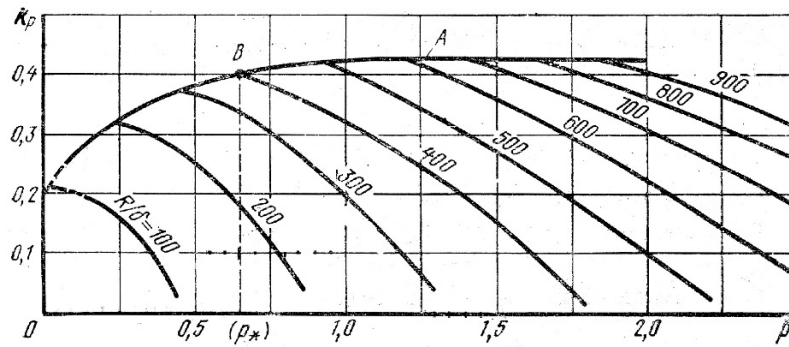


Рис. 9. Коефіцієнт k_p для гладких оболонок під дією осової сили і внутрішнього тиску

Як видно з графіків, із збільшенням \bar{p} коефіцієнт k_p спочатку збільшується. Починаючи з тиску

$$\bar{p}^* = 83 \cdot 10^{-6} \left(\frac{R}{\delta} \right)^{3/2}$$

спостерігається зниження коефіцієнта k_p . Чим більше відношення R/δ , тим при великих тисках настає початок зниження k_p .

За цією ж методикою проводиться розрахунок гладких законцівок панельних обичайок, при цьому коефіцієнт стійкості приймається постійним, рівним $k_p=0,3$.

Стійкість циліндричного корпусу паливного бака вафельного типу

Здатність, що несе, $T_{\text{разр}}$ вафельної обичайки циліндричного або слабконічного корпусу паливного бака, навантаженого еквівалентною осовою стискуючою силою $T_{\text{екв}}^p$ і внутрішнім надмірним тиском, визначається по формулах:

$$T_{\text{разр}} = (T_{\text{кр}} + \pi R^2 P_n) / k_n,$$

де $T_{\text{кр}} = \min \{ T_{\text{кр},o}; T_{\text{кр},m} \}$ – критична осова сила;

R – радіус оболонки;

P_n – тиск наддування;

$T_{\text{кр},o} = 2\pi k E \varphi \delta_{\text{екв}} \sqrt{\delta_{\text{пр}} \delta_{\text{екв}}} \cos^2 \alpha$ – критична сила загальної втрати стійкості обичайки;

$k = 0,732(1 + 0,75P^*)(1 + e^{-\frac{1}{k_n^2}})k_1$ – коефіцієнт загальної стійкості оболонки ($k \leq 0,425$);

$$k_1 = 0,1 + 20 \frac{\delta_{\text{екв}}}{R}, \text{ при цьому } k_1 \geq 0,2;$$

E – модуль пружності матеріалу;

$\varphi = \sqrt{E_c E_k}$ – функція пластичності;

$E_c = \frac{\sigma_{\text{и}}}{\varepsilon_{\text{и}}}$ – січний модуль діаграми $\sigma_{\text{и}}(\varepsilon_{\text{и}})$ матеріалу;

$E_k = \frac{d\sigma_{\text{и}}}{d\varepsilon_{\text{и}}}$ – дотичний модуль діаграми $\sigma_{\text{и}}(\varepsilon_{\text{и}})$ матеріалу;

$\delta_{пр} = \delta + \frac{F_{стр}}{B}$ – приведена товщина обичайки в подовжньому напрямі:

δ – товщина полотна осередку;

$F_{стр}$ – площа перерізу подовжнього ребра;

B – відстань між подовжніми ребрами;

$\delta_{экв} = \sqrt[3]{12(1-\mu^2) \frac{I_{шп}}{A}}$ – еквівалентна товщина обичайки в кільцевому напря-

мі;

$I_{шп}$ – момент інерції кільцевого ребра з приєднаною обшивкою;

A – відстань між кільцевими ребрами;

μ – коефіцієнт Пуассона;

α – кут конусності;

$\sigma_{и}$ – інтенсивність напруги;

$\varepsilon_{и}$ – інтенсивність деформацій;

$k_{п}$ – коефіцієнт нерівномірності вантаження обичайки;

$P^* = \frac{P_{и}}{E} \left(\frac{R}{\delta_{пр}^*} \right)^2$ – параметр тиску;

$\delta_{пр}^* = \delta + \frac{F_{шп}}{A}$ – приведена товщина обичайки в кільцевому напрямі:

$F_{шп}$ – площа перерізу кільцевого ребра;

$P_{и}$ – надмірний тиск в цьому перерізі бака;

$T_{кр,м} = 2k_{м} \pi R E \varphi \delta_{пр} \left(\frac{\delta}{B - \delta_{п}} \right)^2 \cos^2 \alpha$ – критична сила місцевої втрати стійкості

полотна осередку;

$k_{м} = 6,3(1 + 0,75P^*)$ – коефіцієнт місцевої втрати стійкості полотна осередку;

$\delta_{п}$ – товщина подовжнього ребра.

Величини січного і дотичного модуля матеріалу визначаються залежно від інтенсивності напруги

$$\sigma_{и} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_x \sigma_y},$$

де $\sigma_x = \frac{T_{кр}}{2\pi R \delta_{пр}}$ – осьова напруга при втраті стійкості;

$\sigma_y = \frac{P_{и} R}{\delta_{пр}^*}$ – кільцева напруга при втраті стійкості.

У разі втрати стійкості конструкції в пружній області $\varphi=1$. При розрахунках в області пружнопластичності визначення функції пластичності є досить трудомістким процесом, тому доцільно користуватися заздалегідь отриманими для цього матеріалу діаграмами $E_c(\sigma_{и})$ і $E_k(\sigma_{и})$.

Коефіцієнт запасу стійкості корпусу паливного бака

Тиск наддування в баку є випадковою величиною і в кожен момент часу може приймати значення в межах "трубки" тисків від $P_{i,\min}$ до $P_{i,\max}$, так що розрахунки $T_{\text{разр}}$ проводяться, як правило, для обох граничних значень тиску наддування.

Коефіцієнт запасу стійкості корпусу бака визначається по формулі

$$\eta_y = \frac{T_{\text{разр}}}{T_{\text{экв}}}.$$

Здатність корпусу бака, що несе, вважається достатньою, якщо коефіцієнт запасу стійкості корпусу бака не менше одиниці.

9 ОСНОВИ ПОБУДОВИ І ФУНКЦІОНУВАННЯ РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК (РРДУ)

Існує велика кількість різних типів ракетних двигунів, які можна класифікувати по виду первинній енергії і агрегатному стану палива.

По виду первинній енергії розрізняють ракетні двигуни: хімічні, сонячні, ядерні, електричні, газові і деякі інші типи. Кожен тип двигунів, у свою чергу, за іншими ознаками підрозділяється на дрібніші класи.

Зокрема, по агрегатному стану компонентів палива серед хімічних ракетних двигунів можна виділити ракетні двигуни на рідкому паливі, твердому паливі і гібридному паливі.

На кінець другого десятиліття ХХІ століття усі, без виключення, ракетні двигуни, вживані в ракетах військового призначення, і усі, без виключення, двигуни ракет-носіїв космічних апаратів – хімічні.

Ракетні двигуни на твердому паливі по конструкції і в експлуатації простіше ракетних двигунів на рідкому паливі, але не мають їх переваг – високої питомої тяги, можливості регулювання тяги, можливості багатократного запуску.

У цьому розділі детально розглянуті питання проектування ракетних двигунних установок на рідкому паливі (РРДУ). У підрозділі 9.7 приведені матеріали по ракетним двигунам на твердому паливі.

9.1 Задачі, вирішувані РРДУ

Призначення ракетної двигунної установки – забезпечити необхідну тягу для доставки корисного вантажу до певної мети. Двигунна установка зазвичай складається з власне двигуна, системи паливоподачі та паливних баків.

У двигунній установці ракети відбувається перетворення хімічної енергії палива, що зберігається в баках, у кінетичну енергію витікаючого струменя, яка створює спрямовану силу тяги ракети. Величина цієї тяги прямо пропорційна витраті і швидкості витікаючої маси. Таким чином, для отримання більшої тяги потрібно збільшити або секундну витрату маси, або швидкість витікання. Твір витікаючої маси на швидкість є кількістю руху. Оскільки повна кількість руху будь-якої ізольованої системи постійна за величиною та напрямком, то при витіканні маси ракета придбаває рівну і протилежно спрямовану кількість руху.

Двигунні установки на рідкому паливі можуть працювати на двокомпонентних та однокомпонентних паливах. Установки, що використовують однокомпонентні палива, більш прості за конструкцією. Проте всі відомі однокомпонентні палива уступають двокомпонентним по ефективності. У зв'язку з цим основна увага буде приділена двигунним установкам, що працюють на двокомпонентних паливах. Однак слід мати на увазі, що все сказане щодо заправки, зберігання та систем подачі рідкого палива однаково застосовне до обох типів двигунних установок.

У деяких ракетах подача палива в камеру згорання здійснюється не турбонасосним агрегатом, а за допомогою витісняючої системи. Такі системи паливоподачі зазвичай застосовують у невеликих ракетах, де вага паливних баків визначається переважно не тиском наддуву.

Дальність польоту ракети пропорційна її швидкості в кінці активної ділянки, яка у свою чергу пропорційна питомій тязі та натуральному логарифму відношення початкової та кінцевої ваги ракети.

$$R \sim V_k = I_{уд} \bar{g} \ln \left(\frac{W_0}{W_e} \right) - \bar{g}t + V_o$$

Тому при розробці двигунної установки прагнуть отримати максимальні значення питомої тяги та вагової досконалості W_0/W_e . Повна початкова вага ракети W_0 складається з ваги конструкції, яка зазвичай не змінюється під час польоту, і ваги палива. Вага ракети після вимкнення двигуна W_e дорівнює стартовій вазі мінус вага використаного палива. При певній початковій вазі для отримання максимального значення W_0/W_e є тільки один шлях - максимальне використання заправленого палива, або, іншими словами, зведення до мінімуму залишків палива, що не використовуються. Звичайно, паливо слід використовувати при оптимальному співвідношенні компонентів, інакше неминучий програш у питомій тязі.

Зазвичай, рідинний ракетний двигун налаштовується для роботи на певному співвідношенні компонентів палива; на практиці це відношення може змінюватися на $\pm 3\%$ від двигуна до двигуна. Як правило, двигун випробовується на стендах організації-виробника двигунів. По результатам цих випробувань визначається дійсне співвідношення компонентів для кожного двигуна. Якби прискорення, що діє на ракету в польоті, не впливало на співвідношення компонентів палива в двигуні, то ракету слід було б заправляти, виходячи з цього фактичного співвідношення компонентів, щоб звести до мінімуму залишки палива, що не використовуються. Однак у польоті співвідношення компонентів змінюється. Аеродинамічний нагрів змінює щільність палива; через перевантаження змінюється тиск на вході в насос, що в свою чергу впливає на співвідношення компонентів палива в двигуні. З урахуванням цих факторів потрібно вибрати таке співвідношення компонентів палива в баках, яке якнайбільше відповідало б дійсному співвідношенню компонентів при роботі двигуна у складі ракети. Якщо можна оцінити ці впливи при дотриманні необхідної точності, цього достатньо для тарування баків і заправки палива. Такий метод використовується для різних ракет. Якщо ж необхідні величини невідомі з достатньою точністю, то доводиться використовувати систему, що регулює співвідношення компонентів палива. Така система зазвичай контролює кількість палива в баках і регулює двигун відповідно до фактичного співвідношення компонентів палива. Як і першому випадку, основна мета полягає у зведенні до мінімуму невикористовуваних залишків палива. Вочевидь, що регулювання співвідношення компонентів палива складніше, ніж налаштування на певне співвідношення компонентів, зате ефективніше.

Крім цього, при розробці паливних систем доводиться брати до уваги викривлення рівня рідини в баку, воронкоутворення та кавітацію. Викривлення рівня рідини та кавітація зазвичай залежать від конструкції забірної пристрою. Воронкоутворення можна запобігти воронкогасителями, встановленим у забірному пристрої баків.

Система наддуву застосовується головним чином для того, щоб забезпечити надходження палива в насоси двигуна при необхідних тисках. Для безкавітацій-

ної роботи насоса необхідно забезпечити мінімальний потрібний тиск на вході, який має бути вищим за тиск насичених парів рідини. Вибір послідовності розташування паливних баків ракети зазвичай проводиться з урахуванням вимог забезпечення мінімальних потрібних тисків на вході в насоси при мінімальних витратах газу наддува баків. Виходячи з вибраних проектних параметрів, можна знайти тиск наддуву бака та вагу необхідного газу. При цьому мінімальний потрібний тиск на вході в насос або двигун визначає потрібний тиск наддуву бака. Легко знайти необхідну кількість газу, якщо відомий обсяг бака, а також тиск та номінальна температура газу у ньому. На тиск наддува бака впливає аеродинамічне нагрівання, при впливі якого нагрівається невелика кількість газу, а у разі криогенних палив рідин нагрівається настільки, що утворюється значна кількість парів. Очевидно, що таке підведення тепла зменшує необхідну кількість газу для наддуву. Однак зазвичай пари рідини мають велику молекулярну вагу, що збільшує вагу газу, що витрачається на наддув. Іншим критерієм вибору газу для наддуву є його розчинність у компонентах палива. У рідкому кисні, наприклад, через його низьку температуру у значній кількості розчиняється азот. Досить велика кількість розчиненого газу може знизити характеристики двигуна в кінці польоту на величину до 5%. Гелій, який кипить при температурі 4,4 К, у цьому сенсі зручніший і часто використовується як робочий газ для систем наддуву

У верхній частині паливних баків необхідно залишати невеликий обсяг газу для компенсації природного розширення рідини при зміні температури, а також для підтримки тиску наддуву в момент запуску. Цей об'єм над поверхнею палива у баку називається подушкою. Зазвичай об'єм подушки становить 3-5% від повного об'єму бака.

Кожен двигун в основному складається з трьох складових частин: турбонасосного агрегату, газогенератора та камери згоряння, пов'язаних між собою паливними магістралями. Ці три основних агрегати зазвичай монтуються на загальній рамі. Турбонасосний агрегат складається з насосів пального, окислювача, вузлів ущільнення з підшипниками, турбіни та вихлопної труби. Газогенератор складається з власне газогенератора, паливних клапанів та системи управління клапанами. Камера згоряння складається власне з камери, головки і сопла. Камера згоряння може встановлюватись у шарнірному підвісі; її відхилення за допомогою відповідної системи приводів забезпечує зміну напрямку вектору тяги.

Розробка паливних систем і систем наддуву розширила межі деяких технічних наук, таких, як термодинаміка, гідродинаміка, теплопередача і газова динаміка, і стимулює розвиток нових напрямків досліджень. Вирішення складних проблем швидко просувається вперед. Однак кожен крок виявляє багато нових невирішених проблем.

9.2 Загальні вимоги до РРДУ

Вимоги до РРДУ доцільно поділяти на загальні та специфічні. Загальні вимоги пред'являються всім РРДУ незалежно від їх призначення, специфічні, навпаки, пов'язані з призначенням ДУ на ЛА.

Загальні вимоги до РРДУ. У зв'язку з високими силовими і температурними навантаженнями агрегатів і складною схемою їхнього взаємозв'язку *на перше*

місце висувається вимога надійності процесу функціонування РРДУ. Якщо кожен агрегат і всі елементи РРДУ виконані з найбільшими показниками надійності в автономному варіанті, то складена з них РРДУ може в процесі динамічної взаємодії цих агрегатів і елементів виявляти ознаки відмов або небажаної зміни своїх параметрів. Причиною цього можуть бути: втрата стійкості замкнених динамічних контурів, в які входять автоматичні регулятори; несумісність динамічних властивостей агрегатів та елементів РРДУ; мимовільні спрацьовування агрегатів автоматики або порушення планованої послідовності їх спрацьовування; контакти окислювача з паливом поза камерою двигуна в паровій або рідкій фазах; засмічення або засолення форсуночних елементів камер або газогенераторів та ряд інших випадкових причин, що погано або зовсім не піддаються прогнозуванню.

Статистика показує, що найбільше відмов відбувається у період запуску (60–70 %), на другою місці – відмови під час зупинки РРДУ (15–20 %). На маршовий режим припадає приблизно 10% відмов від загальної кількості. Таким чином, максимальна кількість відмов припадає на нестационарні режими запуску та зупинки РРДУ. Це пояснюється короткочасністю цих процесів, що зумовлюють максимальні градієнти наростання силових і теплових навантажень, а також участю в них більшості агрегатів управління, що входять до складу РРДУ. Крім того, агрегати автоматики запуску та зупинки працюють за принципом розімкнутих систем, у яких не передбачається контролю за зворотними зв'язками.

Надійність процесу функціонування РРДУ забезпечується при доводочних випробуваннях. Можна вказати на деякі загальні принципи підвищення надійності процесу функціонування РРДУ на етапі проектування. До них відносять: агрегативання та блоковість агрегатів. Агрегація елементів і компонування агрегатів в блоки зменшує загальну кількість макроосередків у структурі РРДУ і дозволяє в процесі попередніх іспитів виявити аномальний характер взаємодії складових їх елементів і агрегатів. У системах наддуву РРДУ бажано агрегатувати газовий редуктор зі зворотними та запобіжними клапанами; ТНА або головку камери двигуна слід виконувати в блоці з головними топливними клапанами та регуляторами; баки виконувати в блоці з бустерними насосами тощо. У деяких випадках корисно всі агрегати двигунної установки розміщувати всередині бака з паливом.

Функціональна надійність РРДУ може бути підвищена за рахунок розробки системи діагностування та аварійного захисту (САЗ). Якщо САЗ здатна в процесі предаварійної обстановки замінити руйнуючий режим роботи щадним, то таким чином забезпечується функціональна надійність РРДУ, якщо ж ця система в попередній ситуації виключає ДУ, то проблема функціональної надійності не вирішується (оскільки польотне завдання не виконується), лише зберігається матеріальна частина ДУ (якщо передбачено заходи її порятунку).

Другою загальною вимогою є вимога мінімізації маси палива та сухої маси РРДУ.

Можливі шляхи вдосконалення масових характеристик РРДУ складаються з:

1) у раціональному виборі палива. На перших ступенях ракет доцільно застосування більш щільних палив, а в других і третіх – більш легких, але й більш ефективніших (наприклад, кисень + водень);

2) у розробці двопаливних двигунів, які працюють у складі другого та третього ступенів на легкому паливі;

3) у розташуванні двигуна у власному баку з паливом;

4) у збільшенні напорів насосів в одному ступені у високонапірних багатоступінчастих насосах, що призводить до скорочення кількості ступенів, а значить, і до зменшення маси насосних агрегатів;

5) у зниженні тиску на вході в насоси, аж до тиску насичених парів палива. Це дозволяє зменшити масу баків;

6) у заміні двигунів управління вектором тяги на перерозподіл витрат палива в основних камерах двигуна або на їх поворот, що заощадить масу всієї ДУ;

7) у вдосконаленні систем наддуву баків та використанні для наддуву гарячих газів ($T_{\text{над}} \approx 900 \text{ K}$), що призводить до збільшення маси корисного вантажу ЛА приблизно на 3 %;

8) у використанні нових конструкційних матеріалів (на основі титану та берилію) або збільшенні питомої міцності (σ_b/ρ) алюмінієвих та магнієвих сплавів на 10–20 %. Це дозволяє підвищити масу корисного вантажу приблизно на 5–15%. Застосування пластмас замість металів для виготовлення корпусів агрегатів РРДУ може істотно зменшити їх масу;

9) у мініатюризації, компактності та блочності агрегатів РРДУ, що сприяє зменшенню сухої маси виробу РРДУ. Зокрема, мініатюризація приводних пристроїв елементів може бути досягнута шляхом заміни пневматичних приводних пристроїв електричними.

Третьою загальною вимогою до РРДУ є забезпечення незалежності РРДУ від умов зовнішнього середовища. До них відносять тиск і температуру навколишнього середовища, стан невагомості, космічне та ядерне опромінення. До них же можна віднести вплив на роботу агрегатів ДУ прискорення літального апарату, хоча воно і є наслідком докладання до ЛА тяги, створюваної РРДУ, а також перешкоди в роботі ДУ від попадання в агрегати ДУ сторонніх частинок з паливом, газами на етапі збирання ДУ.

Тиск довкілля змінюється від атмосферного тиску до розрідження у космосі. При польоті балістичних ЛА і носіїв зміна протитиску позначається на величині тяги, що створюється соплом двигуна. Ця зміна компенсується системою управління тягою цих двигунів. В агрегатах РРДУ зміна зовнішнього тиску може істотно вплинути на режим їх роботи. Так, наприклад, у насосних системах живлення без допалювання зменшення протитиску може призвести до збільшення загального перепаду тисків на турбіні та її додаткового розкручування. Для усунення цього явища необхідно на виході з турбіни встановлювати надкритичний насадок, що сприяє збереженню загального перепаду тиску на турбіні з відкритим вихлопом. Мембрани, поршневі і сильфонні вузли налаштування агрегатів автоматики, настроювальні порожнини яких з'єднані з навколишнім середовищем, також сприймають зміну тиску навколишнього середовища, що може призвести до їх перебудови. Температурний діапазон експлуатації РРДУ коливається в широ-

ких межах і в середньому складає в земних умовах 323-223 К і в умовах космосу 373-173 К. Насамперед зміна температури впливає на щільність палива, що призводить до відхилення від розрахункових значень тяги і співвідношення компонентів палива. Ці відхилення можуть компенсуватися внутрішніми контурами управління двигуном, якщо при вибраних непрямих параметрах регулювання враховується зміна температури палива. Температура навколишнього середовища та палива істотно позначається на характеристиках процесу функціонування агрегатів автоматики і насамперед – на властивостях демпфування рухомих частин цих агрегатів внаслідок зміни в'язкості демпфуючих робочих тіл. Збільшення температури демпфуючих робочих тіл призводить до коливань рухомих частин, а її зменшення - до втрати швидкодії.

Для забезпечення необхідної динамічної якості демпфуючі робочі тіла, що застосовуються в агрегатах автоматики РРДУ, не повинні істотно змінювати властивостей в'язкості в робочому діапазоні зміни температур.

У зв'язку з широким діапазоном зміни температур у космосі доводиться вводити систему термостатування палива в космічних двигунних установках. Термостатуються також окремі агрегати двигунів, наприклад, клапанні порожнини рідинного ракетного двигуна малої тяги (РРДМТ). Від надмірного теплового випромінювання та переохолодження конструкцію неохолоджуваних компонентами палива камер РРДМТ захищають екранно-вакуумною тепловою ізоляцією.

Теплова ізоляція також необхідна для баків та паливних магістралей, наповнених низькокиплячими, криогенними компонентами палива. Вона зменшує тепловіддачу від зовнішнього середовища до палива в стартових умовах, а в польоті в щільних шарах атмосфери перешкоджає аеродинамічному нагріванню стін баків.

Слід також мати на увазі, що виготовлення агрегатів РРДУ, для використання в них низькокиплячих компонентів палива, відбувається в нормальних умовах, тобто при температурі 293 К, а їх експлуатаційна температура 203 К, що може викликати небажані деформації їх корпусів і деталей.

Стан невагомості порушує щільність стану палива в баках, яке хаотично переміщується з газом наддуву. У космічних ДУ всередині баків встановлюють штучні роздільники рідкої та газових фаз, а на верхніх ступенях носіїв застосовують засоби створення штучних поздовжніх перевантажень, наприклад, за допомогою РРДМТ, за рахунок імпульсу тяги яких паливо приливає до забірних пристроїв баків. Вплив гравітаційних сил також створює перешкоди забору палива з баків, наприклад, за рахунок воронкоутворення при великих витратах палива двигунами перших ступенів носіїв і балістичних ЛА або за рахунок утворення на межі розділу газ-рідина поверхневих хвиль, що сприяють інтенсифікації прогріву рідкого палива та пов'язаного з ним збільшення залишків палива в баках, званих тепловими залишками палива.

Четвертою загальною вимогою до РРДУ є стійкість динамічних процесів по відношенню до коливальної межі. РРДУ як високоенергетична складна динамічна система є джерелом коливань у всіх можливих діапазонах частот.

9.3 Специфічні вимоги до РРДУ

Специфічні вимоги обумовлені призначенням ДУ на ЛА і відбивають ті особливості ДУ, які спрямовані на виконання польотної задачі ЛА.

Вимоги до ДУ для балістичних ракет та носіїв космічних ЛА.

1. Застосування найбільш ефективних палив як низькокиплячих, так і висококиплячих. Балістичні ЛА вимагають надійного зберігання протягом кількох років, тому їх заправляють висококиплячими стійкими паливами, надійне зберігання яких забезпечується термостатуванням (наприклад, умовами шахтного зберігання ЛА).

Внаслідок великої витрати палива баки ДУ повинні бути обладнані воронкогасячими пристроями, а при великих поперечних розмірах - пристроєм для придушення хвилеутворення. Для забезпечення багаторазового запуску останніх ступенів ЛА паливні баки повинні бути обладнані пристроями для утримання палива поблизу забірних пристроїв, або ДУ повинна містити в своєму складі спеціальні двигуни для створення поздовжнього перевантаження. Ефективні палива часто не мають властивості самозаймання. Тому в системі ДУ повинні бути передбачені пристрої надійного займання горючих сумішей.

Низькокиплячі палива заправляються в ДУ на стартових позиціях ЛА з точністю до 0,5% загальної маси. Застосування низькокиплячих кріогенних палив вимагає їхньої теплової ізоляції щодо умов навколишнього середовища. Перед запуском двигунів необхідно провести захолодження агрегатів ДУ, що вимагає додаткового палива та спеціальної арматури.

2. Балістичні ракети та носії космічних ЛА побудовані за багатоступінчастим принципом. Двигуни установки нижніх ступенів виконуються багатокамерними або блоковими внаслідок великих потрібних тяг; від багатокамерних двигунів потрібна мінімальна величина неузгодженості рівнів тяги, надійні засоби одночасного запуску і зупинки. Двигуни, що працюють у складі багатокамерної ДУ, повинні мати пристрої для перерозподілу витрат палива або пристрої для їх повороту, або включати до свого складу спеціальні двигуни для управління вектором тяги на кожній ступені ЛА.

3. Двигуни даного виду ДУ повинні мати м'який (плавний) запуск, безаварійний зупин з мінімальним і стабільним імпульсом післядії.

Камери двигунів з високим тиском виконуються з невеликим запасом міцності з метою зменшення їхньої сухої маси. Швидкий (гарматний) запуск викликає в пусковий період закидання тиску, що в кілька разів перевершує номінальний рівень внаслідок підвищеної витрати палива за відсутності протитиску в камері на початку запуску. Тому запуск РРД високих тисків і великих тяг має відбуватися за такою програмою подачі палива, яка гарантує монотонне наростання тиску без перевантажень. Політ по балістичній траєкторії виду ЛА, що розглядається, забезпечується шляхом реалізації двигунами сумарного імпульсу тяги. Якщо ЛА у процесі зупинки ДУ буде надано додатковий імпульс тяги, то порушиться запланована точність проходження ЛА по заданій траєкторії польоту. РРД не може бути зупиненим миттєво. У закляпаных порожнинах двигуна зали-

шається паливо в обсязі форсункової головки і тракту охолодження, яке, потрапляючи в камеру, створює додатковий імпульс тяги, що отримав назву імпульсу післядії (ІПД). Для ЛА виду, що розглядається, потрібна мінімізація і стабільність ІПД усіх камер ДУ. Стабілізація ІПД дозволяє врахувати його внесок у корисний імпульс тяги.

4. Управління тягою двигунів повинно проводитися системою регулювання уявної швидкості (РУШ), а співвідношенням компонентів палива - системою випорожнення баків (СВБ).

5. Обслуговування ДУ на стартових позиціях та наземний контроль за їх роботою в польоті **доручається висококваліфікованому інженерному складу.** Як загальну характеристику таких ДУ слід відзначити найбільш напружений режим роботи усіх агрегатів та елементів ДУ.

9.4 Вимоги до компонентів палива та до їх характеристик

Вибір компонентів палива є одним з найскладніших питань і викликає багато дискусій. Тип використовуваного палива значною мірою визначає характеристики двигуна, літального апарату та всього комплексу в цілому, визначає вибір матеріалів та конструкції, вагові дані, накладає значний відбиток на умови експлуатації. До палив висуваються різні вимоги, часто суперечливі. Найчастіше їх задовольнити не вдається.

На практиці вибір палива призводять виходячи з компромісних рішень з урахуванням всіх вимог, що висуваються до комплексу.

Основним показником, що визначає якість палива, є масовий і об'ємний питомі імпульси тяги, що розвиваються. Це означає, що паливо має мати високі енергетичні характеристики і мати можливо велику щільність, яка дозволяє мати баки меншого об'єму, а отже, зменшити масу ракети і, як наслідок, знизити аеродинамічний опір. Маса системи паливоподачі також знижується. У кожному конкретному випадку при виборі типу палива необхідне дослідження оптимального співвідношення між питомим імпульсом тяги і щільністю палива.

Крім питомого імпульсу тяги та щільності на вибір компонентів палива впливають інші фізико-хімічні властивості палив, експлуатаційні характеристики, а також вартість та технічна доступність.

Основні фізико-хімічні параметри палив представлені у таблицях 9.1, 9.2, 9.3.

Вимоги до рідких ракетних палив:

1. Пружність парів повинна бути мінімальною в робочому діапазоні температур при зберіганні і польоті ракети, так як при цьому досягаються найкращі кавітаційні характеристики систем паливоподачі, мінімальні тиски наддуву паливних баків, а отже, і мінімальна їхня маса.

2. Температура замерзання палива повинна бути такою, щоб паливо було в рідкому стані за мінімальних температур, які можуть зустрітися в умовах експлуатації.

3. Для ракет ця температура повинна бути не вище 233 К. Однак цій вимозі не відповідають деякі широко застосовувані в даний час палива, особливо окис-

лювачі. Доводиться застосовувати різні системи підігріву, чим ускладнюється їх експлуатація, або накладати певні обмеження.

4. Температура кипіння повинна бути можливо високою і бажано, щоб вона була не нижче 323 К. Ця вимога особливо важлива для компонента палива, яке використовується для охолодження двигуна.

5. Температура розпаду для компонента палива, що застосовується для охолодження двигуна, повинна бути високою.

6. В'язкість повинна бути можливо низька, так як при цьому будуть мінімальні втрати тиску при русі палива трубопроводами. В'язкість не повинна сильно зростати при низьких температурах

Вимоги до коефіцієнта поверхневого натягу рідкого ракетного палива залежать від призначення літального апарату. Поверхневий натяг палив для ракет-носіїв має бути невеликим, тому що при цьому покращується розпил палива при подачі його в камеру згоряння двигуна. До палив космічних апаратів, що мають двигуні установки, в яких застосовуються паливні баки з використанням капілярних систем утримання палива, пред'являються прямо протилежні вимоги – коефіцієнт поверхневого натягу повинен бути більшим.

7. Крайовий кут θ , що є константою, що характеризує змочування рідким паливом твердих поверхонь, змінюється в інтервалі від 0 до 180° і залежить від поєднання конкретного компонента палива з конкретною твердою поверхнею. Якщо $\theta < 90^\circ$, компонент палива змочує тверду поверхню, якщо $\theta > 90^\circ$, то не змочує. Змочування впливає на гідравлічний опір у трубопроводах і фільтрах. У разі змочуючої рідини гідравлічний опір більше, але це позначається тільки при числах Рейнольдса $Re > 104$. Вирішальну роль змочуваність грає під час виборів компонентів палива для двигунних установках космічних апаратів з паливними баками, у яких використовуються капілярні сили утримання палива. У таких системах компонент палива обов'язково має змочувати конструктивні елементи бака.

8. Компоненти палива, які застосовуються як охолодна рідина в РРД, повинні володіти високими теплопровідністю і теплоємністю.

Таблиця 9.1.

Окислювач	Формула	Молекулярна маса	Щільність, г/см ³	Температура плавлення, К	Температура кипіння, К	Вязкість, 10 ² Н·с/м ²	Поверхностне натяження, Н/м	Токсичність ПДК, мг/л	Критична температура, К	Критичний тиск 10 ⁻⁵ , Па	Теплоємність, Дж/кг·град	Теплоємність, Вт/м·град	Давление пара, мм рт. ст.	Теплота испарення, кДж/кг
Кисень	O ₂	32	1,144	55	90	0,02	0,013	700	154,62	40,17	1700	0,21	760	213,5
Озон	O ₃	48	1,353	80,3	161,1	0,16		0,00003	260,9	53,54	795		760	306
Перекис водню	H ₂ O ₂	34,02	1,442	272,11	423,2	0,13		0,005	730	33,36	2430		2,0	1520
Азотна кислота	HNO ₃	63,016	1,52	231,41	357,1	0,082	0,043	0,005			1765		65	625
Четырехокис азоту	N ₂ O ₄	92,016	1,442	201,8	294,15	0,044	0,03	0,005	431,2	98,03	1530	0,13	760	415
72,8% азотної кислоти + 26% четырехоксида азоту + 1,2% води			1,6	213	343									
Фтор	F ₂	38	1,507	53,38	84,87	0,026	0,015	0,00003	143,8	53,94	1505		760	172,5
Оксид фтора	OF ₂	54	1,521	49,2	127,7	0,028		0,00001	213,3	48,54			760	205,5
Трифторид хлора	ClF ₃	92,457	1,8	196,68	284,75	0,048	0,024	0,00001	426,5	31,67	1270		1292	298,5
Пентафторид брома	BrF ₅	174,916	2,5	210,5	313,3			Токсичен	470				450	
Перхлорид фтора	ClO ₃ F	102,457	1,691	125,26	226,33	0,038	0,02		368,17	51,98	930		760	188,2
Хлорна кислота	HClO ₄	100,465	1,772	161	403									
Тетранітрометан	C(NO ₂) ₄	196	1,64	286,6	400			0,005						

Таблиця 9.2.

Пальне	Формула	Молекулярная маса	Плотность, г/см ³	Температура плавления, К	Температура кипіння, К	Вязкість, 10 ² Н·с/м ²	Поверхностное натяжение, Н/м	Токсичність ПДК, мг/л	Критична тем- пература, К	Критичний тиск 10 ⁻⁵ , Па	Теплоємність, Дж/кг·град	Теплоємність, Вт/м·град	Давление пара, мм рт. ст.	Теплота испаре- ния, кДж/кг
Керосин	C _{7,21} H _{13,29}	100	0,82	228	423	0,15		0,3				0,16		
Этиловый спирт	C ₂ H ₅ OH	46,7	0,785	158,9	351,3 2	0,12	0,023	1,0	516,1	61,88	2430	0,17	44	837
Гидразин	N ₂ H ₄	32,05	1,004	274,5	386,5	0,097	0,067	Токсичен	653	142,2	3070		10,6	1335
Несимметричный диметилгидразин	N ₂ H ₂ (CH ₃) ₂	60,1	0,786	215,8	336,1	0,059		0,0025	523	52,46	2720	0,209	130	583
Аэрозин-50	N ₂ H ₂ (CH ₃) ₂ 50%+N ₂ H ₄ 50%	45,584	0,899	265,7	343,1			Токсичен	607	113,17			131	
Монометилгидразин	CH ₆ N ₂	46,075	0,874	220,6	360,5	0,078		Токсичен			2940		57	877
Аммиак	NH ₃	17,032	0,682	195,24	239,5 8	0,026	0,022	0,02-0,05	405,4	109,83	4770	0,5	760	1370
Водород	H ₂	2,016	0,07097	13,79	20,03	0,0013	0,0023	Не токс.	33,03	12,56	9420			452
Триэтиламин	C ₆ H ₁₅ N	101,2	0,723	158,2	362,5	0,035	0,021	Токсичен	535	29,42		0,12	53	311
Ксилидин	C ₈ H ₁₁ N	121,12	0,977	219	483	0,49		0,005						379
50%ксилидина + 50% триэтиламина			0,85	203	360									
Пентаборан	B ₅ H ₉	63,17	0,618	226,19	335	0,03		0,00001	497		2400		279	481

Таблиця 9.3.

Окислювач	Паливо	Коефіцієнт надлишку окислювача	Співвідношення компонентів	Щільність суміші, г/см ³	Питомий Імпульс, м/с	Характер займання
Кисень	Водень	0,6	4,76	0,319	4222,2	
„	Керосин	0,8	2,726	1,079	3288,3	–
„	Етиловий спирт	0,8	1,669	0,976	3109,77	–
„	Несиметричний диметілгідрозин	0,7	1,496	0,99	3327,55	–
„	Гідрозин	0,9	0,9	1,09	3385,43	
„	Пентаборан	0,7	2,128	0,9	3526,69	+
Чотирьох-окисел азоту	Пентаборан	0,8	3,496	1,12	3286,35	+
„	Гідрозин	1,0	1,437	1,22	3153,91	+
„	НДМГ	0,95	2,919	1,189	3116,63	+
„	Керосин	0,9	4,36	1,27	2795,85	
Перекис водню	Пентаборан	0,35	2,308	1,024	3404,07	+
„	Гідрозин	1,0	2,169	1,261	3068,56	+
„	Керосин	1,0	7,393	1,317	2992,05	
Фтор	Водень	0,4	7,54	0,45	4385,07	+
„	Гідрозин	1,0	2,374	1,312	3953,43	+
„	Аміак	1,0	3,347	1,18	3879,85	+
Окис фтора	Гідрозин	0,8	1,348	1,27	3717,99	+
„	Керосин	0,7	3,98	1,297	3688,56	+
Озон	Керосин	0,8	2,696	1,15	2854,71	+
Перхлорил фтора	Гідрозин	1,0	1,598	1,338	2943	

9. Паливо має бути хімічно стійким і не повинно піддаватися значному розкладанню в експлуатаційному діапазоні температур протягом всього необхідного терміну зберігання, тобто не повинно виділяти тверді і смолисті опади, а також газоподібні продукти розкладання. Остання вимога особливо важлива для ампулізованих ракет.

10. Механічні домішки у компонентах палива. Наявність механічних домішок може призвести до засмічення фільтрів, жиклерів, форсунок двигуна, а також до сильного зношування насосів. Компоненти ракетного палива повинні містити не більше 0,005% механічних домішок. Крім того, пред'являються певні вимоги до величини окремих частинок твердих домішок у паливі. Розмір твердих частинок має бути меншим за 20 мкм. При таких розмірах тверді частинки під дією броунівського взаємодії залишаються у зваженому стані в паливі і не коагулюються протягом тривалого часу. Це виключає накопичення їх у трубопроводах на вході в двигун.

11. Корозійні властивості та хімічна активність. Рідкі ракетні палива, особливо окислювачі, зазвичай є хімічно активними речовинами. Одні (фтор, азотна кислота) вступають у інтенсивну реакцію з конструкційними матеріалами, інші (перекис водню) самі зазнають хімічних змін під дією металів, не руйнуючи їх. Тому правильний вибір конструкційних матеріалів (металевих і неметалічних) для паливних баків, си-

стем подачі, РРД і комплексу наземного обладнання є найважливішою проблемою при розробці ракетно-космічних комплексів.

12. Токсичність. Багато рідких ракетних палив є легко летючими речовинами, пари яких надають отруйну дію на дихальні шляхи. Показником токсичності зазвичай служить гранично допустима концентрація (ГДК) отруйної речовини в повітрі (в мг/л). Токсичність компонента палива повинна бути мінімальною, але при відповідних заходах безпеки токсичність високоефективного компонента палива не є перешкодою для його застосування. Гранично допустимі концентрації окислювачів та горючих представлені у табл. 9.1 та 9.2.

13. Компоненти палива повинні бути достатньо вибухо - та вогнебезпечними при зберіганні, транспортуванні та експлуатації у разі з'єднання з атмосферним повітрям, можливих протоках, ударах та забрудненнях. Гігроскопічність має бути невелика, оскільки вона призводить до зниження концентрації компонентів і, як наслідок, до збільшення агресивності по відношенню до металів, до засмічення кристалами. Для криогенних компонентів палива повинні бути розроблені спеціальні безпечні методи обігу, зберігання та транспортування, а також заходи щодо зведення до допустимого рівня його випаровування.

14. Ракетні палива, призначені для широкого використання, повинні бути придатні для виготовлення у великих кількостях у промислових умовах, повинні бути забезпечені початковою вітчизняною сировиною.

15. Вартість палива, віднесена до питомої тяги паливної суміші, має бути мінімальною.

У ряді випадків властивості палив (хімічну стійкість, корозійну активність та деякі інші властивості) можна істотно поліпшити, додаючи в основне паливо невеликі кількості іншої речовини (інгібітору).

Характеристики комплексу в більшості випадків визначаються характеристиками окислювача, а вибір придатних окислювачів обмежений, причому жоден з існуючих окислювачів не є ідеальним з точки зору вищенаведених вимог. Вибір горючих має більш широкі можливості. В даний час найбільш широке застосування отримали два типи окислювачів: рідкий кисень і окислювачі на основі азотної кислоти та оксидів азоту. Проводяться дослідження щодо застосування як окислювачів рідкого фтору і перекису водню. З горючих широко застосовуються гас, водень, несиметричний диметилгідрозин, гідрозин, аерозин, триетиламін, ксилідин, скипидар.

9.5 Перспективи розвитку РРДУ

Розвиток світового ринку пускових послуг обумовлює високий рівень конкуренції виробників та розробників ракетно-космічної техніки (РКТ), у тому числі РРДУ. Для того щоб мати можливість конкурувати на сучасному високотехнологічному космічному ринку, необхідно не тільки досягти і підтримувати високий технічний і технологічний рівень, але і мати можливість швидкого реагування на будь-які ринкові потреби. Швидкість виходу на ринок з конкурентним продуктом нині стає найбільш критичним завданням, вирішення якої вимагає якісно нових підходів до проектування і виробництва. Сучасні зразки РРДУ повинні відповідати комплексу критеріїв, ключовими з яких є висока надійність та енергомасові характеристики, мінімальні вартість та терміни виготовлення і відпрацювання.

Все більшої уваги у світі приділяється екологічності пусків. Раніше широко використовувані компоненти ракетного палива (КРП) «азотний тетраоксид + несиметричний диметилгідрозин» в даний час поступаються своїми позиціями в їх використанні для нижніх ступенів РН, так званім, «зеленим» паливним парам («кисень + гас», «кисень + водень», «кисень + метан»), у забезпечення екологічної безпеки ракетно-космічної діяльності.

В даний час найбільш затребуваними для перших ступенів РН є двигуни на відносно недорогій паливній парі «кисень + гас», які, володіючи досить високими енергетичними можливостями, дозволяють мінімізувати збитки навколишньому середовищу. Що стосується схеми двигуна – перевага віддається замкненому циклу з допалюванням в камері згоряння окисного генераторного газу. Така схема дозволяє максимально використовувати енергетичні можливості обраної паливної пари.

Одним із визначальних факторів для отримання більш високих енергетичних характеристик двигуна є підвищення тиску в камері згоряння. Однак, вираш в питомих імпульсі і габаритах РРДУ, що досягається збільшенням тиску в камері, зі зростанням тиску стає все менш відчутним, а труднощі створення зразків РРДУ з необхідною надійністю при цьому все більше зростають. У зв'язку з цим, завданням розробників сучасних зразків РРДУ є досягнення необхідних показників надійності з мінімальними витратами при прийнятних конкурентоздатних енергомасових характеристиках РРДУ.

Окрім отримання високих технічних характеристик, найважливішу роль грає необхідність зниження витрат і термінів відпрацювання дослідних конструкцій і виходу на виготовлення серійних зразків РРДУ, що пов'язано з високою конкуренцією даної продукції на світовому ринку. Відпрацювання РРДУ до стану можливості виготовлення серійного зразка вимагає значних фінансових витрат, які можуть становити від десятків до сотень мільйонів USD, необхідних для створення відповідних виробничої та випробувальної баз, відпрацювання технології виготовлення матеріальної частини та підтвердження правильності обраних конструкторських рішень. Величина витрат і терміни створення серійного зразка РРДУ при цьому безпосередньо пов'язані не тільки з його розмірністю, але і зі ступенем новизни його конструкції та характеристик. Ефективними заходами зниження вартості та термінів відпрацювання РРДУ є:

- максимально можливе використання раніше перевірених конструкторських рішень, відпрацьованих вузлів та агрегатів;
- використання кластерних двигунних установок на перших ступенях РН середнього та важкого класів, що дозволяє уникнути труднощів, пов'язаних із створенням РРДУ великої розмірності.

Все більшої актуальності набуває питання використання при виготовленні елементів РРДУ сучасних технологій, що отримали свій розвиток в останнє десятиліття. Застосування прогресивних технологій (3D-друк, нові технології формоутворення і зварювання, використання універсальних багатофункціональних сучасних обробних комплексів, тощо) дозволяє не тільки скоротити терміни і вартість виготовлення матеріальної частини за рахунок уникнення необхідності використання дорогого оснащення, скорочення технологічних переходів і машинного часу, але і відкриває можливість вдосконалення конструкції РРДУ (зниження маси конструкції, можливість

отримання складнопрофільних поверхонь з великою точністю). Особливо ефективним, з точки зору скорочення витрат, є використання вищевказаних технологій при одиничному або дрібносерійному виробництві, яке є домінуючим в даний час.

В той же час, є ряд напрямів розвитку РРДУ, які нині недостатньо впроваджені у практику двигунобудування, але є потенційно перспективними:

- створення РРДУ багаторазового використання у складі ступенів, що повертаються, або пілотованих модулів, що мають високий ресурс роботи та мінімальний обсяг міжпольотних регламентних робіт;
- використання малогабаритних електронних пристроїв (контролерів), які забезпечують керування та діагностику РРДУ;
- створення нових матеріалів, що мають властивості, які забезпечують підвищення енергомасових характеристик та можливість широкого їх використання в умовах роботи РРДУ;
- підвищення ефективності РРДУ за рахунок застосування більш енергетичних палив «кисень + водень», «кисень + метан» (розробка ефективних та менш витратних способів отримання та зберігання зазначених палив).

9.6 Перспективні схеми РРДУ

Як найбільш перспективні РРДУ розглядаються: з центральним тілом, РРДУ, що працює на двох видах пального і з соплом подвійного розширення.

РРДУ з центральним тілом краще пристосовані для роботи в умовах змінного атмосферного тиску. Камера згоряння такого двигуна має форму кільця, розташованого навколо центрального тіла, що геометрично утворює сопло. РРД із центральним тілом значно компактніший двигуна зі звичайним соплом. Так традиційний двигун з тягою 100000 Н має довжину майже в п'ять раз більшу, ніж РРД з центральним тілом при тих же поперечних розмірах.

Камера згоряння РРДУ з центральним тілом складається з великого числа (до кількох десятків) регенеративно охолоджуваних сегментів, змонтованих разом із ТНА, газогенератором і арматурою на досить легкій силовій рамі в кардановому підвісі.

У РРДУ із центральним тілом використовується сопло, що утворюється центральним зрізаним конусом, в донну частину якого вдувається газ для підвищення тиску, що компенсує укорочення сопла. Продукти згоряння палива витікають із камери згоряння через кільцевий критичний перетин вздовж поверхні центрального тіла, створюючи тягу. При роботі у вакуумі цей потік продовжує розширюватись і після зрізу центрального тіла, замикаючи донну область. Рециркуляція частини потоку служить аеродинамічною заміною металевої кромки центрального тіла. Рециркуляція продуктів згоряння підвищує тиск в даній області вище навколишнього. Цей тиск, діючи на зріз центрального тіла, утворює додаткову тягу. Допоміжний газ, що подається через дно, складає малу частку ($< 0,2\%$) основної витрати, але дозволяє отримати додаткову тягу за рахунок збільшення даного тиску. Разом основний і допоміжний потоки забезпечують високу ефективність роботи РРДУ з центральним тілом, збільшуючи питомий імпульс. Для пари $H_2 + O_2$ $I_{пит}$ досягає 4700 м/с.

Сопло РРДУ з центральним тілом працює в оптимальному режимі при різних значеннях зовнішнього тиску, що пояснюється особливостями течії струменя продуктів згоряння. З зовнішнього боку, потік, що витікає, являє собою вільний струмінь. На великій висоті вільний струмінь розширюється назовні відповідно з закономірностями течії Прандгля - Майєра. На рівні моря високий тиск навколишнього середовища притискує витікаючий потік до центрального тіла, збільшуючи статичний тиск на стінку і біля дна, що виключає відрив потоку. Особливістю сопла з центральним тілом є можливість його безмежного і надійного відпрацювання в наземних умовах.

Принципова схема РРДУ з центральним тілом наведена на рис. 9.1. Водень, нагрітий до 660 К, після проходження каналів регенеративної системи охолодження подається паралельно з турбіни ТНА окислювача і пального. Після турбіни водень (за винятком малої частки, що подається в донну область центрального тіла) надходить у колектор змішувальної головки камери згоряння.

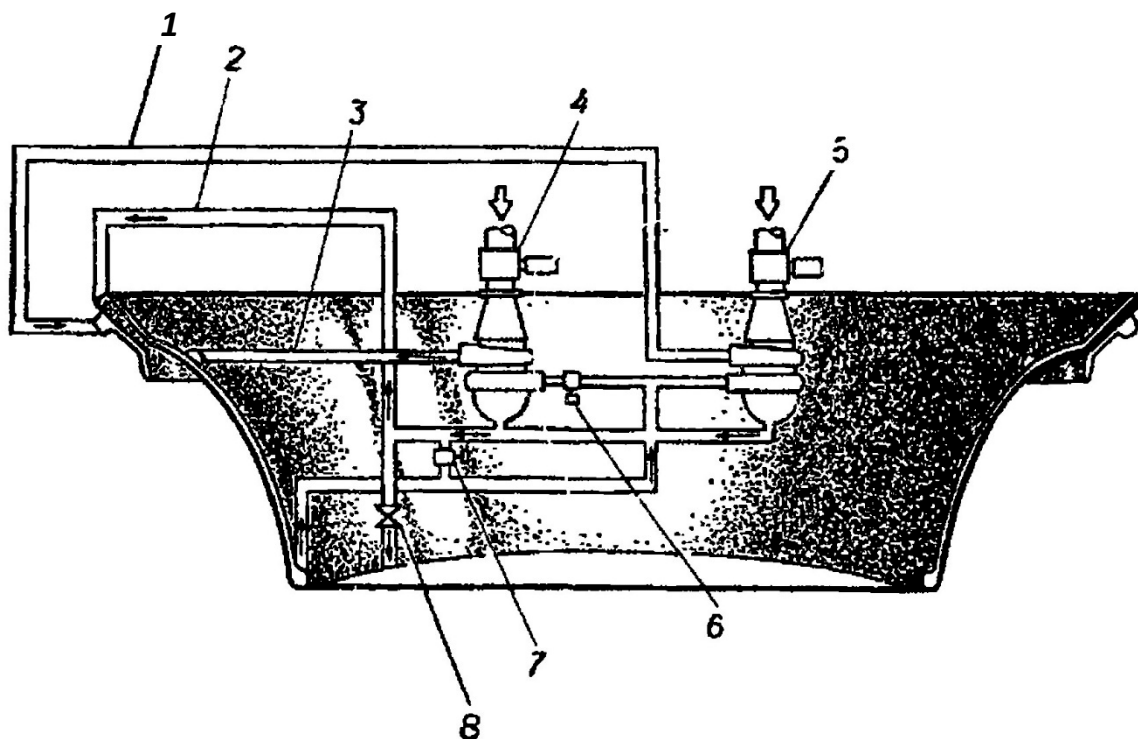


Рис. 9.1. Принципова пневмогидравлічна схема РРДУ з центральним тілом

- 1 - магістраль рідкого водню; 2 - магістраль газоподібного водню;
- 3 - магістраль рідкого кисню; 4 - головний клапан окислювача; 5 - головний клапан пального; 6 - регулятор співвідношення компонентів;
- 7 - байпасний клапан (регулятор тяги); 8 - скидання газу в донну порожнину

Система керування двигуном проста і універсальна; вона складається з двох головних каналів у магістралях живлення окислювача і пального, регулятора потужності турбіни окислювача і байпасного клапана турбіни. Регулювання тяги забезпечується байпасним клапаном, за допомогою якого регулюється витрата підігрітого водню, що йде на турбіни. Співвідношення компонентів регулюється зміною потужності турбіни ТНА окислювача і, відповідно, зміною витрати окислювача.

Сегменти камери згоряння утворюють кільцеву збірну конструкцію, зв'язану внутрішнім і зовнішнім силовими кільцями з титану. Подібна конструкція дозволяє зняття і заміну будь-якого сегмента.

Регенеративна система охолодження сегментів забезпечує послідовне охолодження спочатку в двох напрямках камери згоряння, а потім - соплового блока. Водень надходить у зовнішній регенеративний тракт камери, проходить по ньому вниз і вгору, потім проходить по внутрішньому тракту, після чого подається в сопловий блок із одним контуром охолодження. Передбачається вторинне охолодження рідким киснем для відведення тепла від підігрітого водню і гарячих продуктів згоряння.

Конструкція сегментів камери згоряння утворюється з двох дугоподібних елементів, виконаних із мідного сплаву. Кожний елемент сегмента має внутрішню і зовнішню оболонку з каналами для проходження водню, виконаними шляхом фрезерування на зовнішній оболонці. На зовнішній оболонці встановлена «сорочка» з того ж сплаву, яка з'єднана з нею пайкою і утворює охолодний тракт кисню. Дугоподібна змішувальна головка має в своєму складі кілька десятків триструминних форсунок (пальне - окислювач - пальне), що розміщуються двома рядами в шаховому порядку.

Сопловий блок має трубчасту конструкцію з діаметром трубок до 3 мм і товщиною стінки 0,13 мм із сплаву інконель-625.

Як перспективні РРДУ на двох пальних найчастіше розглядаються двигуни, виконані за замкнутою схемою з використанням кільцевої камери згоряння з центральним тілом. Пневмогідролічна схема РРДУ, виконаного за замкнутою схемою, наведена на рис. 9.2.

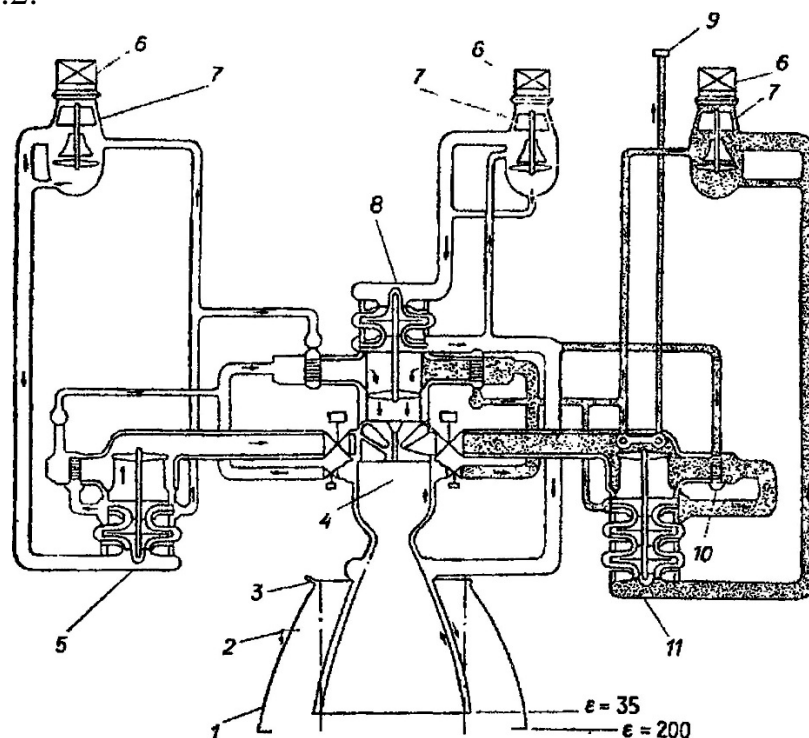


Рис. 9.2. Пневмогідролічна схема РРДУ високого тиску на киснево-вуглецевому паливі з додатковою водневою підсистемою

- 1 - зсувний сопловий насадок; 2 - радіаційне охолодження; 3 - ввід водневої завіси;
- 4 - камера згоряння; 5 - вуглецево-воднева підсистема; 6 - паливний клапан;
- 7 - переднасоси; 8 - киснева підсистема; 9 - магістраль наддування баків;
- 10 - газогенератор; 11 - воднева підсистема

Як пальне використовується рідкий водень і синтетичне вуглецеве пальне RJ-5. Спочатку двигун працює на вуглецевому пальному зі ступенем розширення сопла $\varepsilon = F_a/F_{кр} = 35$, а потім на водні з $\varepsilon = F_a/F_{кр} = 200$ для водню при тиску в камері згоряння $p_k = 20$ МПа. Особливістю такого двигуна є охолодження камери згоряння і початкової ділянки сопла (до ступеня розширення $\varepsilon = 35$) окислювачем - рідким киснем. Можливість реалізації даного варіанта доводиться випробуванням РРДУ з тягою 50 кН. Зсувний насадок сопла, що використовується після переходу на водень, допускає радіаційне охолодження при незначній водневій завісі. Перевагами цієї схеми є:

- зменшення маси двигуна за рахунок виключення камери згоряння, сопла, рульових приладів і системи подачі окислювача (порівняно з використанням двох окремих РРД);
- зменшення маси силової рами і паливної системи;
- зменшення діаметра двигуна.

Друга концепція РРДУ на двох пальних базується на використанні сегментних модулів камер згоряння, розташованих навколо центрального тіла. Рідкий водень і вуглецеве пальне спалюються в різних камерах. Продукти згоряння розширюються в соплі з центральним тілом, при цьому на початковому етапі польоту використовуються обидва види пального, а на великій висоті – лише водень. Вуглецеве пальне подається в зовнішні камери згоряння, а водень - у внутрішні. Одним із варіантів цієї концепції є двигун з комбінацією звичайної газогенераторної (для вуглецевого пального) і замкнутої (для водню) схем. В обох схемах передбачається по два газогенератори з надлишком пального для виробництва робочого тіла турбін. Газ після турбіни двигуна відкритої схеми подається в донну область центрального тіла. Тяга двигунів регулюється через потужність турбін регулятором витрати окислювача в газогенератор. Струмінні переднасоси забезпечують необхідний тиск на входах в основні паливні насоси.

Керування польотом при використанні двигунів із центральним тілом передбачається здійснювати за рахунок різнотяговості модулів при максимальному прискоренні $3g_0$. Різнотяговість може бути досягнута шляхом застосування базового тягового модуля, що включає камеру згоряння, ТНА, поверхню розширення і блок керування. В цілому двигун має складатись з парного числа модулів. Охолодження забезпечується рідким воднем. На другому етапі польоту невелика кількість водню внутрішньої камери згоряння забезпечує охолодження непрацюючої камери. Конструкція камери згоряння виконується із сплаву міді з фрезерованими каналами охолодження.

У перспективних схемах РРДУ подвійного розширення використовується звичайне сопло, рис. 9.3.

Як пальне передбачається використання водню (на всій активній ділянці польоту) і вуглецевого пального на першому етапі.

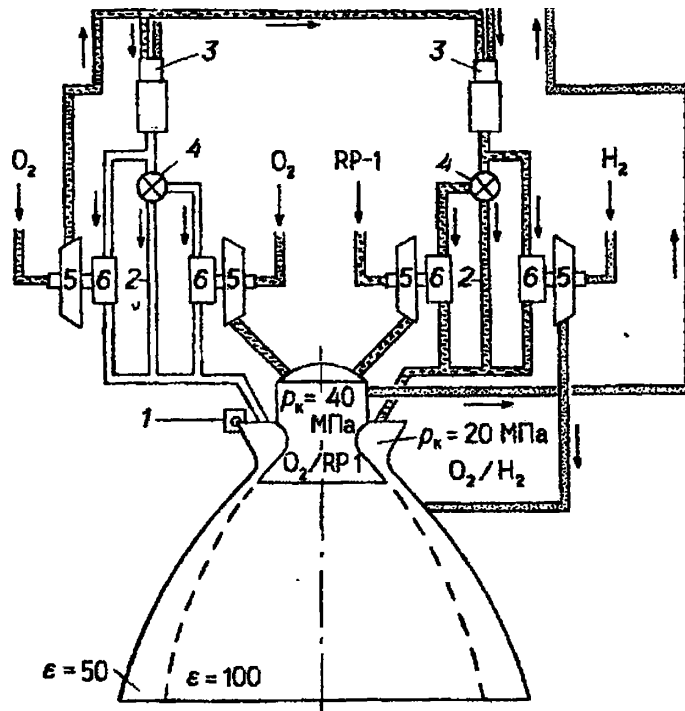


Рис. 9.3. Схема РРДУ з соплом подвійного розширення:
 1 - привід і ущільнювальний пристрій; 2 - байпас турбіни; 3 - газогенератор;
 4 - клапан; 5 - насос; 6 – турбіна.

Двигун має центральну і кільцеву камери згоряння; на великій висоті працює лише остання. Запропонована схема має наступні переваги:

1) на рівні моря обидві камери згоряння працюють одночасно, забезпечуючи великі значення тяги і питомого імпульсу; тиск у центральній камері, куди подається вуглецеве пальне, може досягати 25÷40 МПа, а тиск у кільцевій (водневій) камері - 10÷20 МПа;

2) на великій висоті, де необхідна менша тяга, працює лише кільцева камера згоряння;

3) для збільшення маси корисного вантажу, що виводиться на навколоремну орбіту, можна оптимізувати використання комбінації двох паливних пар;

4) високий тиск у камерах згоряння і загальне сопло дозволяють створити компактний двигун, зручний для розміщення в ракеті-носії, особливо у випадку обмеженого діаметра;

5) унікальне поєднання сопел утворює подвійний критичний перетин;

6) схема двигуна забезпечує максимальне використання хімічної енергії високоенергетичних палив для створення тяги і необхідної потужності ТНА.

Регенеративне охолодження здійснюється за допомогою рідких водню і кисню, причому водень використовується для охолодження зон з високим тепловим потоком, а кисень – із низьким. Остання концепція має очевидні переваги перед попередніми варіантами РРДУ, за винятком, можливо, двигуна з лінійним модулем камер і центральним тілом.

9.7 Основні конструктивні схеми ракетних двигунів на твердому паливі

Ракетні двигуни на твердому паливі (РДТП) стали першим типом ракетних двигунів, що знайшли практичне застосування. Вони широко використовуються в ракетній і ракетно-космічній техніці.

Сучасні РДТП виготовляють в широкому діапазоні параметрів: тяга їх може складати від десятків до мільйонів ньютонів, час роботи - від часток секунди до декількох сотень секунд, тиск в камері згорання - від декількох одиниць до сотень мегапаскалів. РДТП є високонапруженою тепловою машиною, його вузли і елементи конструкції працюють в діапазоні температур від - 50 до 3500°C в умовах різнобічного силового навантаження в статичному і динамічному режимах.

Досвід експлуатації виявив, що ракети з РДТП в порівнянні з ракетами, оснащеними РРД, мають наступні переваги:

- вищою надійністю, можливістю тривалого (до 15 років і більше) зберігання в повністю спорядженому виді і в постійній готовності;
- простотою конструкції ракети і наземного устаткування, внаслідок чого скорочується чисельність обслуговуючого персоналу і спрощуються умови експлуатації;
- меншою вартістю виготовлення і експлуатації ракетного комплексу.

РДТП мають ряд особливостей, які необхідно враховувати при створенні і відробітку твердопаливних двигунів і оцінці їх рівня в порівнянні з РРД:

а) конструктивна простота, висока міра механізації і автоматизації при виготовленні основних вузлів РДТП; можливість прямого контролю більшості складових частин в процесі виробництва на дію основних штатних навантажень забезпечують створення безвідмовної техніки при низьких трудовитратах;

б) високі експлуатаційні якості; не потрібні ніякі регламентні роботи протягом гарантійного терміну.

В той же час роботи із створення РДТП є виключно складними, "наукомісткими", включають проведення великого об'єму розрахунково-експериментальних досліджень.

Сучасні великогабаритні РДТП відрізняються:

- неоднорідністю продуктів згорання твердого палива (до 40% конденсованої фази із складним спектром розподілу часток по розмірах і різкою їх еволюцією за час їх перебування в двигуні);
- великою площею поверхні захисних матеріалів, що руйнуються при взаємодії з продуктами згорання твердого палива в умовах високих температур і градієнтів температур;
- складністю структур композиційних матеріалів, які складають більше 90% маси конструкції.

Одна з найважливіших особливостей РДТП полягає в тому, що вони є органічною частиною ракети і складають її основні конструктивні елементи. Незважаючи на простоту конструкції, РДТП є складною технічною системою, в якій кожна підси-

стема (корпус, сопловий блок та ін.) нерозривно пов'язана конструктивно в одне ціле.

Великогабаритні РДТП характеризуються рівнем масової досконалості (відношення маси конструкції до маси заряду твердого палива) для верхніх ступенів ракет не більше 0,08, а коефіцієнт об'ємного заповнення камери двигуна паливом (відношення об'єму твердопаливного заряду до внутрішнього об'єму камери) досягає 0,92-0,95.

Загальна характеристика РДТП і його складових частин

РДТП використовують у літальних апаратах багатьох типів: балістичних ракетах, космічних системах і ракетах-носіях, крилатих ракетах і літаках, зенітних і авіаційних ракетних комплексах. РДТП можна застосовувати як основні маршеві двигуни ракети або як допоміжні двигуни для управління літальним апаратом, відділення ступенів і блоків, гальмування і м'якої посадки, аварійного порятунку космічних кораблів і індивідуальних капсул пілотів.

До основних вузлів і конструктивних елементів РДТП відносять корпус, сопловий блок, заряд, систему запуску, вузли відсічення (припинення дії) тяги і аварійного виключення двигуна, допоміжні пристрої.

Корпуси РДТП можуть мати різну форму: циліндричну, конічну, сферичну, овалюїдну або торову. Можливі і комбіновані форми корпусу. Корпус може бути цілісним або роз'ємним, розділеним на секції, таким, що має відокремлені днища. Як матеріал корпусу застосовують високоміцні сталі, титанові сплави, склопластики, органічні пластики, вуглепластики. У ряді випадків доцільні комбінації цих матеріалів, наприклад корпуси з титанових сплавів, зміцнених шаром склопластика.

У РДТП використовують паливо двох основних типів: баліститне, що є колоїдним розчином нітроклітковини в нітрогліцерині, і сумішеве, таке, що є механічною сумішшю твердих мілкодисперсних часток окисника і пального єднального.

Паливо в РДТП зазвичай використовують у вигляді окремих блоків-зарядів або шашок. Двигун може мати один моноблочний заряд або декілька зарядів-шашок. Заряди кріпляться в корпусі двигуна спеціальними пристроями або міцно скріплюються з його внутрішньою поверхнею. Поверхнею горіння можуть бути торець заряду, його зовнішня поверхня або (зазвичай) внутрішній канал заряду, що має циліндричну, зіркоподібну або складнішу форму.

РДТП, призначені для літальних апаратів з керованим рухом, мають спеціальні органи управління для зміни напрямку і величини вектору тяги.

Для управління вектором тяги по напрямку може використовуватися основне сопло двигуна або пристрій для локальної дії на струмінь газоподібних продуктів згоряння. Основне сопло двигуна, використовуване для управління, має роз'єм, що розділяє рухливу і нерухому частини сопла. Залежно від місця роз'єму розрізняють поворотні управляючі сопла (ПУС), що мають можливість обертатися цілком, коливаючі управляючі сопла (КУС), що мають роз'єм в дозвуковій частині сопла, і розрізні управляючі сопла (РУС), що мають роз'єм в надзвуковій частині сопла. Використовують також обертаючі управляючі сопла (ОУС), з несиметричним сопловим трактом, які можуть обертатися відносно деякої осі.

Для кріплення рухливої частини управляючого сопла можна використовувати еластичні опорні шарніри, гідравлічні, карданні і цапфові підвіси.

Локальна дія на струмінь продуктів згоряння можна здійснювати шляхом вдуву газів (що перепускаються з камери згоряння або спеціального газогенератора) або уприскування рідини. Використовують також спеціальні механічні пристрої – газове кермо, інтерцептори, тримери, дефлектори.

Регулювання тяги РДТП за величиною здійснюється зміною площі критичного перерізу основного сопла або спеціальними пристроями.

Заплановане або аварійне припинення (відсічення) дії тяги двигуна досягається розкриттям сопел протитяги, відділенням сопла або гасінням заряду твердого палива. Можливо також повне відділення двигуна від літального апарату.

Важливим елементом РДТП є система запуску двигуна. Для займання основного заряду використовують спеціальні легкозапальні склади, що ініціюються пірозасобами по сигналах від системи управління. Займистий пристрій (запальник) можна встановлювати на передній кришці двигуна, в соплі або безпосередньо на заряді твердого палива.

Потрібна якість процесу займання заряду (а значить, і темп виходу двигуна на режим) забезпечується не лише запальником, але і спеціальними пристроями – заглушками, що встановлюються в соплі двигуна, які спрацьовують (відкривають сопловий тракт) при заданому тиску в двигуні.

Процес проектування РДТП полягає в подоланні протиріч, оскільки вимоги, що одночасно пред'являються, по максимальному значенню питомого імпульсу тяги, по максимальному заповненні камери згоряння двигуна паливом при мінімальній масі конструкції та задоволення вимогам до внутрішньобалістичних параметрів і габаритних обмежень, визначають необхідність пошуку раціонального поєднання основних проектних параметрів і оптимального варіанту конструктивно-компонувальними схеми РДТП. Мінімізація маси і габаритів із забезпеченням вимог по надійності і енергетичним характеристикам є неодмінним критерієм раціональності створеної конструкції РДТП.

Конструктивно-компонувальна схема РДТП визначає вигляд ракетного двигуна, який відображає сукупність основних конструктивних вузлів і його елементів, що виконують у виробі основні або допоміжні функції, зв'язки між ними. Конструктивно-компонувальна схема пояснює основні принципові технічні рішення і послідовність процесів, що здійснюються при роботі РДТП.

Конструктивно-компонувальна схема двигуна включає: конструктивну схему камери згоряння; конструктивну схему соплового блоку; конструктивну схему закріплення двигуна у виробі.

Розрізняють наступні види конструктивних схем камер згоряння РДТП: моноблочна, багатокамерна тандемної схеми, багатокамерна пакетної схеми, багатокамерна газопов'язана тандемної схеми, багатокамерна газопов'язана пакетної схеми.

Конструктивні схеми соплових блоків можуть бути виконані у виді:

- односоплової схеми з соплом на днищі корпусу;
- односоплової схеми з розсувним соплом на днищі корпусу;
- односоплової схеми з соплом на бічній поверхні корпусу або на газозоді;
- багатосоплові схеми з соплами на днищі корпусу;

- багатосоплові схеми з соплами на бічній поверхні корпусу або на газоході.

За схемою закріплення двигуна у виробі розрізняють наступні види схем:

- подовжня зі штовхаючим двигуном; подовжня з двигуном, що тягне; поперечна;

- складне просторове розташування двигуна.

Конструктивно-компонувальна схема РДТП обумовлює:

- конструктивно-технологічні рішення, що приймаються, способи виготовлення, випробувань, зборки, експлуатації;
- розчленовування конструкції РДТП на агрегати і вузли; міцність РДТП;
- форму РДТП і габаритні обмеження; вибір місця розташування стикувальних вузлів.

Правильний і технічно обґрунтований вибір конструктивно-компонувальної схеми РДТП визначає функціональні можливості ракети і комплексу ракетної зброї в цілому. Тому вже на ранніх стадіях розробки РДТП і ракетних комплексів повинен проводитися системний аналіз конструктивно-компонувальних схем РДТП, що включають наступні основні напрями, :

- вивчення досвіду розробки конструктивно-компонувальних схем двигунів попередніх поколінь;
- визначення шляхів і напрямів розробок з метою розгортання випереджаючих науково-дослідних робіт;
- пошук нових напрямів вдосконалення конструктивно-компонувальних схем двигунів;
- техніко-економічний аналіз варіантів технічних рішень за конструктивно-компонувальними схемами РДТП, у тому числі аналіз застосування перспективних конструкційних, теплозахисних і ерозійно-стійких матеріалів і високоефективних сумішевих твердих ракетних палив (СТРП);
- пошук оптимальних методів і засобів відробітку двигунів з урахуванням проєктованої конструктивно-компонувальної схеми двигуна;
- вивчення можливостей промислової і експериментальної баз;
- визначення раціональних і реальних шляхів по зниженню технічного ризику при відробітку двигуна на стадії дослідно-конструкторських робіт.

З появою в 50-х роках сумішевих твердих ракетних палив (СТРП) технологією виготовлення зарядів були принципово усунені обмеження по їх габаритних розмірах. Практично діаметр створених вкладних зарядів із СТРП досягав 0,9 м, а довжина 2,5-3 м. Створення СТРП з відповідними фізико-механічними властивостями у поєднанні з певними конструктивними рішеннями завдяки міцному скріпленню заряду з корпусом двигуна забезпечило можливість істотно підвищити коефіцієнт об'ємного заповнення камери згоряння двигуна паливом. Найбільш досконалі маршеві РДТП на 92-95% заповнені паливом, тоді як на ранніх етапах розвитку РДТП коефіцієнт об'ємного заповнення складав 0,6-0,7.

РДТП балістичних ракет

Конструктивно-компонувальні схеми твердопаливної ракети і маршових РДТП взаємно пов'язані, оскільки РДТП складають найважливіший елемент усієї ракети і

визначають її вигляд. На першому етапі створення твердопаливних ракет конструктивно-компонувальні схеми маршових РДТП не мали істотних габаритних обмежень, що накладаються конструктивно-компонувальною схемою ракети. Це було пов'язано з експлуатацією ракетних комплексів, які передбачали стаціонарні наземні і шахтні стартові споруди.

Надалі при застосуванні маршових РДТП в балістичних ракетах стратегічного призначення рухливого наземного і морського базування на конструктивно-компонувальні схеми двигунів були накладені габаритно-масові обмеження, які зумовили пошук і реалізацію досконаліших конструкцій усіх найважливіших елементів РДТП (корпусу, соплового блоку, заряду).

Розглянемо конструкції типових маршових РДТП перших вітчизняних балістичних ракет стратегічного призначення.

Конструкція маршового РДТП I ступеню балістичної ракети наведена на рис. 9.4.

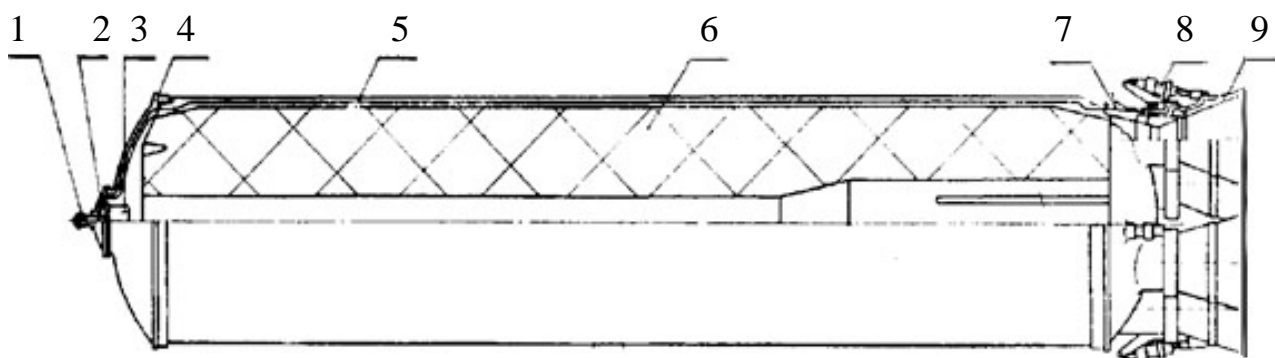


Рис. 9.4. Конструкція маршового РДТП I ступеня балістичної ракети

Двигун – моноблочний чотирьохсопловий, із зарядом із СТРП, міцно скріпленим з корпусом; складається з переднього днища 4 з запальним пристроєм (ЗП), корпусу 5 із зарядом 6 і заднього днища 7 з чотирма сопловими блоками 9. Збірку днищ з корпусом здійснюють за допомогою клинових з'єднань. У зібраному виді двигун герметичний. Корпус 5 і днища 4, 7 зварні, виконані з високоміцної легованої сталі.

Переднє днище 4 має центральну горловину з кришкою 2 для кріплення ЗП і вузла аварійного виключення двигуна (АВД), а заднє днище 7 - чотири патрубкі для кріплення соплових блоків 9. Корпус і днища з внутрішньої сторони захищені від дії продуктів згоряння теплозахисним покриттям.

Органами управління є чотири розрізні сопла 9 з роз'ємом в надзвуковій частині. Проміжок між тією, що коливається і нерухомою частинами сопла герметизується еластичною гумовотканинною манжетною. Гойдання кожного сопла здійснюється в одній площині автономними електрогідравлічними рульовими машинами 8. Управління польотом ракети по кутах тангажу, ристання і крену забезпечується відхиленням сопел попарно в двох взаємно перпендикулярних площинах.

Силова частина конструкції сопла виконана з титанових сплавів. У сопловому тракті застосовані деталі, виготовлені з ерозійно-стійких пластмас, високощільного графіту і вольфрамового сплаву.

Заряд 6 міцно скріплений з корпусом 5 двигуна за допомогою клейового складу, нанесеного на асболовсановий захиснокріплячий шар корпусу, і виконаний у вигляді моноблока, з центральним круглим каналом, чотирма довгими і чотирма короткими щілинами, рівномірно розташованими по колу з боку заднього днища, і кільцевою проточкою на передньому торці заряду. Для зняття температурної напруги заряду по передньому торцю розкріплений з корпусом за допомогою манжети.

Двигун запускається шляхом подачі електричного імпульсу на піропатрон 1 запобіжного типу, від якого спрацьовує піротехнічний запальник 3 і своїми продуктами згоряння запалює твердопаливний заряд 6. Двигун працює до повного вигорання палива. У його конструкції передбачений пристрій для аварійного виключення, що складається з детонуючого подовженого заряду (ДПЗ) і електродетонатора запобіжного типу, встановлених на кришці 2 переднього днища РДТП. При нерозрахунковому відхиленні ракети від траєкторії по команді від системи управління спрацьовує електродетонатор, який ініціює ДПЗ, встановлений на зовнішній поверхні кришки 2. Кумулятивний струмінь ДПЗа зрізає кришку, і заряд перестає горіти із-за різкого скидання тиску.

На рис. 9.5 наведена конструкція РДТП верхнього ступеня балістичної ракети.

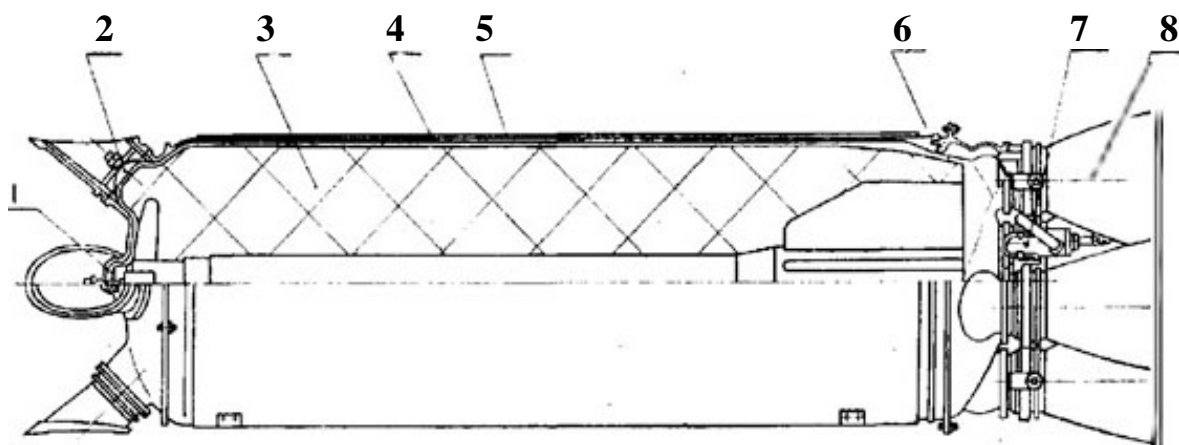


Рис. 9.5. Конструкція маршового РДТП верхнього ступеня балістичної ракети

Двигун – моноблочний чотирьохсопловий, із зарядом із СТРП, міцно скріпленим з корпусом.

Корпус 4 зварної конструкції виготовлений з високоміцної легованої сталі і складається з переднього днища і обичайки. Переднє днище є зварною конструкцією, в яку входять штаповане днище еліптичної форми, передній шпангоут, центральна горловина і патрубки вузлів відсічення тяги. Циліндрична частина корпусу - комбінована, така, що складається із сталеві обичайки із заднім шпангоутом, яка зміцнена намотуванням однонапрявленого склопластика 5. До корпусу 4 двигуна за допомогою клинового з'єднання пристиковується заднє днище 6. Заднє днище 6 зварної конструкції – з штапованої заготівки, шпангоута і чотирьох сферичних патрубків. У зібраному стані двигун герметичний.

З внутрішньої сторони корпус і заднє днище захищені від дії продуктів згоряння теплозахисними покриттями. Зовнішні поверхні корпусу, заднього днища і соплових патрубків для захисту від аеродинамічного нагріву і теплової дії газових струменів покриті сублимуючим покриттям.

Вузли відсічення тяги виконані з титанового сплаву, розтруби відсічень – із склопластика.

Органами управління тягою двигуна по напрямку служать розрізні управляючі сопла (РУС) 8 з роз'ємом у надзвуковій частині. Гойдання кожного сопла здійснюється в одній площині, і при взаємно перпендикулярному розташуванні осей гойдання забезпечується управління у польоті ступенем ракети по кутах тангажу, ристання і крену. Як приводи органів управління використовують автономні електрогідравлічні рульові машини 7. Роз'ім між рухливою і нерухомою частинами сопла герметизують за допомогою гумовотканинної манжети. Силова частина конструкції сопла виконана з титанового сплаву. У газовому тракті сопла застосовані ерозійно-стійкі пластмаси, високоміцний графіт і піровольфрам

Заряд 3 є моноблоком з переднім і заднім розташуванням щілинних компенсаторів. Горіння заряду відбувається по поверхнях центрального круглого каналу, заднього торця заряду, задніх і передніх щілин. Чотири передні щілини заряду розташовано в площинах стабілізації і забезпечують можливість включення вузлів відсічення тяги через 15с після початку роботи РДТП. Вісім задніх щілин заряду розташовано один відносно одного під кутом 45° . Заряд виготовляють литвом під тиском безпосередньо в камеру згоряння двигуна, де проходить режим полімеризації. Заряд 3 міцно скріплений з корпусом 4 РДТП через склеювальний підшар і захиснокріплячий шар.

Для зниження рівня напруги, що виникає при експлуатації двигуна, заряд з боку переднього торця розкріплено за допомогою гумової манжети на тканинній основі.

Запуск двигуна здійснюється подачею електричного імпульсу на піропатрон запобіжного типу, встановлений на передню кришку 1 двигуна. Від піропатрона спрацьовує піротехнічний запальник, а потім запалюється твердопаливний заряд.

Двигун вимикається в два ступені за допомогою послідовного спрацьовування двох пар відсічень тяги 2 після подачі попередньої і головної команд на електродетонатори, які ініціюють детонуючі заряди, що забезпечують відрив кришок відсічень. При витіканні газів через сопла відсічень створюється необхідна протитяга. Вузли відсічень тяги 2 можна використовувати і для аварійного виключення двигуна.

РДТП допоміжного призначення

До РДТП допоміжного призначення прийнято відносити енергетичні установки, що забезпечують функціонування маршових двигунів балістичних ракет, а також окремих систем бойових і ракетно-космічних комплексів.

РДТП допоміжного призначення підрозділяють на наступні основні групи: систем відділення і розподілу; гальмування і м'якої посадки; розведення; управління; систем аварійного порятунку та ін.

З усього різноманіття РДТП допоміжного призначення можна виділити дві узагальнені групи двигунів: імпульсні двигуни, призначені для створення імпульсу тяги і працюючі порівняно малий час (приблизно 5с); двигуни, супроводжуючі роботу маршового двигуна, час роботи яких порівняний з часом роботи основного (маршового) РДТП (приблизно 60 – 100с).

Двигуни цих груп мають свої специфічні особливості, які необхідно враховувати конструктору при проектуванні і відробітку.

Характерною особливістю імпульсних РДТП є, як правило, реалізація досить високого внутрішньокамерного тиску при роботі (приблизно 10-30 МПа). Для двигунів другої групи характерним є застосування твердопаливного заряду торцевого горіння при рівні номінального тиску в камері згоряння приблизно 4-10 МПа.

Конструктивно РДТП допоміжного призначення відрізняються складним просторовим розташуванням окремих агрегатів і вузлів: соплові блоки скомпоновані під різними кутами до осі корпусу двигуна, корпус і заряд двигуна можуть складатися з декількох частин, розташованих під кутом один до одного і т. д. Це обумовлено тим, що зона розміщення таких РДТП дуже обмежена. В той же час, маса допоміжних двигунів складає зазвичай незначну частину загальної маси технічної системи або агрегату, що дозволяє конструктору використовувати нетрадиційні рішення при виборі конструктивно-компонувальної схеми двигуна.

У допоміжних РДТП, що використовуються у порівняно нескладних системах або експлуатуються в широкому температурному діапазоні ($\pm 50^\circ\text{C}$), застосовують вкладні заряди з баліститних ракетних твердих палив. У досконаліших системах використовують двигуни з міцно скріпленими зарядами із СТРП.

Конструктивно-компонувальні схеми РДТП допоміжного призначення різноманітні і в основному визначаються призначенням РДТП і умовами компоновання їх у складі ракети, ступеня, відсіку і рухової установки. До сучасних допоміжних двигунів пред'являють досить високі вимоги з енергомасових характеристик, що обумовлює необхідність при виборі конструктивно-компонувальної схеми орієнтуватися на використання найбільш прогресивних технічних рішень і матеріалів. Як правило, допоміжні двигуни мають мінімальне число роз'ємних з'єднань, в них широко використовуються конструктивні вузли і елементи (кришки, перехідники і т. п.) складної просторової форми, що отримуються литвом і зварюванням.

У імпульсних двигунах застосовують в основному заряди твердого палива з центральним каналом круглого, циліндроконічного або зіркоподібного перерізу. У двигунах з великим часом роботи використовують заряди торцевого горіння, які по зовнішній поверхні виконані конічними. У двигунах з міцно скріпленими зарядами для компенсації напруги, що виникає в процесі експлуатації на межі корпус – заряд, застосовують конструктивне розкріплювання заряду за допомогою спеціальних манжет, що є частиною конструкції корпусу двигуна.

У системах займання допоміжних РДТП використовують ті ж конструктивні елементи і рішення, що і у великогабаритних маршових двигунах (піротехнічні запальники, піропатрони, механізми оберігання та ін.). Запуск малогабаритних РДТП здійснюють безпосередньо від піропатрона.

При виборі конструктивної схеми і розробці конструкції імпульсних двигунів конструктору доводиться вирішувати питання про необхідність і доцільність застосування теплозахисних покриттів. Багато двигунів цієї групи не мають спеціального теплозахисного покриття. При розробці конструктивних схем двигунів масою більше 50 кг необхідно передбачати місця опор і захоплення двигунів вантажопідйомними засобами і механізмами.

При розробці конструктивних схем двигунів масою більше 50 кг необхідно передбачати місця опор і захоплення двигунів вантажопідйомними засобами і механізмами.

У ракетно-космічних системах зазвичай використовують декілька однакових або таких, що трохи відрізняються один від одного допоміжних двигунів. У зв'язку з цим при розробці мають бути передбачені конструктивні елементи (настановні штифти, шпонки і т. п.), що унеможливають неправильну установку двигуна в систему або агрегат ракети.

Іноді при виборі конструктивно-компонувальної схеми РДТП визначальними стають питання уніфікації. Використання трудомістких і відпрацьованих раніше конструктивних елементів не лише економічно вигідно, але і дозволяє істотно скоротити терміни виробітку.

Розглянемо детальніше найбільш типові конструктивно-компонувальні схеми РДТП допоміжного призначення.

Конструкція односоплового РДТП відділення приведена на рис.9.6.

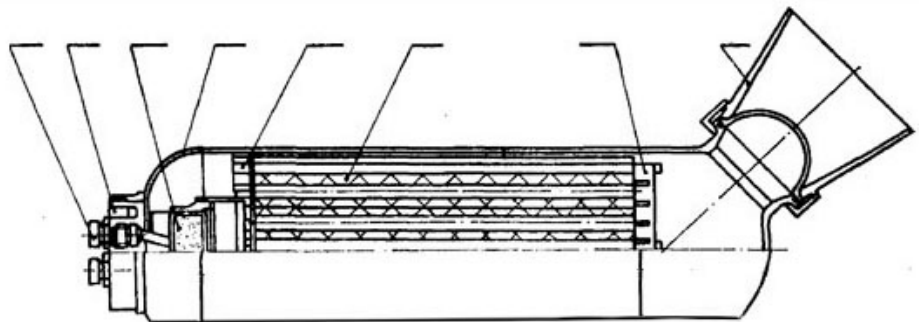


Рис. 9.6. Конструкція односоплового РДТП відділення

Односопловий РДТП відділення забезпечує максимальну простоту конструкції, її технологічність і мінімальну масу. При цьому з урахуванням умов компоновки стаціонарне сопло розташоване під кутом 45° до базової осі двигуна. Корпусом 4 двигуна є металева нероз'ємна конструкція, виготовлена зварюванням раскатної обичайки з переднім і заднім днищами. Переднє днище – штампозварної конструкції, що має торосферичну форму, заднє днище корпусу – сферичне з бічним входом в сопловий блок. Заряд 6 вкладний, складається з неброньованих шашок баліститного палива, вільно поміщених усередині корпусу і обмежених з двох сторін ґратами 5 і 7. Для внутрішнього теплового захисту корпусу і ґрат використовують лакофарбне покриття. Передня кришка 2 кріпиться за допомогою різьбового з'єднання з корпусом двигуна і служить для розташування вузла займання (два піропатрони 1 і запальник 3 із навіски крупнозернистого димного пороху, поміщені в герметичний алюмінієвий футляр). Конструкція розтруба сопла 8 (зварна із сталі) кріпиться з корпусом за допомогою накладної гайки.

Конструкція двохоплового РДТП призначеного для відділення і відведення частини ракетної системи приведена на рис. 9.7

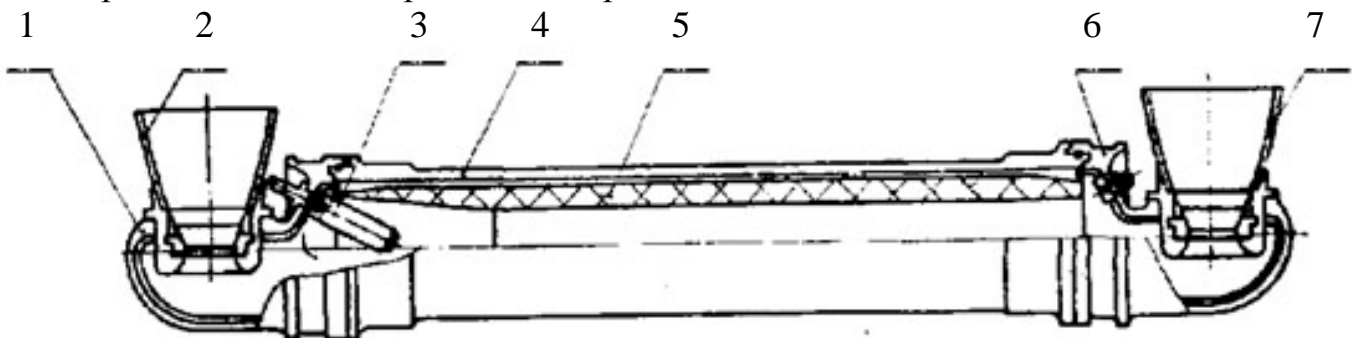


Рис. 9.7. Конструкція двохоплового РДТП відділення

Це моноблочний РДТП з двома стаціонарними однаковими соплами, встановленими перпендикулярно осі двигуна, на двох відокремлених днищах. Двигун складається з корпусу 4 із зарядом 5, передньої кришки 1 з соплом 2, задньої кришки 6 з соплом 7, запальника 3 і піропатронів. Корпусом 4 двигуна є металева зварна конструкція, що складається з циліндричної зварної обичайки і двох однакових шпангоутів, до яких за допомогою шпоночних з'єднань кріплять переднє і заднє днища з соплами. Заряд 5, міцно скріплений з корпусом 4, виготовляють методом литва під тиском безпосередньо в корпус з наступною полімеризацією. Циліндрична форма заряду забезпечує прогресивний характер кривої зміни тяги (тиску) у функції часу на початковій ділянці роботи двигуна і постійний – на сталому режимі роботи. Передня і задня кришки є сферичним днищем з патрубком, який має форму півконуса, що переходить в півсферу. Конструкції сопел 2, 7 виконані за класичною схемою і складаються з традиційних частин: вхід, вкладиш критичного перерізу, розтруб. Сопла кріплять до кришок за допомогою шпонок.

Запуск РДТП проводиться двома піропатронами по команді від системи управління. При спрацьовуванні піропатронів відбувається запалення запальника 3. Форс полум'я від запальника поширюється уздовж каналу заряду 5 і запалює його. Горіння заряду відбувається по поверхні центрального круглого каналу і по торцях заряду.

Конструкція малогабаритного РДТП відділення наведена на рис. 9.8.

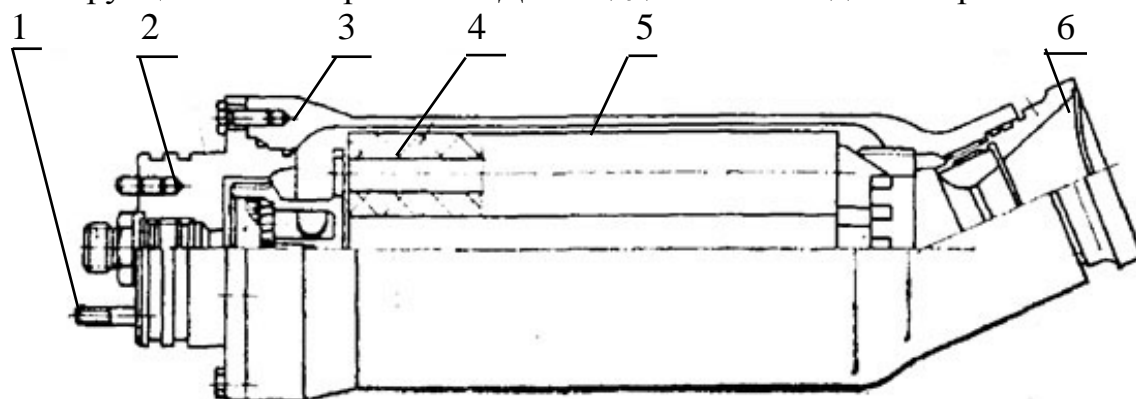


Рис. 9.8. Конструкція малогабаритного РДТП відділення

У конструкції малогабаритного двигуна відділення камера згорання складається з корпусу 5 і кришки 2, що є нетеплоізованими конструкціями. Сопло 6 встановлено в корпус 5 під кутом до осі двигуна. Конструкційний матеріал корпусу двигуна – титановий сплав. Сопло 6 складається з вкладиша критичного перерізу (молібденний сплав) і розтруба (корозійностійка сталь). Заряд 4 – набір трубчасто-циліндричних шашок з баліститного палива. Система запуску - два піропатрони 1, запальник 3, що є навіскою крупнозернистого димного порошу в алюмінієвому футлярі, матриця і розсікач.

Конструкція малогабаритного РДТП спеціального призначення для гальмування і уводу різних систем ракети наведена на рис. 9.9.

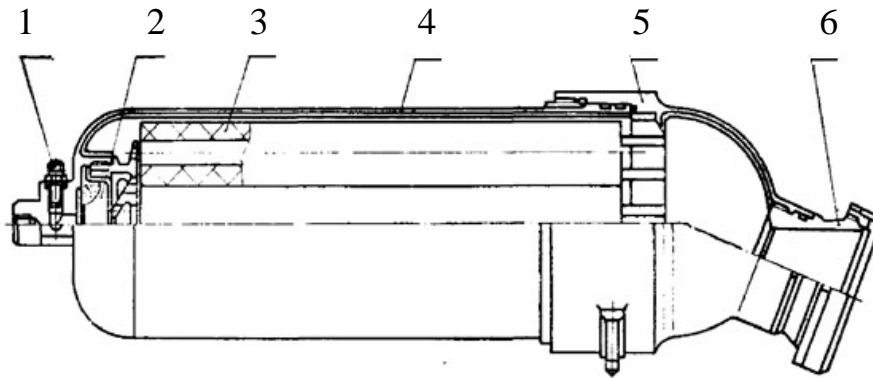


Рис. 9.9. конструкція РДТТ гальмування і уводу різних систем ракети

Малогабаритний двигун спеціального призначення використовують для гальмування і відведення різних систем ракети. Камера згоряння РДТТ складається з корпусу 4 і кришки 5, які уявляють собою зварні теплоізовані конструкції. Сопло 6 встановлено в кришці 5 під кутом (кут вибирають конструктивно з умов компонування) до осі двигуна. Заряд 3 - набір трубчасто-циліндричних шашок з баліститного палива. Система запуску включає електрозапальник 1 і запальник 2 що є навіскою димного порошу.

Конструкція двигуна для гальмування частини ракети-носія на ділянці його приземлення представлена на рис. 9.10.

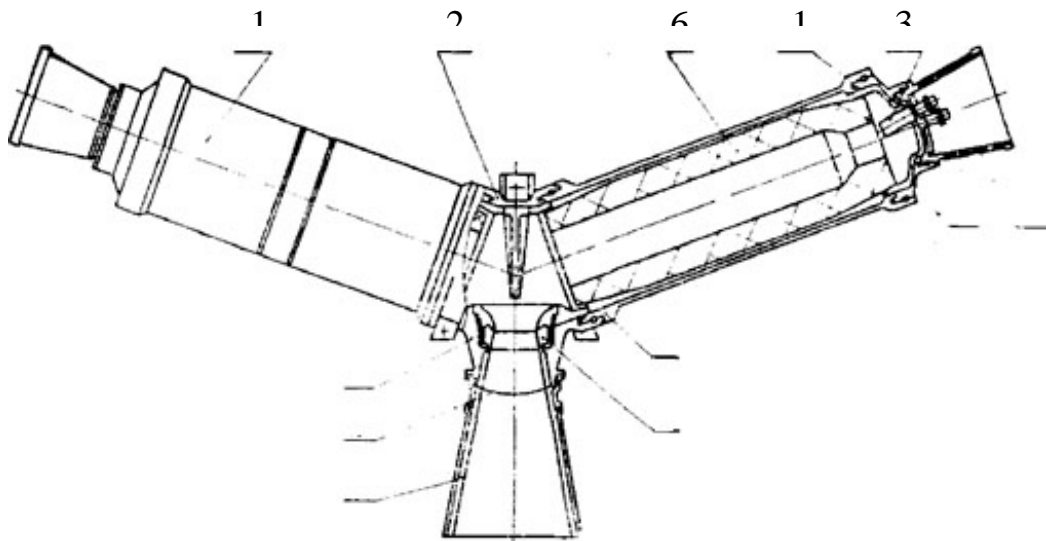


Рис. 9.10. Конструкція РДТТ гальмування частини ракети-носія на ділянці його приземлення

Двигун складається з двох секцій 1, які з'єднуються один з одним через перехідник 2 з соплом 8. Секції розташовані під кутом 70° до осі сопла. Пуск двигуна здійснюється з двох сторін від займистих пристроїв 3, розташованих на днищах секцій 5. Для забезпечення тягочасової діаграми роботи двигуна (ступінчасте зменшення результуючої тяги) в конструкції РДТТ передбачені вузли відсічення тяги 4. Заряд 6 складається з двох секцій; його виготовляють з сумішевого твердого палива методом литва під тиском безпосередньо в полу- корпуси з наступною полімеризацією. Кожна секція заряду є моноблоком із ступінчастим циліндричним каналом. Напівкорпус 7 є металевою зварною конструкцією, посиленою склопластиком, з нанесеним на внутрішню поверхню теплозахисним покриттям. Напівкорпуси з'єднуються з пере-

хідником за допомогою шпоночного з'єднання. Днища секцій 5 - металеві сферичні оболонки з двома фланцями для стикування з напівкорпусом і вузлом відсічення тяги 4. Для захисту днищ від теплової і ерозійної дії продуктів згоряння на внутрішню поверхню їх нанесено теплозахисне покриття. Вузол відсічення тяги 4 включає відсічення з покриттям і розтруб, зістиковані за допомогою байонетного з'єднання. Перехідник 2 складається з власне перехідника і сопла. Внутрішня поверхня перехідника теплоізолювана. Сопло 8 складається з корпусу 11, розтруба 9 і заглушки 10. Корпус 11 - металевий, є силовим елементом розтруба 9, який виготовляють з вуглепластика. Заглушка 10 з алюмінієвого сплаву служить для герметизації внутрішньої порожнини двигуна.

Система пуску двигуна включає піропатрони запобіжного типу і піротехнічні запальники. Спрацьовування вузлів відсічення тяги 4 відбувається по команді від системи управління на електродетонатори і від них задіють детонуючі подовжені заряди і розкриваються отвори в півсфері відсічення тяги.

10 ПРОЕКТУВАННЯ КОРПУСІВ РАКЕТ-НОСІЇВ

10.1 Складові частини комплексного завдання раціонального конструювання ракетних конструкцій

Кінцева мета конструювання – створення машини, системи чи окремої її частини, що забезпечує виконання заданих функцій з найбільшою ефективністю. До основних показників, які визначають ефективність, відносяться: корисна віддача, вартість, довговічність, надійність, живучість. Сутність і ступінь значимості зазначених показників залежать у першу чергу від призначення об'єкта конструювання.

Для корпусів ракет основним показником ефективності є, як правило, маса конструкції. Корисна віддача буде максимальною, якщо в результаті конструювання створюється корпус мінімальної маси. При конструюванні деяких відсіків корпусу як основний використовується більш загальний комплексний показник, що включає масові, аеродинамічні, об'ємні та інші характеристики.

Поряд з виконанням вимог щодо досягнення екстремальних значень основного показника ефективності для корпусів ракет (маси конструкції) повинні забезпечуватися такі показники:

- мінімальна вартість (що характеризується, в основному, технологічністю конструкцій),
- заданий гарантійний термін експлуатації (гарантійний ресурс довговічності),
- необхідна імовірність безвідмовної роботи конструкції корпусу (як один з показників надійності ракети),
- задана стійкість до впливу нетрадиційних зовнішніх факторів (як один з показників живучості).

Завдання конструювання корпусів ракет за критерієм мінімальної маси полягає у виборі оптимальних характеристик конструктивно-силової схеми, тобто типу і марки матеріалу, типу, конфігурації і розмірів силових і основних несилкових елементів. При цьому вважаються заданими (чи обраними раніше) геометрична форма і розміри відсіків. Більш загальними є завдання конструювання, у яких конструктивно-силова схема відсіку вибирається одночасно з його формою і розмірами. Так, наприклад, головний аеродинамічний обтічник доцільно розробляти, варіюючи його геометричною формою, враховуючи при цьому зміну його маси й аеродинамічного опору.

Якщо ракета призначається для розміщення в пусковій установці з обмеженими габаритами, то при конструюванні її відсіків, у першу чергу паливних, найкращих результатів можна домогтися, одночасно вибираючи їх форму, розміри і конструктивно-силову схему. Як критерій оптимальності в зазначених комплексних задачах використовується **узагальнений енергетичний критерій** (чи його похідні) у вигляді максимальної дальності стрільби чи максимальної маси корисного вантажу.

Завдання забезпечення **мінімальної вартості** вирішується завдяки раціональному конструюванню і раціоналізації технології виробництва. Зниження вартості конструкцій на стадії конструктивної розробки досягається прийняттям простих і недорогих технічних рішень, запозиченням уніфікованих і нормалізованих деталей і вузлів, використанням дешевих матеріалів, застосуванням прогресивних технологій.

Найбільшою мірою вартість конструкцій характеризується показником техно-

логічності. Під нею розуміють сукупність ознак, що забезпечують найбільш ощадливе, швидке і продуктивне виготовлення виробів із застосуванням ефективних методів обробки і складання при одночасному підвищенні якості, точності і взаємозамінності частин. Основна складність полягає в тім, що реалізація багатьох з указаних шляхів здешевлення конструкцій і, в першу чергу, забезпечення їх високої технологічності, суперечить створенню конструкцій мінімальної маси. Наприклад, гладкі оболонки набагато технологічні, ніж підкріплені, але в багатьох випадках вони мають більшу масу. Завдання конструювання з урахуванням вартості має явно компромісний характер. Воно вирішується в основному шляхом якісного, рідше кількісного, аналізу впливу показників технологічності (вартості) і маси конструкції на **ефективність** ракети. За показник ефективності тут може бути прийняте, наприклад, відношення вартості ракети до маси її корисного вантажу. Як показує практика, в більшості випадків виявляється вигідним застосування конструкцій найменшої маси, що забезпечує максимум маси корисного вантажу навіть за умови деякого ускладнення технології виготовлення (і внаслідок цього збільшення вартості).

Відповідальним є завдання забезпечення заданого **гарантійного терміну експлуатації** ракетних конструкцій. Пов'язано це з неприпустимістю (чи обмеженою допустимістю) їх ремонту в процесі експлуатації. Отже, тривала працездатність без поломок повинна бути передбачена при конструюванні. Одним із основних факторів, що визначають термін працездатності конструкцій, є корозія, особливо в агресивних середовищах компонентів палива, чи на повітрі при підвищеній вологості. Заходи для захисту від корозії вибирають такими, які мінімально погіршують показники маси. Для цього використовують спеціальні покриття, резервують товщини металу на корозійний знос, застосовують більш стійкі матеріали тощо. Іншим фактором, що може впливати на гарантійний термін експлуатації, є зниження з часом до неприпустимих меж фізико-механічних характеристик матеріалів, у першу чергу гум, пластмас, клеїв тощо. Необхідна якість у цьому випадку забезпечується використанням матеріалів, що підтвердили працездатність при випробуваннях на старіння. Міцність (стійкість, жорсткість) конструкцій при статичному навантаженні, як правило, не є фактором, що лімітує гарантійний термін експлуатації, і може бути забезпечена практично на необмежений час. Вплив циклічних навантажень (наприклад, при транспортуванні) приводить до необхідності ретельного конструювання деталей, стійких до втоми.

Завдання забезпечення необхідної **імовірності безвідмовної роботи** ракетних конструкцій полягає у виконанні з визначеною гарантією всіх необхідних умов працездатності. Основними з них, що найбільшою мірою впливають на масу конструкцій, є умови міцності (стійкості, жорсткості) і герметичності відсіків і їх елементів. У рамках загальноприйнятого детерміністичного підходу до конструювання значення імовірності безвідмовної роботи не задаються в явному вигляді. Гарантії міцності установлюються величинами коефіцієнтів безпеки, а гарантована герметичність забезпечується конструктивно, виходячи з якісних і кількісних оцінок. Впроваджуваний останнім часом імовірнісно-статистичний підхід є складнішим за детерміністичний, однак уявляється більш перспективним тому, що, по-перше, більш коректно (порівняно з коефіцієнтами безпеки) відбиває характер формування умов працездатності і гарантій безвідмовної роботи при виробництві й експлуатації і, по-друге, у

ряді випадків дає зниження маси конструкції.

Гарантована безвідмовна робота конструкції забезпечується певними конструктивними і технологічними прийомами. Так, необхідні міцність (у тому числі циклічна), стійкість і жорсткість досягаються без збільшення маси вибором раціональних схем навантаження, використанням матеріалів з високими питомими показниками міцності, жорсткості і витривалості, застосуванням вигідних профілів, форм і розмірів силових елементів. Для забезпечення необхідної герметичності застосовуються стійкі до корозії бездефектні матеріали, в особливих випадках проводиться дублювання оболонок двома чи навіть трьома шарами (наприклад, на проміжних днищах, що розділяють компоненти палива) та інші заходи. Пред'являються високі вимоги до технології виготовлення, перевірок, випробувань і експлуатації.

Завдання забезпечення заданої **стійкості** конструкцій полягає в наданні їм здатності витримувати без руйнувань нетрадиційні впливи таких вражаючих факторів як блискавка, сейсмічні явища, ядерний вибух, лазерне випромінювання та інші. Ці впливи характеризуються могутніми тепловими потоками і великими механічними (у т. ч. імпульсними) навантаженнями. Принципові підходи до забезпечення стійкості ракет включають безліч спеціальних питань, але в цілому вони аналогічні застосуванню при розв'язанні задач конструювання відсіків мінімальної маси, що функціонують в умовах традиційної експлуатації.

З наведеної короткої характеристики завдань забезпечення мінімальної маси, мінімальної вартості, заданого гарантійного терміну експлуатації, необхідної імовірності безвідмовної роботи і заданої стійкості випливає, що усі вони взаємозалежні і є складовими частинами комплексного завдання раціонального конструювання ракет, що повинне вирішуватися конструктором разом із фахівцями з окремих розрахункових дисциплін за участю матеріалознавців, технологів, експериментаторів та експлуатаційників.

Ще однією, дуже важливою особливістю конструювання є завжди **обмежений час**, відведений для пошуку та ухвалення рішень. Вихід тут варто шукати в розширенні знань і можливостей конструктора. Ефективній і продуктивній роботі конструктора сприяє застосування досконалої методології і сучасного інструментарію. До методичних основ конструювання можна віднести прийоми і методи логічного, фізичного і математичного моделювання, методи оптимізації, теорію імовірності і математичну статистику, прийоми і правила раціонального конструювання, методи активізації творчого мислення і багато іншого.

Основним засобом підвищення продуктивності конструкторської праці є електронна обчислювальна машина (ЕОМ) з комплексом допоміжних пристроїв. Комп'ютеризація дозволяє істотно скоротити час проведення розрахунків, забезпечує широкий набір засобів для розробки графічної документації, сприяє створенню бібліотек прогресивних конструкторських рішень і фрагментів конструкцій. Автоматизація трудомістких рутинних операцій з пошуку інформації, ітераційних розрахунків, деталізації і оформлення креслень дає можливість конструктору максимально використовувати свій творчий потенціал.

10.2 Компонувальна схема і навантаження ракети як основа розробки силової схеми і конструкції

Розробка ракети і її складових частин являє собою складний ітераційний процес пошуку і уточнень параметрів, кожен наступний цикл якого відрізняється більшим ступенем деталізації і глибиною пророблення проекту. Параметри конструкції залежать від компонування ракети і визначаються характером навантаження, тому їх формування здійснюється під час вибору компонувальної схеми і визначення навантажень.

Відомі або принципово можливі найрізноманітніші варіанти компонувань ракет, що класифікуються за різними ознаками: числом і взаємним розташуванням ступенів, типом застосовуваних компонентів палива, типом корисного вантажу, типом пускової установки тощо.

Очевидно, що для всіх компонувань не уявляється можливим привести численні варіанти конструкції корпусів, та й, мабуть, у цьому немає необхідності. Доцільно з усього різноманіття виділити типову компонувальну схему, що відрізняється спільністю, і стосовно неї розглянути питання конструювання і варіанти побудови ракет. Для цієї мети прийнята гіпотетична ракета, загальна будова якої, тобто її конструктивно-компоновальна схема, показана на рис. 10.1.

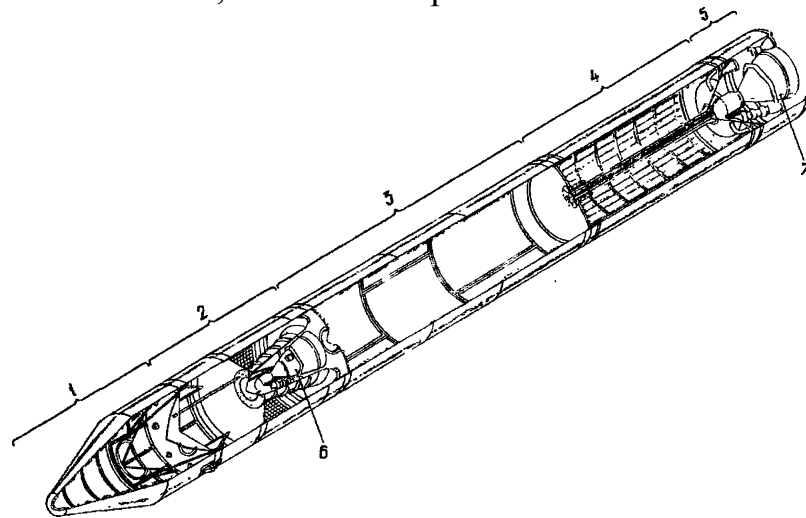


Рис. 10.1. Загальний вигляд ракети щільної компоновки:

1 – головний аеродинамічний обтічник; 2 – єдиний паливний відсік II ступеня; 3 – бак окислювача I ступеня; 4 – бак пального I ступеня; 5 – хвостовий відсік I ступеня; 6 – двигунна установка II ступеня; 7 – двигунна установка I ступеня

Ракета виконана за схемою «тандем», відрізняється щільним компонуванням і містить головний аеродинамічний обтічник 1, що скидається після проходження щільних шарів атмосфери; єдиний паливний відсік 2 складної конфігурації на II ступені і щільно упаковані баки 3 і 4 на I ступені; двигунні установки 6 і 7, розташовані в об'ємах торової ємності на II ступені й увігнутого днища на I ступені; хвостовий відсік 5 на I ступені. Компоненти палива – висококиплячі самозаймісті агресивні – азотний тетроксид (АТ) і несиметричний диметилгідрозин (НДМГ), при цьому порожнини окислювача для поліпшення центрування ракети розташовуються на обох ступенях попереду порожнин пального. Ступені ракети з'єднуються і розділя-

ються по розпірно-стикувальних шпангоутах суміжних паливних ємностей; перехідного відсіку між ступенями немає.

Конструктивний вигляд корпусу ракети визначають також діючі механічні і теплові навантаження. Внаслідок того, що ракетні конструкції в основному тонкостінні, їх нагрів враховується зазвичай тільки шляхом зниження фізико-механічних властивостей матеріалу в процесі розрахунку несучої здатності при механічному навантаженні. Зниження або виключення нагрівання досягається, при необхідності, використанням теплозахисних покриттів.

До числа основних видів механічних навантажень відносяться: осьові розтягувальні і стискальні сили T ; згинальні моменти M ; сили, що перерізують Q ; внутрішній і зовнішній тиск $\pm P$. Згинальні моменти приводяться до еквівалентних осьових стискальних чи розтягувальних сил, з використанням формули $T_{екв} = 2M/R$ де R – радіус відсіку. За характером впливу зазначені навантаження поділяються на статичні, динамічні (в т. ч. імпульсні), циклічні та інші; відповідно до закону розподілу по поверхні – рівномірні і перемінні; по площі прикладення – розподілені і локальні (зосереджені).

Навантаження встановлюються в результаті аналізу усіх режимів експлуатації. Знайдені розрахунковим шляхом найбільші навантаження, що виникають при нормальній експлуатації, називаються **експлуатаційними**. Очевидно, що конструкція повинна мати певний запас несучої здатності відносно експлуатаційних навантажень, що пов'язано з необхідною безпекою проведення робіт з ракетою, певною неточністю розрахунку навантажень, їх повторюваністю, ступенем новизни і відповідальності конструкції і т. д. У практиці конструювання знайшов значне поширення метод розрахунку за **розрахунковим** навантаженням, що перевищує експлуатаційне. Число, яке показує, у скільки разів розрахункове навантаження має перевищувати експлуатаційне, називається **коефіцієнтом безпеки**. Вибір коефіцієнтів безпеки – відповідальне і складне завдання, тому що бажання забезпечити якомога надійнішу роботу конструкції тут вступає в протиріччя з вимогою мінімізації її маси.

Характер, вид і величини експлуатаційних навантажень, а також значення коефіцієнтів безпеки визначаються **розрахунковими випадками**. Розрахунковим випадком називається така ситуація в умовах експлуатації, коли навантаження на елемент можуть досягати граничних значень. Розрахункові випадки і величини коефіцієнтів безпеки встановлюються на основі досвіду, даних наукових досліджень і конкретних розрахунків. До типових розрахункових випадків навантаження корпусу ракет відносяться (у дужках зазначені орієнтовні значення коефіцієнтів безпеки f):

- транспортування ($f=2$);
- старт ($f=1,5$);
- активна ділянка польоту – випадки максимуму внутрішнього тиску в ємностях ($f=1,5$), максимуму поперечних навантажень ($f=1,3$), максимуму поздовжніх сил ($f=1,3$), максимуму нагрівання конструкції ($f=1,3$).

Визначення розрахункового випадку виконується зазвичай для окремого елемента, а не для конструкції корпусу в цілому, тому що близькість до граничного стану на визначений момент настає найчастіше лише в одного чи декількох елементів.

Граничний стан, як правило, настає під впливом декількох видів навантажень,

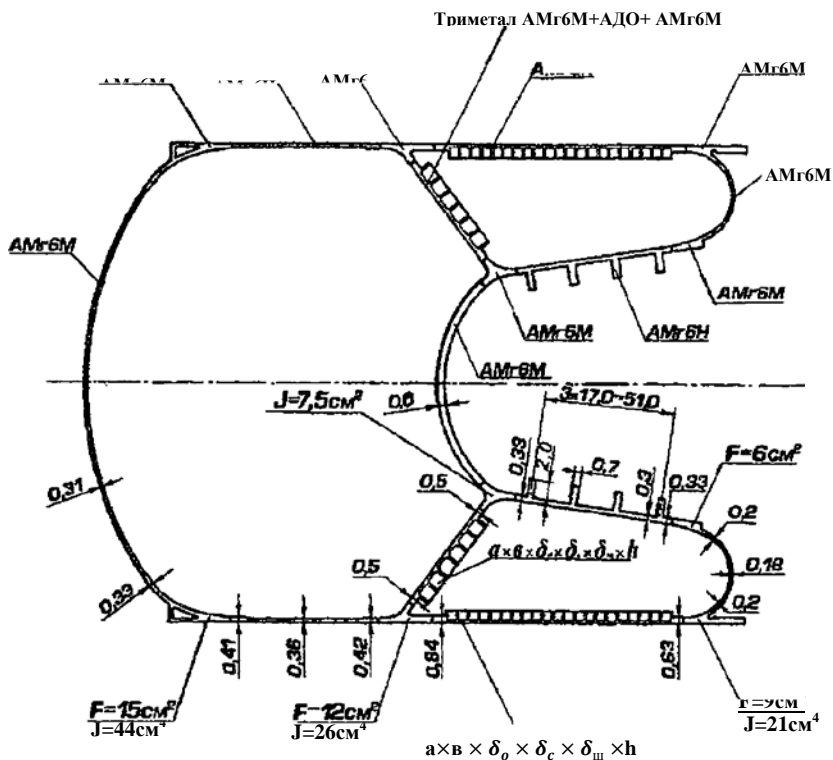
але найчастіше одне з них є домінуючим. Це навантаження називається **визначальним**, і ним можуть бути внутрішній чи зовнішній тиск, осьова (еквівалентна) стискальна чи розтягувальна сила тощо.

10.3 Силова схема

Корпус ракети складається з декількох відсіків. Конструкцію кожного відсіку утворюють силові (ті, що сприймають навантаження) і несилові елементи. Слід зазначити, що поняття «несилові» відносне, тому що практично всі елементи корпусу тією чи іншою мірою навантажені.

До силових елементів, згідно з моделями будівельної механіки, відносяться балки, стрижні, кільця, пластини й оболонки. Балки, що працюють на згинання, мають відносно велику масу, тому в конструкції застосовуються порівняно рідко (наприклад, у складі рам кріплення приладів). Більшість елементів корпусу ракети працює головним чином на розтягнення або стискання. Стрижні є основними силовими елементами ферм, підкріплених оболонок (стрингери, лонжерони), вузлів кріплення (болти, шпильки) тощо. Суть кілець – шпангоути підкріплених оболонок, розпірні шпангоути ємностей та ін. За схемою пластин працюють полиці і стінки стрингерів і шпангоутів, ділянки обшивки між ребрами й інші елементи. Оболонки складають основу конструкції корпусу і поділяються на гладкі і підкріплені. До підкріплених відносяться стрингерні і панельно-стрингерні оболонки, що можуть бути з проміжними шпангоутами чи без них; вафельні оболонки; оболонки тільки з кільцевими ребрами; тришарові з легким заповнювачем оболонки й інші.

Спрощена графічна модель, що містить основні силові елементи корпусу (чи окремого відсіку), називається конструктивно-силовою чи **силовою схемою**. Силова схема визначає тип, конфігурацію й основні розміри елементів, що сприймають навантаження; марку їх конструкційних матеріалів; у необхідних випадках товщини і марку матеріалів теплозахисного покриття, що захищає від перегріву силові елементи. На рис. 10.2 наведено приклад силової схеми паливного відсіку II ступеня гіпотетичної ракети, яка показана на рис. 10.2.



1. Розміри на схемі надані мінімальні розрахункові, в см.

2. Параметри вафельних оболонок $a \times b \times \delta_o \times \delta_c \times \delta_{ш} \times h$ (де a, b – розміри клітки в поздовжньому та поперечному напрямку; $\delta_o, \delta_c, \delta_{ш}$ мінімальні товщини оболонок, стрингерів та шпангоутів;

h – мінімальна висота ребер), в см: а) оболонка проміжного днища

15,0×15,0×0,24×0,5×0,5×1,6;

б) зовнішня оболонка порожнини пального

10,0×10,0×0,16×0,4×0,4×1,3

Рис. 10.2. Приклад силової схеми паливного відсіку

Принципові підходи до вибору параметрів силових елементів відсіків мінімальної маси визначаються схемами їх навантаження і зв'язаними з ними можливими видами руйнування. Як відзначалося, більшість елементів корпусів ракет працює на розтягнення чи стискання. Характерні схеми їх навантаження показані на рис. 10.3.

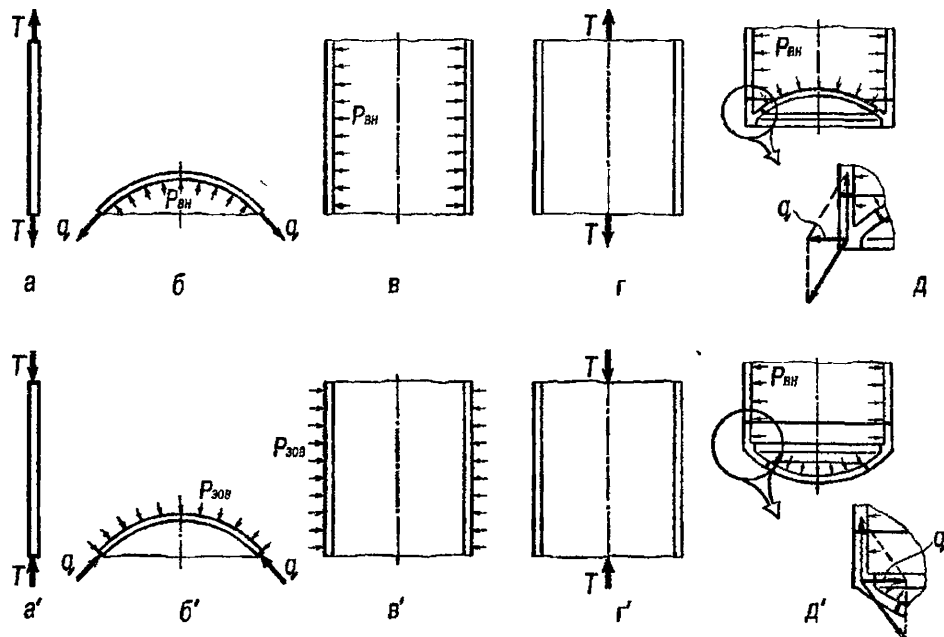


Рис. 10.3. Характерні схеми навантаження:

а, а' - стрижні; б, б' - сферичні оболонки; в, в', г, г' - циліндричні оболонки; д, д' - розпірні шпангоути.

До якісно відмінних різновидів вичерпання несучої здатності силових елементів відносяться **втрата міцності і втрата стійкості**. Причому розтягнуті елементи можуть руйнуватися тільки внаслідок утрати міцності, а стиснуті – як унаслідок утрати міцності, так і втрати стійкості.

Міцність розтягнутих елементів досягається за умови, якщо напруження, що діють у небезпечних точках чи перетинах, не перевищують гранично припустимих значень. Отже, раціонально за критерієм мінімальної маси конструювати розтягнутий елемент означає:

а) вибрати конструкційний матеріал з високими граничними показниками міцності на розтягнення і низкою густиною;

б) визначити мінімальну площу перетину елемента за умови не перевищення граничного напруження.

При забезпеченні несучої спроможності стиснутих елементів варто враховувати, що вони можуть зруйнуватися внаслідок загальної втрати стійкості, місцевої втрати стійкості та втрати міцності.

Стійкість (загальна і місцева) забезпечується, якщо напруження, що діють в елементах, є меншими за критичні або дорівнюють їм. Критичні напруження характеризуються в основному жорсткістю конструкції, що залежить як від властивостей матеріалу, так і від конструктивних параметрів. Властивістю жорсткості матеріалу є модуль пружності, а до конструктивних параметрів, що визначають жорсткість, відносяться форма і розміри перетину елемента, його довжина, радіус кривизни тощо. Форму і розміри перетину прийнято характеризувати моментом інерції, що відбиває ступінь рознесення матеріалу відносно нейтральної осі перетину.

Утрати міцності не відбувається, якщо напруження, що діють в елементах, не перевищують гранично допустимих. Ця умова справедлива як для стиснутих, так і для розтягнутих елементів. Різниця полягає тільки в тому, що для стиснення і розтягнення можуть бути (а найчастіше бувають) різні значення гранично допустимих напружень.

Принциповий підхід до розв'язання задачі і логічну модель раціонального за критерієм мінімальної маси конструювання стиснутих елементів можна подати в такий спосіб:

а) вибирається конструкційний матеріал з високим модулем пружності (для забезпечення максимуму жорсткості), високим граничним показником міцності на стиснення (для розширення границі припустимої за міцністю області) і низькою густиною (для забезпечення мінімуму маси);

б) устанавлюється мінімальна площа перетину елемента на основі умови його міцності на стискання;

в) підбираються форма і розміри, тобто момент інерції перетину елемента (у межах устанавленої мінімальної площі), таким чином, щоб задовольнялися вимоги загальної і місцевої стійкості. При необхідності скорочується розрахункова довжина елемента шляхом уведення проміжних підкріплень (наприклад, проміжних шпангоутів), а якщо це виявляється недостатнім чи нераціональним, то збільшується площа перетину елемента, тобто знижується рівень напруження, що діє в перетині елемента. Далі процедура за пунктом в) повторюється доти, поки не будуть знайдені параметри, що відповідають конструкції мінімальної маси.

10.4 Рекомендації щодо вибору конструкційних матеріалів і типів конструкцій основних силових елементів

Прагнення одержати найкраще рішення вимагає від конструктора розробки й аналізу безлічі альтернативних варіантів, що є складним і трудомістким завданням. Його спрощення може бути досягнуте шляхом врахування при конструюванні ряду логічно обґрунтованих принципів, що дозволяють істотно обмежити область пошуку раціональних рішень. До числа основних відносяться рекомендації щодо вибору конструкційних матеріалів і типів конструкцій основних силових елементів: стрижнів, оболонок, шпангоутів.

Вибір матеріалу конструкції

При виборі матеріалу конструкції варто враховувати не тільки необхідність зменшення маси, а і ряд інших факторів, таких як технологічні властивості, вартість, корозійна стійкість та ін. Ці питання розглядаються в наступних розділах, де надано конкретні значення фізико-механічних характеристик, основні технологічні властивості й особливості типових матеріалів ракетних конструкцій. У даному розділі названі показники, за якими слід вибирати матеріал, виходячи з головного критерію конструювання - критерію мінімальної маси.

Сутність показників впливає з наведеного вище в розділі 10.3 аналізу роботи силових елементів під навантаженням і полягає в наступному:

1. Для елементів, що працюють на міцність при розтягненні, кращим буде матеріал, у якого вища питома міцність, що являє собою відношення межі міцності σ_B до його густини ρ , тобто σ_B/ρ .

2. Для елементів, що працюють на міцність при стисканні, коли їх несуча здатність не визначається стійкістю, кращим буде також матеріал, що має максимальну питому міцність. Показник питомої міцності в цьому випадку приймається у вигляді відношення границі текучості σ_m (чи умовної границі текучості $\sigma_{0,2}$) до густини ρ , тобто σ_m/ρ ($\sigma_{0,2}/\rho$). Напруження вище границі текучості в стиснутих тонкостінних конструкціях, як правило, не допускаються через велику імовірність порушення їх працездатності внаслідок втрати стійкості при роботі в пластичній зоні.

3. Для елементів, підданих стиску, у яких несуча здатність визначається стійкістю, вибирається той матеріал, у якого вища питома жорсткість. Форма показника питомої жорсткості залежить від характеру навантаження. Для поздовжнього стискання він приймається зазвичай у вигляді \sqrt{E}/ρ , де E – модуль пружності.

З вищевикладеного випливає, що при роботі елемента на розтягнення критерій вибору матеріалу однозначний. У випадку ж стискання необхідно враховувати таку закономірність: – конструкції, які працюють на міцність (тобто ті, що мають діючі напруження, близькі до максимально допустимих), як правило, більш ефективні по масі, ніж конструкції, у яких визначальною є втрата стійкості при більш низьких напруженнях. Тому при конструюванні стиснутих елементів варто вибирати матеріал як за показником максимальної питомої жорсткості \sqrt{E}/ρ , щоб підвищити критичні напруження, так і за показником максимальної питомої міцності σ_m/ρ ($\sigma_{0,2}/\rho$), маючи на увазі розробку високонапруженої, а отже, більш легкої конструкції, у якій втрата загальної і місцевої стійкості виключається конструктивно (наприклад, роз-

несенням матеріалу перетину, скороченням розрахункової довжини, жорсткістю торців тощо).

Вибір типу профілів стрижнів

Стрижні в конструкції необхідно встановлювати таким чином, щоб вони працювали тільки на розтягнення – стискання. Рекомендації щодо вибору раціональних профілів стрижнів досить очевидні і впливають з фізичної суті роботи їх під навантаженням. Полягають рекомендації в наступному:

1. При розтягненні раціональні по масі і за технологією виготовлення стрижні суцільного компактного перетину (наприклад, круглого).

2. Стрижні компактного суцільного перетину раціональні також у випадку роботи їх на стиснення, якщо напруження σ , що діють в їх перетинах, близькі до граничних на стискання $[\sigma]$, а їхні критичні напруження $\sigma_{кр}$ рівні чи більші тих, що діють. Через те, що на практиці $[\sigma] = \sigma_m(\sigma_{0,2})$, де $\sigma_m(\sigma_{0,2})$ межа (умовна межа) текучості матеріалу, умова раціональності може бути записана у вигляді

$$\sigma_n \leq \sigma < \sigma_m(\sigma_{0,2}), \sigma \leq \sigma_{кр},$$

де σ_n – межа пропорційності матеріалу.

3. Для стиснутих стрижнів у тому випадку, коли не виконується умова по пункту 2, раціональні по масі стрижні з рознесеною площею поперечного перетину (наприклад, трубчасті), причому для одержання конструкції найменшої маси необхідно розміри перетину вибирати з умови рівності критичних напружень загальної і місцевої стійкості, тобто $\sigma_{кр}^o = \sigma_{кр}^m$.

Вибір типу оболонок

Під типом оболонки розуміється загальна її характеристика – гладка чи підкріплена конструкція а, у свою чергу, для підкріплених під типом підкріплення – вафельний, панельно-стрингерний, тільки кільцеві ребра тощо. Тип оболонки і тип підкріплення можуть бути обрані або за результатами розрахунку і порівняння всіх можливих варіантів, або на основі досвіду і логічних міркувань. Перший шлях більш надійний, але трудомісткий. Другий – досить простий, однак не дає однозначних рішень при складному навантаженні конструкції. Навантаження більшості відсіків корпусу ракети можна звести до простих схем, тому для них справедливі логічно обґрунтовані принципи вибору раціональних по масі типів оболонок залежно від їх геометричної форми і характеру визначального навантаження.

1. Якщо визначальним навантаженням є внутрішній тиск чи осьова розтягувальна сила і при цьому в оболонці виникають тільки напруження розтягу, раціональною по масі і за технологією виготовлення буде гладка (без будь-якого підкріплення) конструкція.

2. Гладкі оболонки є також раціональними у випадку їх роботи на стискання при навантаженні зовнішнім тиском чи осьовими стискальними силами, якщо напруження σ , що діють у цих оболонках, близькі до граничних на стискання $[\sigma]$, а їх критичні напруження $\sigma_{кр}$ рівні чи більші тих, що діють. Через те, що на практиці $[\sigma] = \sigma_m(\sigma_{0,2})$, де $\sigma_m(\sigma_{0,2})$ – межа (умовна межа) текучості матеріалу, умова раціональності може бути записана у вигляді

$$\sigma_n \leq \sigma < \sigma_m(\sigma_{0,2}), \sigma \leq \sigma_{кр.}$$

3. Для циліндричних і конічних оболонок, визначальним навантаженням яких є осеві стискальні сили (обчислені з урахуванням розвантаження у випадку наявності внутрішнього тиску), та якщо не виконується умова за пунктом 2, раціональними по масі є підкріплені оболонки вафельної, панельно-стрингерної, стрингерної чи тришарової з легким заповнювачем конструкції. Вибір конкретного типу підкріплення з числа зазначених здійснюється за результатами розрахунків на міцність і аналізу маси з урахуванням призначення відсіку, технології виготовлення, експлуатаційних вимог тощо.

4. При навантаженні оболонок зовнішнім тиском у тому випадку, коли не виконується умова за пунктом 2, раціональними по масі є:

- а) вафельна конструкція для оболонок сферичної форми;
- б) підкріплення у вигляді тільки кільцевих ребер для циліндричних і конічних оболонок.

Вибір типу профілів розпірних шпангоутів

При виборі конструктивного виду поперечного перетину розпірних шпангоутів ємностей необхідно враховувати наступне.

1. Компактні профілі суцільного перетину є раціональними по масі і за технологією виготовлення у випадку навантаження шпангоутів зусиллями, що розтягують шпангоути в їх площині.

2. Компактні профілі суцільного перетину також раціональні у випадку стискання шпангоутів у їх площині, якщо напруження σ , що діють у цих шпангоутах, близькі до граничних на стискання $[\sigma]$, а їх критичні напруження $\sigma_{кр}$ рівні чи більші тих, що діють. Через те, що на практиці $[\sigma] = \sigma_m(\sigma_{0,2})$, де $\sigma_m(\sigma_{0,2})$ – межа (умовна межа) текучості матеріалу, умова раціональності може бути записана у вигляді

$$\sigma_n \leq \sigma < \sigma_m(\sigma_{0,2}), \sigma \leq \sigma_{кр.}$$

3. Для шпангоутів, що працюють на стискання у їх площині, в тому випадку, коли не виконується умова за пунктом 2, раціональними по масі є профілі з рознесеною площею поперечного перетину (пустотілі чи інші форми).

Наведені вище рекомендації щодо вибору типів оболонок, профілів стрижнів і профілів розпірних шпангоутів узагальнено можна охарактеризувати як процедуру пошуку рішень, спрямованих на задоволення двох основних вимог: мінімальної маси при заданій несучій здатності і високій технологічності, що визначає низьку вартість. З рекомендацій випливає, що якщо конструкція працює на розтягнення, то завдання виконання обох вимог не носить компромісного характеру – прості за технологією рішення виявляються також найбільш раціональними по масі. Якщо ж конструкція працює на стискання, то варто спочатку оцінити доцільність більш простих рішень (тобто гладких оболонок чи компактних профілів стрижнів і шпангоутів), використовуючи пункт 2 рекомендацій, і тільки при негативному результаті переходити до вибору підкріплених оболонок чи профілів з рознесеною площею поперечного перетину.

Загальні рекомендації з раціонального конструювання ракетних конструкцій

Існує ряд загальних правил, що впливають з попереднього досвіду створення різних виробів і рекомендовані до використання при конструюванні. Стосовно розробки ракетних конструкцій найбільш характерні з них полягають у наступному.

1. Віддавати перевагу конструкціям, що працюють переважно на розтягнення, як більш простим і ефективним по масі.
2. Передбачати для забезпечення мінімальної маси передачу сили найкоротшим шляхом і, якщо це можливо, по прямій.
3. Прагнути не застосовувати чи виключати конструктивними заходами роботу силових елементів на згин, тому що деталі, що працюють на згин, мають підвищену масу.
4. Забезпечувати рівномірність (рівностійкість) конструкції по всіх елементах і перетинах, що є необхідною умовою виконання вимоги щодо мінімізації маси.
5. По можливості максимально рівномірно розподіляти прикладене навантаження, уникаючи зосереджених сил.
6. Підходити до конструювання комплексно, аналізуючи і варіюючи не тільки конструктивні параметри, а й, у межах можливого, геометричну форму і габарити, діючі навантаження, функціональні і технологічні вимоги й обмеження.
7. Раціонально сполучати нетрадиційні підходи, що відрізняються високим ступенем технічного ризику, із застосуванням відомих рішень. Не застосовувати оригінальних деталей і вузлів там, де можна обійтися стандартними, нормалізованими, уніфікованими чи запозиченими.
8. Дотримуватись вимог технічної естетики; досконалі у всіх відношеннях рішення найефективніші.
9. Широко використовувати досвід попередніх розробок, досвід суміжних, а в необхідних випадках і віддалених за профілем галузей.

10.5 Конструювання корпусів паливних баків

Паливні баки призначені для розміщення компонентів палива і подачі їх (за допомогою системи живлення) у двигунну установку а також для сприйняття і передачі навантажень, що діють на корпус. Паливні баки складають основну частину конструкції рідкопаливної ракети і багато в чому визначають її габаритні і масові характеристики.

До паливних баків пред'являються наступні основні вимоги:

- мінімальна маса при заданій несучій здатності;
- герметичність, у т. ч. корозійна стійкість, особливо при тривалому перебуванні в них агресивних компонентів палива;
- надійність функціонування в процесі наземної експлуатації (при заправленні і зливанні компонентів, при контролі тиску і т. д.), а також при старті й у польоті ракети (при заборі компонентів з мінімальними залишками, при наддуванні, дренажі, демпфіруванні коливань палива тощо);
- простота і технологічність конструкції.

Різновиди й укрупнений склад паливних баків і їх корпусів

Розрізняють баки несучі і ненесучі (підвісні), навантажені (при витискній системі подачі компонентів у двигун) і розвантажені (при подачі компонентів за допомогою турбонасосного агрегату), виконані у вигляді окремих ємностей і єдині паливні відсіки з проміжними днищами, які розділяють порожнини окислювача і пального.

Тип баків, їх геометрична форма і взаємне розташування вибираються в процесі формування конструктивно-компонувальної схеми. Баки маршових ступенів сучасних балістичних ракет, як правило, є несучими, розвантаженими, виконаними або у вигляді єдиних паливних відсіків із проміжними днищами, або (особливо при великих габаритах) у вигляді окремих ємностей окислювача і пального з еквідистантними днищами і технологічним стиком між ними. Найбільше поширена циліндрична форма баків. Іноді застосовують сферичну, конічну чи торову форму, особливо на верхніх ступенях ракет.

Вибір конструкційних матеріалів

Принциповим у процесі конструювання корпусів паливних баків є вибір матеріалу конструкції. Виходячи з вимог, що висувуються до баків у частині достатньої несучої здатності при мінімальній масі, герметичності і корозійної стійкості, технологічності і дешевини, загалом як конструкційні можуть бути розглянуті алюмінієві і титанові сплави та високоміцні корозійностійкі сталі. Однак, з огляду на погану зварюваність дюралів (сплавів алюмінію з міддю та ін.) і хімічну несумісність палива на основі гідразину з міддю, а також можливість запалення (вибуху) титану (його окислів) у червоній паруючій азотній кислоті, коло матеріалів для паливних баків звужується до алюмінієво-магнієвих сплавів і сталей. У табл. 10.5.1 наведені порівняльні характеристики алюмінієво-магнієвих сплавів АМгб (у різних модифікаціях) та високоміцних корозійностійких сталей.

Характеристики сплаву АМгб подані для листів з «м'якою» модифікацією (АМгбМ) та листів з цього ж сплаву підвищеної міцності, нагартованих па 20% (АМгбН) і на 30% (АМгбНН). Для сталей подані діапазони можливих характеристик, що обумовлені різним змістом вуглецю (0,2...0,4%), комплексним легуванням, загартуванням і відпуском.

Аналіз конструкційних матеріалів показує, що за комплексом фізико-механічних характеристик, крім відносного подовження є, щонайкраще запропонованим вище вимогам задовольняє нагартований алюмінієвий сплав АМгбНН (з нагартуванням на 30%). Високоміцні сталі перевищують сплав АМгбНН за питомою міцністю, але набагато менше ефективні для елементів, що працюють на стійкість (див. показник питомої жорсткості). «М'який» алюмінієвий сплав АМгбМ рівнозначний нагартованим АМгбН та АМгбНН за питомою жорсткістю, однак гірший за них за питомою міцністю.

Типові конструкційні матеріали баків ^{1 2}

Матеріал	Густина ρ , кг/м ³	Межа пропорційності σ_n , МПа	Межа (умовна межа) текучості ($\sigma_{0,2}$) МПа	Межа міцності σ_B , МПа	Модуль пружності E , МПа	Питома міцність σ_B/ρ , Дж/кг	Питома міцність $\sigma_{0,2}/\rho$, Дж/кг	Питома жорсткість $\sqrt{E/\rho}$, $\sqrt{H \cdot m^2 / кг}$	Відносне подовження $\epsilon\%$	Особливості (див. примітки)
АМгбМ	2,64 10 ⁴	120	160	320	6,8 10 ⁴	12,1 10 ⁴	6, 1 10 ⁴	1 10 ²	15	
АМгбН (20%)	2,64 10 ³	200	280	380	6,8-10"	14,4-Ю ⁴	10,610"	1 10 ²	8	*)
АМгбНН (30%)	2,64 10 ³	240	320	420	6,8 10 ⁴	15,9 10 ⁴	12,1 10 ⁴	1 10 ²	6	*)
Високо міцні сталі	7,8... 8, 0 10 ³	900... 1300	1000... 1500	1200... 2000	19,5... 22 10"	15,5... 25 10 ⁴	12,8... 18,81 10 ⁴	0,56... 0,59-10 ²	8...16	**)

Сплав АМгбН (з нагартуванням на 20%) займає проміжне положення між «м'яким» АМгбМ і нагартованим на 30% АМгбНН. Цей сплав застосовується зазвичай у тих випадках, коли нагартування на 30% одержати не вдається, наприклад, на листах великої товщини. Проблематичним є використання сталей, тому що, по-перше, обумовлені високими абсолютними значеннями межі міцності сталеві оболонкові конструкції будуть тонкостінними і відповідно не жорсткими, що потребує спеціальних заходів для збереження їх форми в процесі виготовлення й експлуатації, і, по-друге, виграш по масі, який було отримано на силових деталях, що працюють на міцність, може бути (і, як правило, буває) меншим втрат маси на деталях, що працюють на стійкість.

Крім того, несилкові елементи бака, кріплення яких до сталевого корпусу здійснюється зварюванням, повинні бути також сталевими, що збільшує масу конструкції. Таким чином, застосування високоміцних сталей може виявитися доцільним тільки

*) Механічні характеристики сплавів АМгбН та АМгбНН знижуються до значень сплаву АМгбМ при тривалому (в декілька десятків хвилин) нагріванні.

***) Внаслідок великих абсолютних значень межі міцності сталей оболонки стальних баків можуть бути дуже тонкими (0,5... 1 мм) при невеликих навантаженнях.

для конструкцій під дією великих внутрішніх тисків, наприклад для баків при витискній системі подачі палива. Слід зазначити також, що комбінація сталевих деталей і деталей з *алюмінієвих* сплавів у складі корпусу одного бака не уявляється можливою **через** їх незварюваність звичайними методами. Властиві сплавам **АМгбН** і **АМгбНН** особливості, що полягають у зниженні їхніх механічних **характеристик** до рівня «м'якого» АМгбМ при тривалому нагріванні, **а також великі** технологічні складності, а найчастіше і неможливість одержання загартування на напівфабрикатах складної конфігурації і тим більше **безпосередньо на деталях** баків, обмежують область застосування загартованих сплавів. Як правило, це вироби з листового сортаменту, процес *виготовлення яких* не вимагає нагрівання. У протилежному випадку використовується «м'який» сплав АМгбМ як більш дешевий. Щоб усунути недоліки нагартованих сплавів, нині проводяться пошукові роботи з підвищення міцності алюмінієво-магнієвих сплавів методами, відмінними від загартування.

Конструювання днищ

Принципові відмінності в конструкції днищ обумовлені, в першу чергу, умовами навантаження і характером їх роботи: чи на міцність, чи на стійкість. Конструктивні особливості проміжних днищ єдиних паливних відсіків визначаються, крім того, підвищеними вимогами до їх герметичності. Геометрична форма і розміри днищ, що принципово обумовлені компоувальною схемою ракети, менше впливають на вибір конструктивних рішень, однаке потребують уточнень і конкретизації при детальній розробці з метою мінімізації сумарної маси власне днищ, розпірних (розпірно-стикувальних) шпангоутів, оболонок суміжних відсіків і інших елементів. При цьому потрібно враховувати ступінь заповнення об'ємів баків паливом, технологічні та інші обмеження.

Найбільше поширені в конструкції паливних баків днища сферичної форми, кращі по масі і за технологією. Раціональними є днища з радіусом сфери $R_{cf} = 1,2 \dots 1,5R_c$ (R_c - радіус циліндра бака). Зі зменшенням радіуса днищ аж до $R_{cf} = R_c$ знижується їх товщина й одночасно зменшуються (у граничному випадку відсутні) згинальні напруження в місцях сполучення днища з корпусом, що спричиняє зменшення (у граничному випадку до відсутності) розпірного шпангоута. Однак такі днища мають велику поверхню, штампування їх утруднене і, крім того, між ними і конструкцією суміжних відсіків утворюються великі вільні об'єми, які складно чим-небудь заповнити. Днища, більш положисті порівняно з раціональними, мають підвищену масу внаслідок більшої товщини оболонки і збільшеної площі перетину розпірного шпангоута. Слід зазначити, що при однаковому калібрі паливних баків на ракеті всі сферичні днища виконуються зазвичай уніфікованими по радіусу, виходячи з технологічних міркувань.

Конічні днища використовуються в основному при наявності діючих на них (через розпірні шпангоути) значних радіальних чи осьових сил у вигляді реакцій від поперечних опор чи від тяги двигунної установки. Кут нахилу конічних днищ визначається з урахуванням співвідношення зазначених сил і тиску в баках, зокрема, виходячи з того, що положисті днища краще сприймають радіальні сили, але гірше працюють на тиск.

Раціональні співвідношення розмірів днищ торових ємностей встановлюються

аналогічно сферичним.

Основними розрахунковими випадками навантаження днищ є дія внутрішнього надлишкового тиску газів наддування і гідростатичного стовпа рідини в процесі старту й у польоті ракети. При цьому впливає нагрів конструкції при наддуванні гарячими газами. Визначальними для проміжних днищ єдиних паливних відсіків можуть бути також перепади тисків у суміжних ємностях при наземній експлуатації ракети, що обумовлено процесами усередині баків. При виконанні днищами функцій силової конструкції, що передає тягу двигунної установки або сприймає реакції від поперечних опор, додатково вони навантажуються зазначеними зусиллями.

Зважаючи на те, що днища виготовляються, як правило, штампуванням з досить великим ступенем витяжки, що вимагає попереднього нагрівання листової заготовки для додання більшої пластичності, як конструкційний матеріал використовується «м'який» сплав алюмінію АМг6М, гому що застосування високоміцних сплавів АМг6Н і АМг6НН, хоча теоретично і більш вигідне по масі, позбавлене в цьому випадку сенсу внаслідок падіння їх характеристик до рівня «м'якого» при нагріванні, а штампування днищ з АМг6Н і АМг6НН без нагрівання заготовок практично неможливе через низьке граничне відносне подовження.

У процесі штампування відбувається стоншення листа, особливо в полюсі днища, що необхідно враховувати при конструюванні. На конструкцію днищ впливають також знижена міцність і різного роду дефекти в місці приварення їх до розпірнотікувальних шпангоутів. З урахуванням цього завдання *конструктора* зводиться до забезпечення рівномірних та/або рівнотійких перетинів по всій поверхні днища.

На рис. 10.6. показані особливості формування конструктивного вигляду і типова конструкція працюючого на міцність розтягнутого сферичного днища, навантаженого внутрішнім тиском.

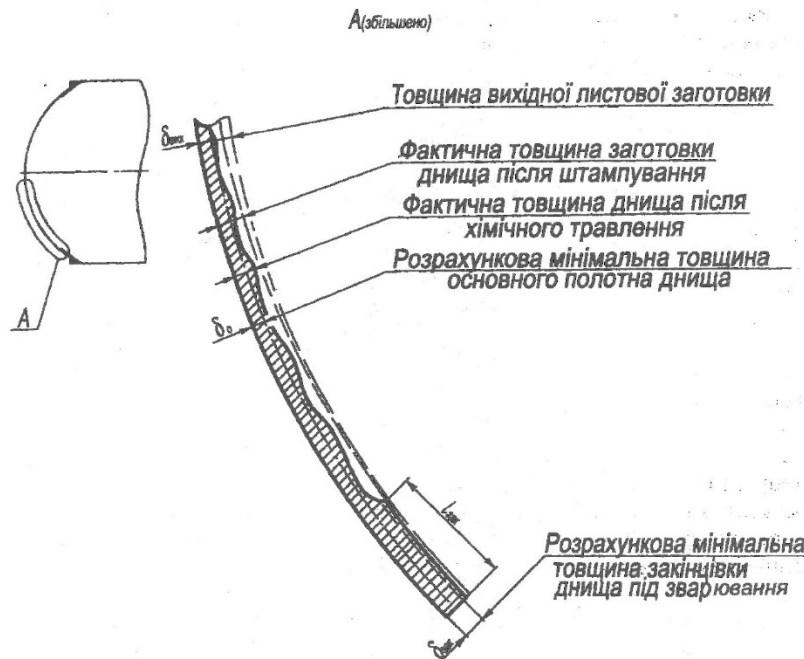


Рис. 10.6. Параметри конструкції розтягнутого сферичного днища

Початковим параметром конструювання днища є мінімальна товщина оболонки

δ_0 , знайдена розрахунковим шляхом за умови забезпечення міцності. Для сферичних днищ, навантажених внутрішнім надлишковим тиском, товщина визначається за формулою

$$\delta_0 = \frac{PR}{2\sigma_B}$$

де P – розрахунковий тиск;

R – радіус днища;

σ_B – межа міцності матеріалу днища.

Товщина днища під зварювання (закінцівка) $\delta_{зак}$ визначається аналогічно, але при цьому використовується характеристика межі міцності зварного шва $\sigma_{в.з.ш.}$, яка для алюмінієвого сплаву АМгбМ нижча межі міцності основного матеріалу σ_B приблизно на 10% для зварних швів I категорії і приблизно на 20% – для швів II категорії. Зона впливу зварного шва $l_{зак}$ на міцність матеріалу складає $l_{зак} = 5...7 \delta_{зак}$ – при аргонно-дуговому зварюванні і $l_{зак} = 3...5 \delta_{зак}$ – при електронно-променевому. Отриману розрахункову товщину днища в районі зварного шва $\delta_{зак}$ необхідно збільшити на величину можливого зсуву крайок, що зварюються. Ця збільшена товщина буде нижньою границею вибору початкової (тобто вихідної в листовій заготовці) товщини листа $\delta_{поч}$, з якого можливе виготовлення днища. При виборі $\delta_{поч}$ треба враховувати дискретність товщини листів, що випускаються промисловістю, а також допуски (як правило, мінусові) на товщину цих листів.

З метою зниження маси днища шляхом забезпечення його рівномірності виконується хімічне травлення металу поза зонами зварювання, щоб знизити товщину до розрахункової мінімальної товщини δ_0 з певним запасом (допуском). Як правило, хімічному травленню піддається внутрішній бік днища, що забезпечує деяке збільшення об'єму бака. Допуски на хімічне травлення і різновтовщинність днища, обумовлену штампуванням, істотно впливають на масу конструкції. Тому фактична маса днища повинна визначатися не з мінімальної розрахункової товщини δ_0 , а з умовної середньої «масової» товщини $\delta^{мас}$, що враховує технологічні відхилення. Припускаючи, що відхилення мають нормальний розподіл, товщину $\delta^{мас}$ можна визначити за формулою

$$\delta^{мас} = \delta_0 + \Delta_{шт} + \Delta_{хім},$$

де $\Delta_{шт}$ – половина різновтовщинності днища

$\Delta_{хім}$ – половина допуску на хімічне травлення.

Значення $\Delta_{шт}$ і $\Delta_{хім}$ мають імовірнісну природу і встановлюються статистично. У першому наближенні можна прийняти $\Delta_{шт} = 0,2...0,25$ мм, $\Delta_{хім} = 0,15...0,2$ мм. Крім зазначених технологічних відхилень, при розрахунку маси днища необхідно обов'язково враховувати добавки маси, обумовлені стовщенням під зварювання.

Конструювання конічних і торових днищ, що працюють на розтягненим, аналогічне наведеному для сферичних.

Конструювання стінок баків

Стінки баків являють собою оболонкову конструкцію, що сприймає внутрішні і зовнішні силові фактори. До внутрішніх відносяться тиск наддування і гідростатич-

ний тиск стовпа рідини, до основних зовнішніх - осьові стискальні і розтягальні сили, згинальні моменти, зовнішній тиск. Стінки баків піддаються також нагріванню гарячими газами наддування й аеродинамічним потоком. Залежно від співвідношення навантажень, а також від технології виготовлення, зовнішні стінки баків можуть виконуватися гладкими, вафельними чи з пресованих панелей із проміжними наліпними шпангоутами. Внутрішні оболонки торових ємностей виготовляються зазвичай підкріпленими кільцевими ребрами.

Існують дві принципово відмінні схеми складання стінок баків – обичайкова і панельна.

Обичайкова схема краща за технологією внаслідок менших габаритів вхідних деталей і більш високої якості кільцевих зварних швів порівняно з подовжніми, а також за меншою сумарною довжиною більш навантажених (порівняно з кільцевими) подовжніх зварних швів. Обичайкова схема використовується у разі застосування гладких, вафельних чи тільки з кільцевими ребрами оболонок. Застосування панельної схеми обумовлене великою довжиною панельних заготовок, що виготовляються методом пресування їх разом з подовжніми ребрами (стрингерами).

Гладкі оболонки

Конструкція стінок бака визначається типом вхідних оболонок. Найпростішими в конструктивному відношенні й у виготовленні є стінки у вигляді гладких оболонок. Гладка конструкція раціональна по масі у випадку такого сполучення навантажень, при якому в перетинах стінок бака виникають тільки напруження розтягнення. Однак найчастіше напруження бувають такими, що стінки і розтягуються і стискаються. У цих випадках конструкція стінок бака приймається гладкою (тобто без будь-яких ребер), якщо товщина гладкої оболонки, що розрахована на максимальну силу розтягнення (зазвичай від дії внутрішнього тиску), виявиться більшою, ніж розрахункова товщина гладкої оболонки, що забезпечує її несучу здатність при навантаженні стиском (зазвичай осьовою стискальною силою).

Гладкі оболонки застосовуються найчастіше також тоді, коли втрати маси малі, а вигреш за технологією (вартістю) значний, наприклад, при порівняно невеликій довжині оболонок ($l < 0,5R$) чи у випадку використання їх як окремих обичайок у верхній частині бака, призначених для установки арматури, елементів автоматики і т. д. Малі втрати маси (чи навіть їх відсутність) тут є наслідком відносної простоти конструктивного забезпечення рівномірності (рівностійкості) оболонок за рахунок відповідного вибору товщини, що компенсує вплив зварних швів, отворів, конструктивних надбудов тощо.

Виходячи з умов роботи гладкої конструкції стінок баків переважно на міцність, а також зважаючи на те, що при виготовленні обичайок корпусів баків методом вальцювання не потрібно застосовувати нагрівання листових заготовок (через відносно малу деформацію при вальцюванні порівняно зі штампуванням), для гладких оболонок раціональні алюмінієві сплави підвищеної міцності АМгбНН (чи АМгбН у разі, коли необхідні листи великої товщини).

Конструкція гладких оболонок корпусу паливного бака показана на рис. 10.8.

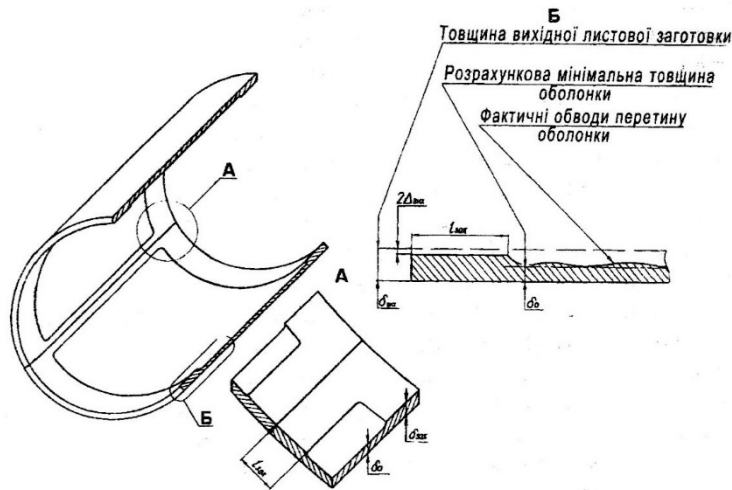


Рис. 10.8. Конструкція гладкої оболонки

Відмінною рисою конструкції є значне стовщення закінцівок під зварювання, що обумовлено не тільки зниженням міцності зварного шва, а і зменшенням механічних характеристик застосовуваного нагартованого сплаву АмгбНН (чи АмгбН) до значень «м'якого» АмгбМ в зоні зварювання. Так, з урахуванням співвідношення межі міцності АмгбНН до межі міцності АмгбМ, що дорівнює приблизно 1.3, і співвідношення межі міцності АмгбМ до межі міцності зварного шва цього сплаву, що дорівнює приблизно 1.1 (для швів I категорії), товщина закінцівок під зварювання $\delta_{\text{зак}}$ повинна бути приблизно на 40% більшою товщини основного матеріалу поза зоною зварювання δ_0 . Довжина зони впливу зварювання складає $l_{\text{зак}} = 3 \dots 7 \delta_{\text{зак}}$ і залежить від виду зварювання. Початкова товщина листа $\delta_{\text{поч}}$ вибирається на основі розрахункової товщини під зварювання $\delta_{\text{зак}}$ з урахуванням допусків (зазвичай мінусових) на товщину листів, що випускаються промисловістю. Зменшення початкової товщини оболонки до мінімальної розрахункової δ_0 (з певним допуском) здійснюється хімічним травленням зазвичай з внутрішнього боку оболонки (з метою збільшення об'єму бака). Не піддаються хімічному травленню зони під подовжні і кільцеві зварні шви і під установку (приварювання) арматури.

Фактична маса гладкої оболонки характеризується середньою «масовою» товщиною основного полотна $\delta^{\text{мас}}$ (тобто товщиною поза межами зварних швів) і додатковою в зонах зварних швів $\Delta\delta_{\text{з.ш.}}$. Припускаючи, що технологічні допуски на хімічне травлення $2\Delta_{\text{хим}}$ і на початкову товщину $2\Delta_{\text{поч}}$ мають нормальний розподіл, основна «масова» товщина $\delta^{\text{мас}}$ і додаткова $\Delta\delta_{\text{з.ш.}}$ можуть бути визначені за формулами

$$\delta^{\text{мас}} = \delta_0 + \Delta_{\text{хим}}; \quad \Delta\delta_{\text{з.ш.}} = (\delta_{\text{поч}} - \Delta_{\text{поч}}) - \delta^{\text{мас}}.$$

Вафельні оболонки

Останнім часом широке застосування в конструкції корпусів паливних баків знайшли вафельні оболонки. Порівняно з оболонками з пресованих панелей (панельно-стрингерними), і особливо порівняно з гладкими, вони більш ефективні по масі у разі комбінованого навантаження внутрішнім тиском і значними осьовими стискальними силами. Переваги вафельним оболонкам надають могутні, часто розташовані ребра, виготовлені заодно з обшивкою, низька чутливість до недосконалостей фо-

рми і можливість виготовлення цих оболонок з високоміцних нагартованих сплавів АМгбН і АМгбНН. Експериментально встановлено, що вафельні оболонки з різними видами орієнтації ребер (подовжньо-кільцевим, перехресним, перехресно-кільцевим) рівнозначні по масі. На практиці найбільше поширення знайшли оболонки з подовжньо-кільцевими ребрами як найкращі за технологією виготовлення.

Ребра вафельної оболонки виготовляються, як правило, в гладкій обичайці, що зварюється з двох напівобичайок, кожна з яких перед цим вальцюється з листової заготовки. Існують три основні методи виготовлення ребер: механічне фрезерування, електрохімічна обробка (ЕХО) і хімічне травлення.

Загальний вигляд вафельної оболонки з подовжньо-кільцевими ребрами показано на рис. 10.9.

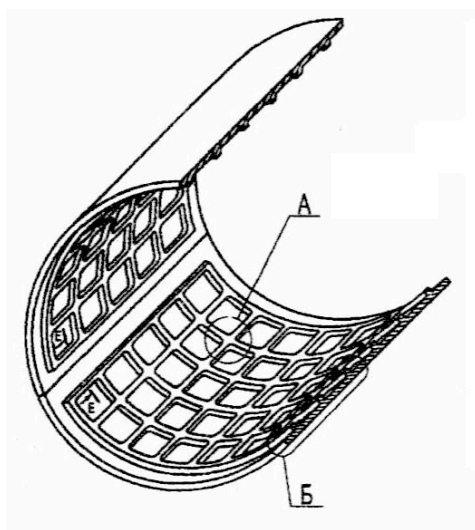


Рис. 10.9. Конструкція вафельної оболонки

Досконалість вафельних оболонок по масі багато в чому залежить від конфігурації ребер, яка обумовлена конкретним методом виготовлення, і від точності самих методів забезпечення заданих у кресленні розрахункових номінальних, як правило, мінімальних товщин.

Найвища точність виготовлення притаманна методу механічного фрезерування. Це обумовлено застосуванням фрезерних верстатів із програмною системою, що контролює відхилення товщини полотна безпосередньо в процесі обробки. Деяке нераціональне збільшення маси механічно фрезерованих оболонок пов'язане з наявністю радіусів сполучення ребер, що дорівнюють радіусу фрези.

Оболонки, виконані методом ЕХО, трохи поступаються за точністю механічно фрезерованим, а також мають конусоподібні ребра і виступи на дні кліток, обумовлені особливостями цього методу виготовлення. Істотним недоліком, що обмежує застосування методу ЕХО, є велика складність рекуперації металу з кислотного розчину.

Оболонки, виготовлені хімічним травленням, відрізняються низькою точністю і мають нераціональний профіль перетину ребер через те, що велика частина матеріалу розташована біля нейтральної осі перетину і не досить ефективно створює необхідний момент інерції перетину ребра. Внаслідок зазначених недоліків маса оболонок, виконаних хімічним травленням, виявляється більшою за масу механічно фрезерованих на 15.. .30% при однаковій несучій здатності.

Панельно-стрингерні оболонки

Поряд з вафельними значне поширення отримали на практиці панельно-стрингерні оболонки, які часто називаються панельними. Загальний вигляд панельної оболонки показано на рис. 10.10.

Основними перевагами панельних оболонок порівняно з вафельними є відносна простота виготовлення і високий коефіцієнт використання матеріалу.

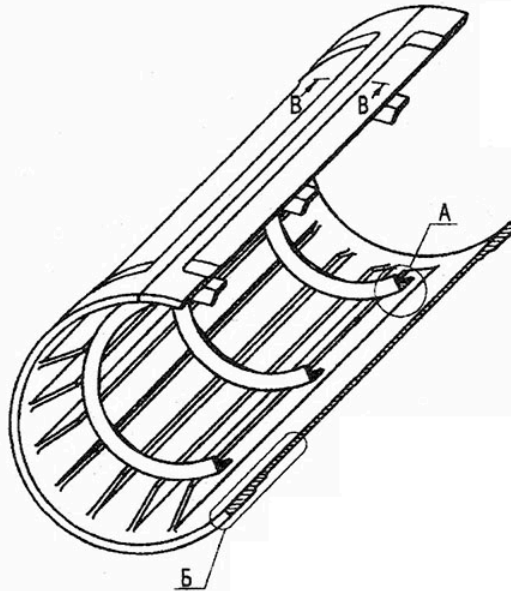


Рис. 10.10. Конструкція панельної оболонки

Вони зварюються з виконаних методом пресування панелей, поздовжні ребра (тобто стрингери) яких пресуються заодно з обшивкою. У оболонці до стрингерів через накладки за допомогою заклепок кріпляться проміжні (начіпні) шпангоути.

Істотний недолік полягає в можливості виготовлення панелей тільки з «м'яких» сплавів, що обумовлено технологією пресування панелей з нагрітого до високих температур зливка. Підвищити ж механічні властивості матеріалу шляхом нагартування пресованої панелі практично неможливо через складну форму поверхні панелі. Зазначений недолік призводить до того, що в багатьох випадках оболонки з пресованих панелей виявляються трохи важчими за вафельні. Панелі широко використовуються в тих випадках, коли основними є вимоги мінімальної вартості і простоти виробництва. Слід зазначити, що при однакових умовах – при однаковому конструкційному матеріалі, відсутності яких-небудь обмежень і неврахуванні технологічних допусків – маси раціонально сконструйованих панельних і вафельних оболонок близькі.

Оболонки з кільцевими ребрами

Оболонки з кільцевими ребрами (шпангоутами) мають максимальну ефективність по масі в умовах навантаження зовнішнім тиском. Тому найчастіше вони застосовуються як внутрішні стінки торових ємностей і в конструкції увігнутих кінцевих днищ циліндричних баків. Виготовляють оболонки із пресованих панелей шляхом їх згинання з наступним зварюванням по обшивці і ребрах, але значно поширенішим способом є виготовлення ребер токарною обробкою з попередньо

звареної обичайки великої товщини. У конструктивному відношенні оболонки мають досить простий вигляд (див. рис. 10.11).

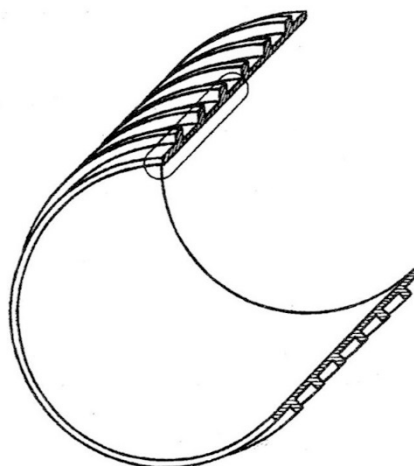


Рис. 10.11. Конструкція оболонки з кільцевими ребрами

Ребра оболонки можуть розташовуватися як із внутрішнього, так і з зовнішнього боку обшивки. Зовнішнє розташування ребер значно спрощує процес виготовлення оболонок.

10.6 Способи установки на паливних баках елементів різних систем

Паливні баки містять, окрім силових елементів, різні внутрішньобакові пристрої, зовнішні конструктивні надбудови і розташовувану усередині і зовні баків арматуру різних систем ракети. До них відносяться:

- витратні трубопроводи;
- забірні пристрої;
- демпфери коливань палива;
- сигналізатори системи контролю рівня палива при заправці (СКР);
- датчики системи одночасного спорожнення баків (ССБ);
- заправно-зливні клапани;
- дренажно-запобіжні клапани;
- елементи системи наддування (розпилювачі, газогенератори, клапани упоркування реагенту тощо);
- реле системи контролю тиску та системи контролю загазованості;
- сопла газореактивної системи (ГРС) гальмування ступенів;
- люки-лази;
- штуцери і фланці різного призначення;
- жолоби бортової кабельної мережі (БКМ);
- жолоби трубопроводів пневмогідравличної системи (ПГС).

Безпосередньо з конструюванням корпусів баків тією чи іншою мірою зв'язане конструювання витратних трубопроводів, забірних пристроїв, демпферів коливань, розпилювачів системи наддування, сопел ГРС, люків-лазів, жолобів БКМ і ПГС.

Питання конструювання різного роду сигналізаторів, датчиків, клапанів, реле, газогенераторів тощо є предметом спеціальних дисциплін. Їх розробка ведеться значною мірою самостійно, виходячи зі специфічних вимог, що пред'являються до них, а зчленування з баками узгоджується по місцях установки.

Установка на баках клапанів, витратних патрубків, розпилувачів системи наддування, сопел ГРС, люків-лазів та інших елементів може здійснюватися двома основними конструктивними способами: з використанням відбортовок (рис. 10.12 а) чи через зварні фланці (рис. 10.6.1 б). Різновидом конструкції, що поєднує у собі особливості і відбортовок, і зварних фланців, є установка елементів через комірць (рис. 10.12 в).

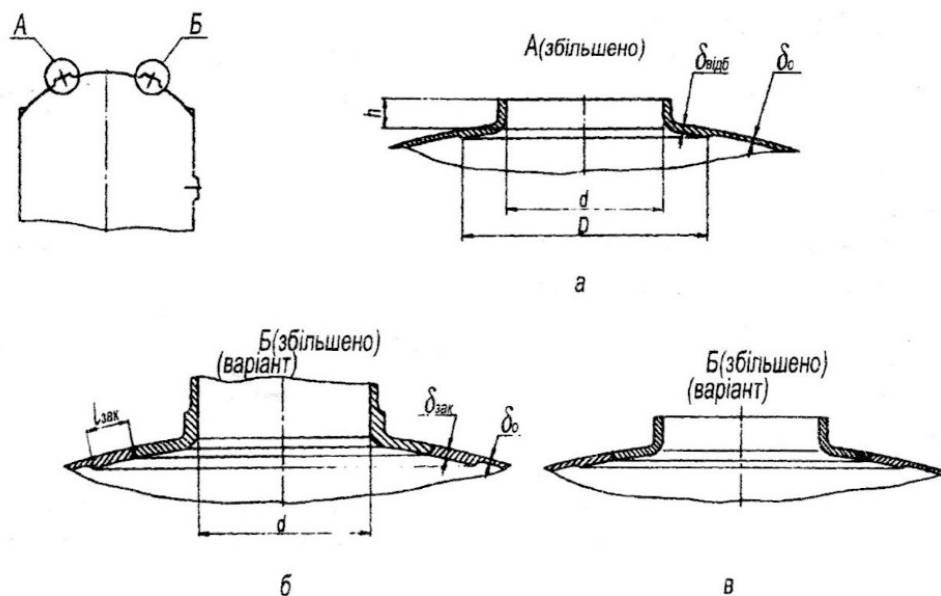


Рис. 10.12. Конструктивні способи установки арматури на корпусі бака:
а – з застосуванням відбортовки; б – з застосуванням зварного фланця;
в – з застосуванням комірця

Основні переваги відбортовок полягають у відсутності додаткової деталі, порівняно простому формуванні відбортовок витяжкою й у простоті забезпечення точного (без зазору) складання елемента, що приварюється, з відбортовкою, а це сприяє поліпшенню якості зварного шва. Забезпечення ж мінімального зазору між зварним фланцем і днищем чи стінкою бака можна досягти тільки при високій точності обробки фланця й отвору під нього.

Наявність отворів у силових оболонках бака в місцях установки арматури вимагає компенсації окантовки додатковим матеріалом. На практиці широко застосовується наближений метод розрахунку посилення отвору, побудований на принципі рівномірності окантовки з основною оболонкою. Він формулюється в такий спосіб: метал, вилучений з оболонки під отвір, має бути розміщеним у вигляді посилення, що окантовує цей отвір. При використанні відбортовок компенсація ослаблень шляхом посилення досягається за рахунок збільшення в зоні відбортовки основної (розрахункової) товщини оболонки δ_0 до $\delta_{від}$ і відповідного вибору розмірів зони стовщення D , h (див. рис. 10.12 а). Очевидно, що при невеликій товщині основної оболонки δ_0 і значних діаметрах отворів d ($d > 200...300$ мм) розміри окантовок $\delta_{від}$, D і h можуть виявитися нераціональними по масі чи за технологією виготовлення унаслідок великої необхідної товщини вихідного (початкового) листа $\delta_{поч}$, зважаючи на те, що $\delta_{поч} \approx \delta_{від}$. У цьому випадку доцільно використовувати зварні фланці.

Матеріал, що компенсує отвір у зоні зварного фланця, розміщується в конструкції самого фланця, а оболонка підсилюється тільки в зв'язку з наявністю зварного шва (див. $\delta_{зак}$, $l_{зак}$ рис. 10.12 б). Крім випадку, зазначеного вище (коли $d > 200 \dots 300$ мм), фланці застосовуються також при малих діаметрах отворів ($d < 20 \dots 30$ мм), тому що виготовлення відбортовок у цьому випадку викликає технологічні труднощі.

Комірці є по суті зварними фланцями, але простіші за них, тому що можуть бути виготовлені витяжкою (штампуванням) з листової заготовки.

Діапазон (за розміром d) доцільного застосування відбортовок, наведений вище, дано для сферичних оболонок. Для циліндричних і конічних поверхонь він виявляється більш вузьким. Пов'язано це зі складністю виготовлення плоского стику на відбортовці на місці приварки її до будь-якого елемента арматури. У процесі витяжки відбортовки виникає небажане «сідло», як наслідок різної кривизни циліндричної (конічної) оболонки у меридіональному і кільцевому напрямках. Тому зазвичай на циліндрі (конусі) використовуються зварні фланці, при цьому для виведення зрізу отвору під фланець в одну площину, тобто для ліквідації «сідла» (що бажано для спрощення виготовлення фланця і для застосування автоматичного зварювання), може застосовуватися підбортовка (див. рис. 10.13).

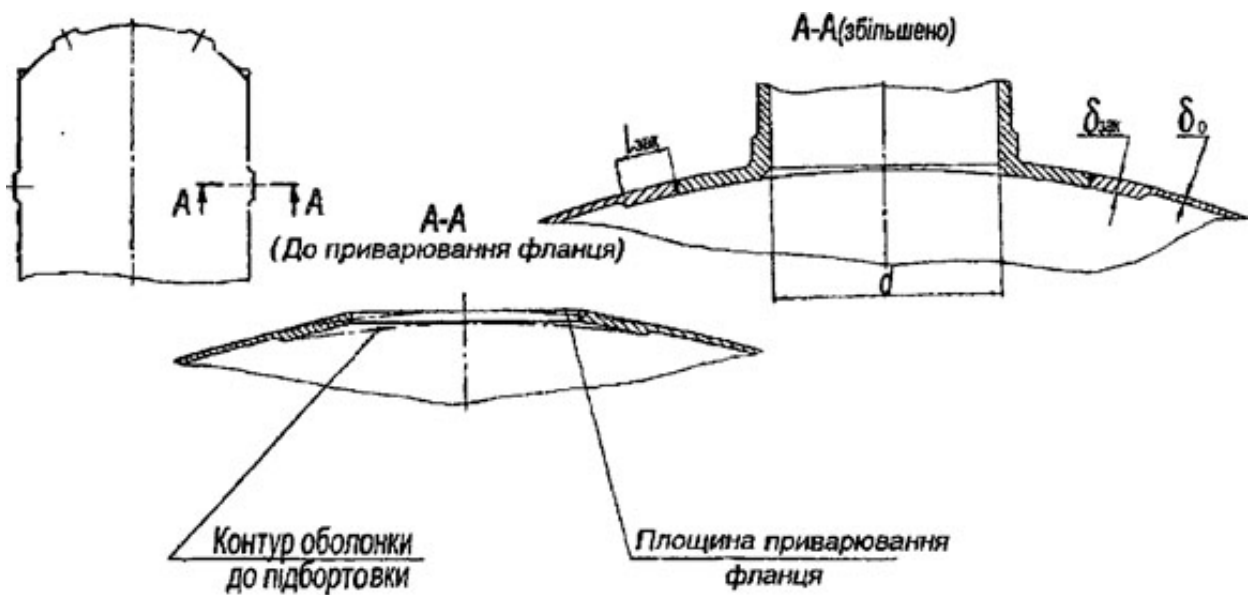


Рис. 10.13. Застосування підбортовки для приварювання фланця на циліндрі бака

Відбортовки, зварні фланці чи комірці можуть виконуватися як назовні бака, так і усередині його. На зовнішніх циліндричних поверхнях бака більш доцільне внутрішнє розташування відбортовок, зварних фланців чи комірців, тому що в цьому випадку арматура розташовується у виїмках, що сприяє зменшенню габариту бака по радіусу.

10.7 Вибір матеріалів та технологій виготовлення ракет-носіїв

Загальні положення

Питання конструкції та технології виробництва багатоступеневих ракет-носіїв, систем та агрегатів ракетно-космічної техніки (РКТ) потребують комплексного підходу на етапах ескізного та робочого проектування і прийняття конструкторсько-технологічних рішень, які повністю задовольняють вимогам технологічності, та за реальних умов виробництва забезпечують необхідну якість і мінімальні витрати трудових, коштовних та матеріальних засобів.

Поняття «технологічність» має велике значення для оцінки конструкції носія з точки зору інтересів виробництва. При залученні технології під час проектування конструкції апарата вирішуються питання з розподілу апарата на агрегати, відсіки і панелі, вибору конструкції з'єднань, вибору конструкційних матеріалів з заданими якістю і програмою випуску при виробництві, експлуатацією і ремонті.

Сучасні ракети-носії мають жорсткі параметри роботи: високі швидкості польоту супроводжуються великими перевантаженнями та вібрацією, високі температури в камері згоряння і на поверхні обтічників, високі тиски, високі швидкості течії компонентів палива в магістралях і гарячих газів із камер згоряння, що супроводжується ерозійним впливом на поверхні деталей, активність компонентів палива викликає ерозійні пошкодження.

Напружений режим роботи конструкції, її агрегатів та вузлів потребує застосування нових конструкційних матеріалів зі специфічними властивостями, такими як висока міцність, мала вага, корозійна та ерозійна стійкість. Цим вимогам насамперед задовольняють металеві матеріали. Тому більшість конструкцій ракет-носіїв (рідинні ракетні двигуни, баки пального, міжступеневі відсіки, головний обтічник та ін.) виготовлено саме з металевих матеріалів.

Класифікація матеріалів

За природою матеріали поділяють на металеві, неметалеві і композиційні. Метали умовно поділяють на чорні і кольорові. Чорні метали – це залізо і сплави на його основі (чавун, сталь, феросплави). З чорних металів виготовляються в основному наземні споруди для обслуговування та запуску виробів РКТ.

Найбільш уживаними у виробі РКТ серед кольорових металів є легкі (Al, Mg, Ti). Зі сплавів алюмінію виготовляють баки та сухі відсіки ракет-носіїв, силові елементи конструкції.

Неметалеві матеріали застосовуються в виробі РКТ для теплоізоляції, виготовлення конструкційних пластмасових елементів, ущільнювачів та ін.

Композиційні матеріали (композити) виготовляють об'ємним поєднанням хімічно різномірних компонентів. Вони складаються переважно з пластичної металевої або неметалевої сполучної основи і армуючих добавок у вигляді порошків, волокон або шарів. Монолітне з'єднання основи і зміцнювачів забезпечує композитам кращі властивості, ніж їх мають складові компоненти. Зміна кількісного співвідношення між складовими композитів дозволяє більше змінювати їх властивості. Так, алюміній можна зробити значно міцнішим, гуму – електропровідною чи магнітною, пластмасу – вогнестійкою. Типовими представниками композитів є металокераміка, склопласт-

тики, вуглеметалопластики. У РКТ широко застосовуються вуглепластики (корпуси твердопаливних двигунів, конструкційні та теплозахисні конструкції), та вуглець-вуглецеві матеріали (вкладиш критичного перерізу у двигуну).

На матеріали виробів РКТ під час експлуатації впливають такі основні фактори: механічне навантаження, вплив високих та низьких температур; вплив зовнішнього середовища (повітря, вакуум), вплив чинників космосу.

Основні вимоги до матеріалів, які використовуються у ракето-космічному виробництві: жаростійкість, жароміцність, мала питома маса, висока корозійна стійкість; механічна міцність; задовільні теплові характеристики; вологостійкість.

Таким чином, під час вибору матеріалів для застосовування у виробках РКТ необхідно аналізувати їх властивості:

- хімічні, які характеризують відношення матеріалу до дії різних середовищ;
- фізичні, які притаманні даному матеріалу чи речовині особливості, що зумовлюють його різницю чи спільність з іншими речовинами чи матеріалами;
- фізичні, що характеризують зміну агрегатного стану матеріалу;
- фізичні, що характеризують здатність матеріалів взаємодіяти з потоками мас і випромінювань;
- термічні;
- електричні;
- механічні.

Основні матеріали, що використовують в РКТ

Головним конструкційним матеріалом, що застосовується в силових конструкціях сучасних вітчизняних ракетах, є сплави алюмінію завдяки їх малої питомої маси та значної питомої міцності. Питома міцність – відношення максимально допустимих механічних напружень, які матеріал здатен витримувати без руйнування, до густини матеріалу.

Найбільш поширеним із деформівних алюмінієвих сплавів, що застосовуються у виробках РКТ ДП «КБ «Південне» є АМг6. Сплав алюмінієвий АМг6 – деформований, зварюваний, термічно міцний, корозійностійкий сплав. Застосовується для виготовлення деталей та штампозварних конструкцій, до яких висуваються вимоги щодо обмеження ваги, що працюють в інтервалі температур від мінус 196 до плюс 150 °С. Сплав застосовується у відпаленому АМг6.М та нагартованому АМг6.НПП станах. Для виготовлення штампосварних конструкцій матеріал застосовується у відпаленому стані.

У виробках РКТ ДП «КБ «Південне» також застосовуються:

- 1) інші алюмінієві сплави – АМг1, АМг3, Д1, Д16, АК6, АК8, В95 тощо;
- 2) вуглецеві сталі – Ст3, 08, 10, 20, 25, 35, 40, 45 тощо;
- 3) леговані сталі та сплави:
 - жаростійкі та жароміцні корозійностійкі сталі; 12Х18Н10Т тощо;
 - високоміцна легована сталь: 28Х3СНМВФА;
 - вуглецеві леговані сталі: 10ХСНД, 45Х1, 40Х, 51ХФА тощо;
 - сталі підвищеної оброблюваності: А12, А20;
- 4) сплави титану – ВТ6, ВТ23, ВТ20, ВТ14, ОТ-4 тощо;
- 5) мідні сплави та багато інших матеріалів.

Часто титанові сплави легують алюмінієм, він збільшує міцність і жароміцність, зменшує шкідливий вплив водню, збільшує термічну стабільність. Для підвищення зносостійкості титанових сплавів їх піддають цементації або азотуванню.

Титанові сплави застосовуються, зокрема, для виготовлення:

- силових деталей, які працюють тривалий час в інтервалі температур від мінус 50 до плюс 450 °С;
- штампозварних силових деталей, які працюють довго за температури до плюс 400 °С і короткочасно до плюс 800 °С;
- штампозварних конструкцій (шпангоути, обшивка, корпуси та ємності високого внутрішнього тиску), що працюють при температурах від мінус 100 до плюс 500 °С;
- деталей газотурбінного двигуна, корпусних деталях, зварних вузлах, які тривало (до 5000 годин) працюють при температурі плюс 500 °С, і короткочасно (до 5 хвилин) при температурі до плюс 800 °С;
- силових конструкцій, у тому числі для деталей кріплення, що працюють при температурах від мінус 196 до плюс 450 °С, та ємностей високого тиску, що працюють в інтервалі температур від мінус 50 до плюс 80 °С.

Для виготовлення контактів, шин струмоведучих деталей, і навіть ущільнювальних кілець, шайб, заклепок, що працюють при температурах від мінус 253 до плюс 250 °С застосовуються мідні сплави М1, М3.

Окрім металів і сплавів у ракетно-космічній техніці також використовуються неметалеві матеріали. Основні типи неметалевих матеріалів, що застосовуються у РКТ:

- полімерні матеріали, до яких відносяться також полімерні композити;
- теплозахисні і теплоізоляційні матеріали і покриття;
- ерозіонностійкі матеріали;
- клеї, герметики, пінопласти.

Технології виготовлення виробів РКТ

Процес проектування виробів ракетно-космічної техніки розподіляється на чотири основних етапи: розробка тактико-технічного завдання, розробка технічних пропозицій, ескізне проектування та робоче проектування. Після затвердження робочого проекту відбувається технологічна підготовка виробництва: розробляються робочі технологічні процеси, проектується та виробляється технологічне оснащення, підбирається технологічне обладнання та інше.

Загальний технологічний процес складається з окремих технологічних процесів виготовлення окремих деталей, окремих складальних одиниць, агрегатів, відсіків та виробів в цілому, а також їх контролю та випробування.

Технологічний процес виготовлення та складання ракети містить у собі такі основні технологічні процеси:

- 1 Виготовлення основних елементів оболонки конструкції.
- 2 Виготовлення фермових і каркасних корпусів.
- 3 Виготовлення трубопроводів, кулебалонів, елементів автоматики, електричної мережі, приладів та іншої внутрішньої арматури.

- 4 Виготовлення двигунних та рульових установок.
- 5 Складання приладових, хвостових і перехідних відсіків та обтичників.
- 6 Складання, зварювання баків.
- 7 Загальне складання окремих ступенів та носія в цілому.

Конструкції ракет-носіїв повинні бути жорсткими, з мінімальним запасом міцності та оптимальними ваговими характеристиками. Але носій складається з нежорстких елементів, які мають складні форми і сполучення, великі габарити та різноманітні стикувальні деталі, що потребує особливого методу виробництва для забезпечення високої точності та взаємозамінності, який називається плазово-шаблонним методом, тому на підприємстві повинен бути цех з високоточним обладнанням.

Розвиток обчислювальної техніки, математичного та програмного забезпечення, створення засобів автоматизації введення та виведення графічної інформації дозволили, на сьогоднішній день, повністю відмовитися від конструктивних та технологічних плазів, а також від шаблонів основної групи. Першоджерелом виробництва робочих шаблонів тепер служить математична модель деталі, створена у пам'яті комп'ютера. Виготовлення шаблонів, технологічного оснащення, еталонів поверхонь, а також деталей здійснюється на верстатах з ЧПУ, контроль шаблонів - за розмірами, знятими з комп'ютера, а контроль оснастки та, у разі складних контурів, механооброблюваних деталей - за шаблонами.

Корпус носія складається з листових деталей, тому підприємство повинне мати цехи з потужними пресами листового та об'ємного штампування, великогабаритні згинальні стани для отримання обичайок, днищ, панелей та інше, що пов'язано з великою кількістю штампів і валків. Для з'єднання обичайок та панелей між собою та зі стикувальними елементами складальні цехи повинні бути оснащені великогабаритними стендами клепання і зварювання, а також стендами вимірювання геометричних параметрів та випробування.

Важливим елементом технологічного процесу є операція. Технологічною операцією називається кінцева частина технологічного процесу, яка виконується на одному робочому місці для однієї деталі або декільких деталей при складанні. Операції розподіляють на основні та допоможні. Основні операції – це операції, які спрямовані на зміну геометричних форм і розмірів, внутрішньої структури або властивостей оброблюваних об'єктів виробництва, зміну розташування деталей при складальних роботах, а також випробування деталей, вузлів, агрегатів, відсіків та виробу в цілому. Окрім цього до основних операцій відносяться: термообробка, рентгеноконтроль, вимивання та сушіння, фарбування та інше.

Допоміжними операціями є операції контролю якості, комплектування, маркування, складування та інше.

Таким чином, агрегати і системи ракетно-космічної техніки з металів та сплавів, до яких відносяться оболонки корпусу, фермово-каркасні корпуси, кулебалони високого тиску для наддуву баків, трубопроводи, двигуни, виготовляють шляхом виконання певних технологічних операцій.

Як приклад наведена технологія виготовлення стрингера з силового набору в конструкції обичайки оболонки корпусу.

Технологія виготовлення стрингерів залежить від початкових заготовок, якими можуть бути стандартні профілі або листи.

Основні операції технологічного маршруту виготовлення стрингерів з листових заготовок:

1. Кроїння листа на стрічки.
2. Прокатування стрічки за профілем перетину.
3. Розрізання профілів по довжині з припуском.
4. Зачищення задирок та клеймування.
5. Правлення профілю від загвинчування.
6. Отримання місцевих ускладнень форми (скосів, радіусів та інше).
7. Торцювання припусків по довжині.
8. Термічна обробка.
9. Нанесення покриття.
10. Контроль розмірів та прямолінійності.

Коли початковою заготовкою є стандартний профіль, тоді відсутні дві перші операції.

11 ПРОЕКТУВАННЯ ПНЕВМОГІДРАВЛІЧНИХ СИСТЕМ РІДИННИХ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК РАКЕТ-НОСІЇВ

11.1 Призначення та загальні положення

Пневмогідролічна система (ПГС) рідинної ракети – це сукупність пневмогідролічних пристроїв рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ), що складаються з ПГС одного або кількох рідинних ракетних двигунів (РРД), паливних баків, витратних магістралей і допоміжних пристроїв і систем, що забезпечують заправку баків компонентами палива і заряджання акумуляторів тиску, зберігання робочих продуктів без зміни їх властивостей у заданому діапазоні параметрів, забезпечують передпусковий та основний наддуви баків, безперервну подачу палива із заданими параметрами в камери згоряння двигунів під час їх роботи, а також роботу агрегатів автоматики та регулювання відповідно до циклограми роботи та програми польоту.

Пневмогідролічна система подачі палива (ПГСП) забезпечує всі згадані операції та подачу палива на вхід до РРДУ. Під параметрами на вході в двигун (тиск, температура, витрата, суцільність тощо) розуміють параметри, заміряні в місцях приєднання двигуна до ПГСП.

Структура ПГС РРДУ і конструкція елементів, що входять до нього, істотно залежать від роду палива, виду старту, видів системи подачі палива і бортового наддуву, тривалості експлуатації в заправленому стані тощо.

11.2 Функціональний склад

Функціональний склад ПГСП наведений на рис.11.1

ПГС РРДУ ракет-носіїв за функціональним призначенням підрозділяється на наступні комплексні системи:

1. Паливна система, що включає наступні підсистеми:

- видаткові магістралі – сукупність трубопроводів, вузлів та агрегатів, що забезпечують транспортування компонентів палива до РРД;
- забірні пристрої – сукупність внутрішньобакових пристроїв, що забезпечують організований забір компонентів з паливних баків із мінімальними залишками незабору;
- підсистеми, що забезпечують подачу палива в двигун при запуску та в умовах невагомості;
- сукупність пристроїв, що забезпечують безперервну подачу палива (суцільність потоку рідкого палива в РРД);
- підсистеми демпфування коливань палива – сукупність пристроїв та пристроїв, що дозволяють забезпечити поздовжню стійкість при польоті ракети;
- підсистеми підживлення – сукупність пристроїв, що забезпечують живлення РРД компонентами палива з бортових ємностей.

2. Система заправки – комплекс пристроїв, що забезпечують заправку (злив) та зарядку (скидання) ємностей паливом та газом.

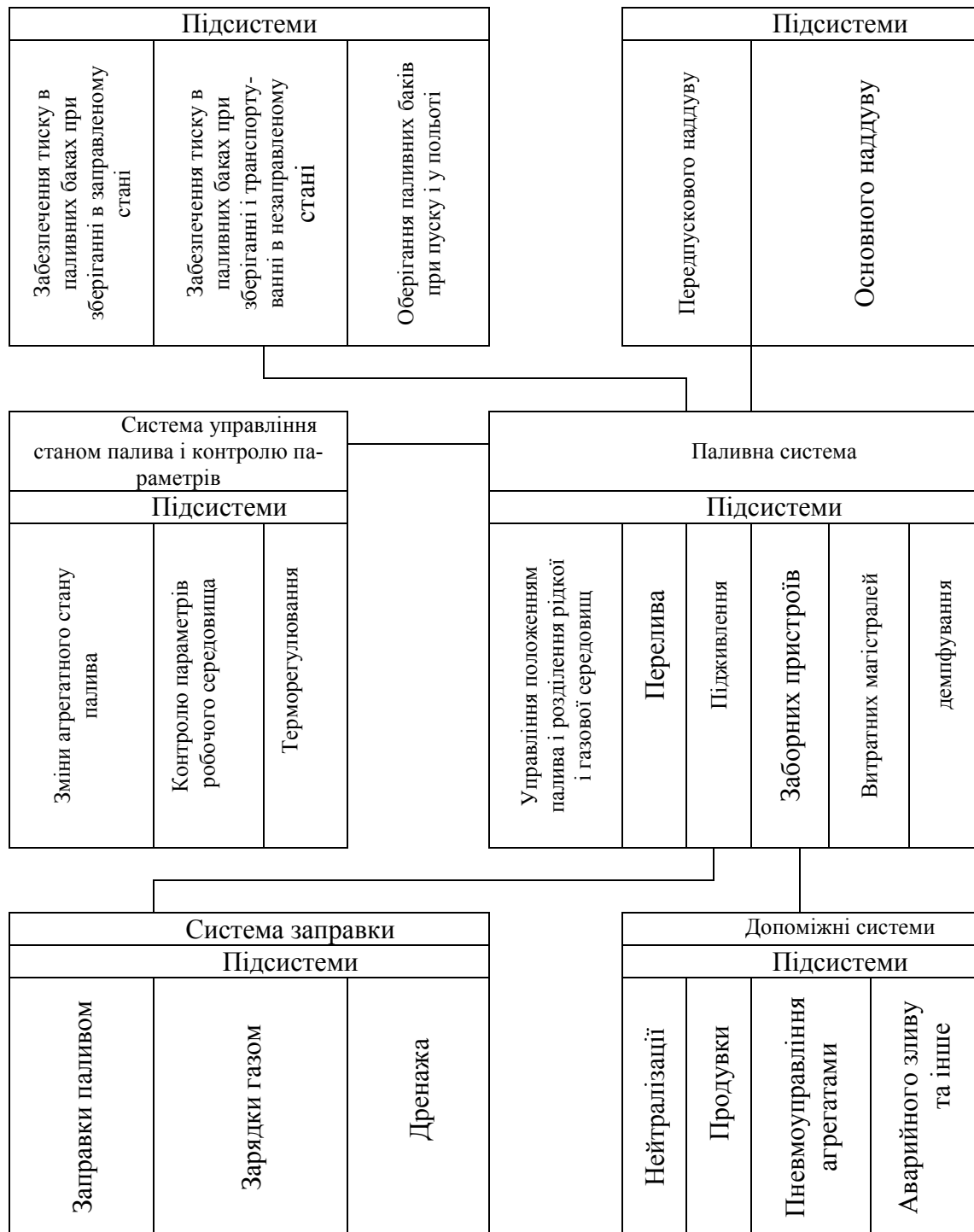


Рис. 11.1. Функціональний склад ПГСП

Ця система може складатися з наступних підсистем:

- заправки паливом – сукупність пристроїв, які забезпечують заправку, до-заправку, злив та повторну заправку компонентами палива;
- зарядки газом – сукупність пристроїв, що забезпечують зарядку та скидання газу;
- дренажу – сукупність пристроїв, які забезпечують дренаж газів із ємностей під час заправки.

3. Система наддуву – комплекс пристроїв, які забезпечують необхідні тиску газу паливних баках. Зазвичай вона складається з наступних підсистем:

- передпускового наддуву – сукупність пристроїв, що забезпечують наддув (піднаддув) паливних баків до виходу на режим системи основного наддуву;
- основного наддуву – сукупність бортових пристроїв, що забезпечують наддув паливних баків при двигунах, що працюють.

4. Система обмеження тиску – комплекс пристроїв, що оберігають ПГС від руйнування та розгерметизації у процесі експлуатації (ампулізації).

Така система може складатися з наступних підсистем:

- сукупності пристроїв, які забезпечують необхідний діапазон тиску в паливних баках у процесі зберігання у заправленому стані;
- запобігання паливним бакам при пуску та в польоті – сукупність пристроїв та заходів, що забезпечують обмеження тисків у баках при наддуві.

5. Система управління станом палива – комплекс пристроїв, які забезпечують необхідні характеристики та параметри компонентів палива під час експлуатації ПГС. Система управління станом палива та контролю параметрів може складатися з наступних підсистем:

- терморегулювання – сукупність пристроїв та заходів, що забезпечують підтримку заданих значень температури палива в період експлуатації;
- контролю параметрів робочого середовища (у баках, балонах) – сукупність пристроїв, що забезпечують вимірювання характеристик робочого тіла у ПГС та видачу відповідних сигналів у систему управління;
- сукупності пристроїв, що забезпечують переведення компонентів палива з різних агрегатних станів у рідкий (або газоподібний) з необхідними характеристиками, необхідними для нормальної роботи двигунів.

6. Допоміжні системи:

- нейтралізації;
- продування;
- пневмоуправління агрегатами;
- аварійного зливу;
- резервування;
- пневмосистеми/пристрої відділення різних об'єктів (ступенів, обтічника, КА тощо);
- пасивації відпрацьованого ступеня (з утилізацією залишків палива та газу).

11.3 Основні вимоги

Пневмогідравлічні системи повинні відповідати наступним основним вимогам, обумовленим тактико-технічними, конструктивними та експлуатаційними особливостями:

- мати мінімальну масу при забезпеченні заданої надійності функціонування;
- розміщення максимально можливої кількості агрегатів та систем поза бортом;
- мати мінімально необхідну кількість роз'ємних з'єднань, забезпечувати необхідну герметичність;
- виключати випадковий контакт компонентів палива один з одним;
- мати достатню міцність та мінімальну вартість при оптимальній масі;

- мати необхідну корозійну стійкість і не викликати зміни складу компонентів палива;
- мати мінімально можливі гідравлічні опори за оптимальної маси;
- повинні бути технологічні у виготовленні та при випробуваннях на герметичність, функціонування тощо;
- складатися по можливості з недефіцитних матеріалів, відповідати чинним стандартам та нормам;
- мати віброміцність і вібростійкість при експлуатації;
- мати мінімально можливу кількість пневмо – та гідрозв'язків із позабортовими системами, виключати можливість неправильного підключення до них у процесі виконання технологічних операцій (у тому числі при складанні на заводі-виробнику та при експлуатації);
- забезпечувати максимально можливе зливання компонентів палива без залишку та можливість проведення повторної заправки паливом;
- забезпечувати автоматичні та дистанційні перевірки різних підсистем на заводі-виробнику та під час експлуатації;
- забезпечувати максимальну автоматизацію управління у процесі підготовки та старту;
- забезпечувати мінімально можливі терміни та матеріальні витрати на розробку та виготовлення.

Залежно від призначення ракети-носія та виду старту до ПГСР РРД можуть пред'являтися й спеціальні вимоги:

- мінімально можливий час передстартових операцій;
- мінімально-необхідна кількість операцій контролю за станом ПГСР під час зберігання та експлуатації;
- резервування найбільш відповідальних вузлів та агрегатів ПГСР;
- можливість багаторазового включення двигунів та забезпечення роботи ПГСР в умовах невагомості та знакозмінних перевантажень;
- забезпечення заходів щодо боротьби з космічним сміттям, безпеки та підтримання нормальних екологічних умов.

11.4 Основні параметри

Початковими даними для проектування ПГСР є:

- технічні вимоги на розробку виробу;
- фізико-хімічні характеристики компонентів палива;
- параметри навколишнього середовища;
- діючі параметри (перевантаження) траєкторії польоту;
- потрібні мінімальні та максимальні значення вхідних параметрів двигунів.

Основними параметрами пневмогідравлічної системи подачі, що розробляється, є:

- тиск та температура палива на вході в двигуни;
- час роботи та зміна тиску в баку під час роботи системи передпускового наддуву;
- час виходу на режим систем наддуву;
- витрата палива з бака (у тому числі заливка та достартова витрата ДК);
- концентрація розчиненого газу у паливі;

- витрата, температура та властивості газу наддуву;
- робочі запаси компонентів палива;
- залишки компонентів палива, що не використовуються, (теплові, конструкторські тощо);
- гідравлічні втрати у системах подачі;
- тиск та температура у газових обсягах баків;
- мінімальні вільні газові обсяги баків;
- маса сухої пневмогідравлічної системи подачі;
- характеристики надійності.

Як приклад роботи ПГС розглянемо роботу пневмогідравлічної системи III ступені РН «Циклон-4».

11.5 Робота пневмогідравлічної системи III ступені РН «Циклон-4»

Третій ступінь РН «Циклон-4» являє собою космічну ступінь на таких компонентах палива, як тетроксид діазоту і несиметричний диметилгідрозин, з включенням маршового двигуна до п'яти разів.

На рис. 11.2 наведена пневмогідравлічна система подачі палива. До її складу входить низка функціональних систем.

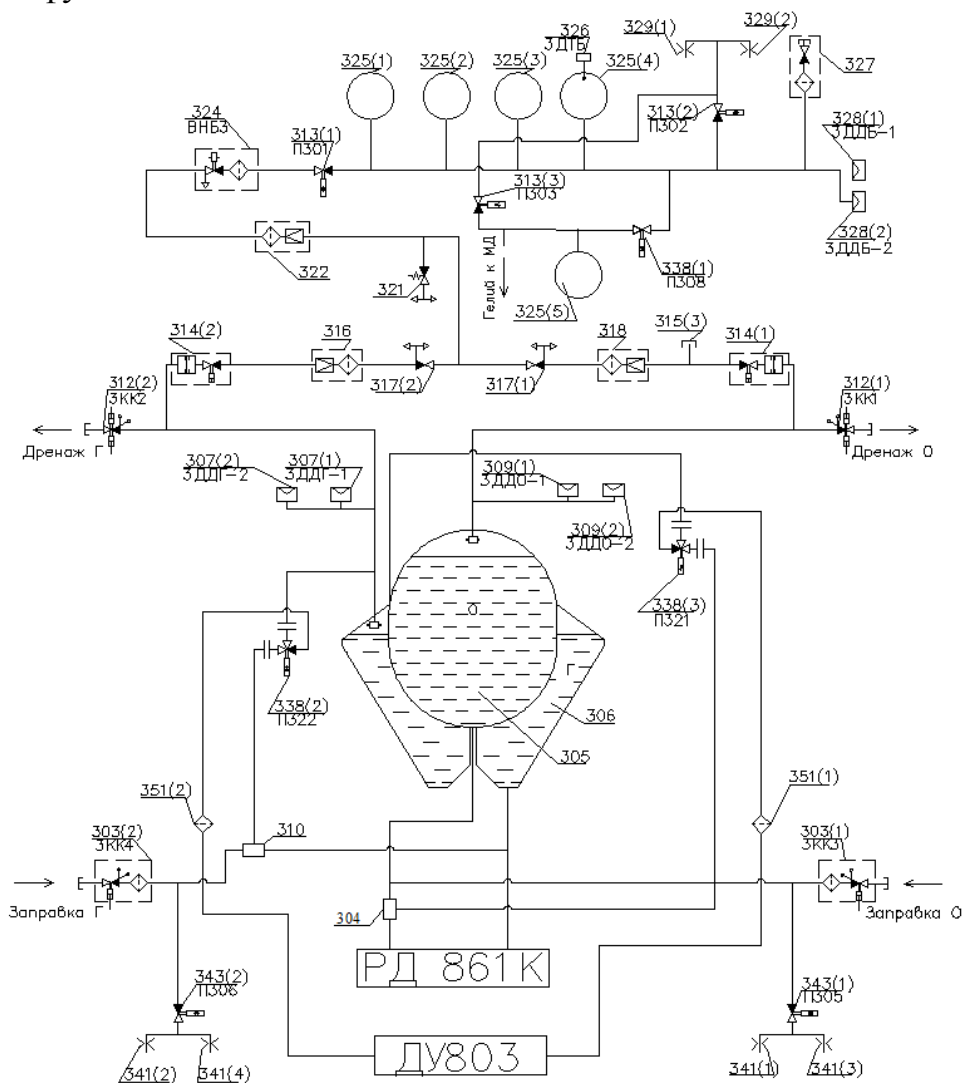


Рис. 11.2. Пневмогідравлічна система подачі палива III-го ступеня РН «Циклон-4»

Паливна система

Призначена для розміщення, зберігання та подачі компонентів палива на входи в маршовий двигун та рідинну реактивну систему (РРС).

У польоті паливна система забезпечує подачу компонентів палива (КП) у маршовий двигун (МД) через видаткові магістралі і в РРС через капілярні колектори окислювача 304 і пального 310. Капілярний колектор окислювача входить до складу витратної магістралі (ВМ) подачі окислювача в МД. Капілярний колектор пального входить до складу заправної магістралі пального, яка зістикована з ВМ подачі пального в МД.

Пристрої забезпечення суцільності КП включають в себе забірні пристрої, призначені для подачі КП з найменшими гідравлічними опорами і залишками незабору компонентів палива; капілярні стабілізатори, що утримують частину компонентів палива без газових включень біля входів у видаткові магістралі на пасивних ділянках польоту; стільникові накопичувачі для забезпечення живлення РРС в паузах між включеннями МД.

Після виконання польотного завдання (ПЗ) при штатному польоті і при задіянні системи польотної безпеки при позаштатному польоті паливна система забезпечує скидання через систему видалення (пасивації) залишків КП і газу наддува з порожнин паливного відсіку і витратних магістралей.

Система заправки порожнин паливного відсіку компонентами палива

Забезпечує прийом КП від наземних засобів заправки, герметизацію паливних систем після заправки та зливу КП у разі потреби.

Заправка порожнин паливного відсіку (ПВ) може здійснюватися послідовно або одночасно. При цьому порожнина окислювача заправляється з деяким випередженням у порівнянні із заправкою порожнини пального.

Порядок проведення заправки:

- при відкритому дренажному клапані порожнини окислювача 312(1) відкривається заправний клапан 303(1);
- окислювач надходить у заправну магістраль, а потім у порожнину паливного відсіку;
- після закінчення видачі заданої дози закривається наземний заправний клапан, а потім бортовий 303(1);
- при відкритому дренажному клапані порожнини пального 312(2) відкривається заправний клапан 303(2);
- пальне надходить у заправну магістраль, а потім у порожнину ПВ;
- після закінчення видачі заданої дози закривається наземний заправний клапан, а потім бортовий 303(2);
- перед пуском дренажні клапани 312(1, 2) закриваються, відбувається скидання тиску з дренажних та заправних магістралей за допомогою наземних систем.

При скасуванні пуску злив КП здійснюється у такому порядку:

- при відкритому дренажному клапані 312(2) відкривається заправний клапан 303(2) порожнини пального;
- після закінчення зливу клапан 303(2) закривається;

- при відкритому дренажному клапані 312(1) відкривається заправний клапан 303(1) порожнини окислювача;
- після закінчення зливу клапан 303(1) закривається.

Дискретні сигналізатори граничного рівня палива ЗДСРО, ЗДСРГ забезпечують видачу сигналу в наземні засоби у разі перезавправки ПВ.

Датчики тиску ЗДТО-1, ЗДТО-2 (309-1,2), ЗДТГ-1, ЗДТГ-2 (307-1,2) призначені для контролю тиску в порожнинах ПВ при передстартовій підготовці, заправці РН компонентами, знаходженні на СП у заправленому стані, в процесі зливу та зберігання ступені після зливу КП .

Система дренажу з порожнин паливного відсіку

Забезпечує взаємодію паливного відсіку (ПВ) з атмосферою при зберіганні «сухої» ступені, взаємодію з наземними ємностями при знаходженні РН на стартовій позиції (СП), скидання газів з порожнин ПВ при їх вентиляції перед заправкою, в процесі заправки, наддув порожнин при зливі КТ.

Дренажні клапани 312(1), 312(2) містять кінцеві контакти ЗКК1, ЗКК2. Ці контакти дозволяють контролювати положення рухомих частин клапанів при експлуатації ступені. При замкнутих контактах ЗКК1, ЗКК2 дренажні клапани 312(1), 312(2) – відкриті, при розімкнених – закриті.

Система наддуву порожнин паливного відсіку

Газобалонна редукторна система наддуву (СН), з використанням гелію як робочого тіла, призначена для забезпечення необхідного тиску в порожнинах ПВ і на вході в двигуну установку (ДУ) при кожному запуску МД та його роботі на режимі, а також при роботі рідинної реактивної системи (РРС).

Балони 325(1), 325(2), 325(3) розміщення та зберігання стиснутого гелію являють собою сталевий тонкостінний корпус з міцніючою композиційною оболонкою.

Включення в роботу СН (із забезпеченням попереднього наддуву) проводиться при польоті другого ступеня наступним чином:

- одночасним спрацьовуванням піроклапану 313(1) та електропневмоклапану (ЕПК) 324 газ з балонів подається в редукційний клапан 322;
- при подачі керуючого тиску відкриваються блоки клапанів 314(1, 2);
- редукційний клапан 322 знижує тиск гелію, що надходить з балонів до значень, при яких редуктори 316, 318 забезпечують мінімальний розкид необхідних тисків у порожнинах ПВ;
- перекирвні клапани 317 (1, 2) відкриваються тиском газу наддува, який, проходячи через блоки клапанів 314 (1, 2) (прориваючи мембрану при першому включенні), потрапляє в порожнини ПВ;
- вимикання СН проводиться зняттям напруги з ЕПК 324 припиненням подачі керуючого тиску і закриттям блоків клапанів 314 (1, 2); перекирвні клапани 317 (1, 2) при цьому закриваються.

Система заповнення балонів гелієм

Призначена для заповнення гелієм балонів 325(1), 325(2), 325(3), тобто системи наддуву порожнин ПВ, балона 325(4) – забезпечення запуску МД та скидання гелію

при необхідності. Заповнення балонів гелієм високого тиску проводиться на технічній позиції (ТП).

Гелій подається в балони через відкритий спеціальним пристосуванням зарядний клапан 327. Контроль заповнення здійснюється за допомогою наземних засобів і бортових датчиків тиску 328(1), 328(2) та температури 326.

Після закінчення заповнення на зарядний клапан встановлюється герметизуюча заглушка. Скидання тиску з балонів виконується так само, як і при заповненні.

Система видалення компонентів палива та газів

У рамках боротьби з космічним сміттям на третьому ступені скидання залишків КП та газу наддуву із системи живлення після виконання ПЗ при штатному польоті забезпечує система пасивації: видалення КП та газів з балонів СН та запуску МД; порожнин ПВ; ВМ (від її входу до входу в магістраль заправки). До складу системи входять агрегати автоматики одноразового спрацьовування:

- піроклапани 343(1, 2) для скидання залишків КП із порожнин ПВ через жиклери 341(1-4);
- піроклапани 313(2, 3) для скидання залишків газу з балонів 325(1-4) через жиклери 329(1, 2).

Порядок функціонування системи після виконання ПЗ полягає у послідовному спрацьовуванні цих піроклапанів.

11.6 Особливості ПГС РН на криогенних компонентах палива

Криогенними компонентами палива прийнято називати рідини, критична температура яких менша за максимальну температуру в умовах експлуатації або зберігання. При експлуатації криогенних компонентів у нетеплоізованих системах виникає тепловий потік з навколишнього середовища до рідини, який викликає прогрів та випаровування компонента. Введення теплоізоляції істотно ускладнює систему подачі рідинного ракетного палива (РРП).

У криогенних паливах, що є зрідженими газами, можливий гейзерний ефект, що є ежекцією рідини інтенсивно утворюючимися парами в паливних магістралях при відкритті пускових клапанів. Зріджений газ, стикаючись зі стінками трубопроводу, закипає, в результаті утворюються газові бульбашки, які спливають і викидають паливо з магістралі. Подальше заповнення магістралі рідиною може супроводжуватися гідроударом. Імовірність виникнення гейзерного ефекту тим менша, чим коротша магістраль; крім того, для запобігання гейзерного ефекту призводять вдув в магістралі гелію і примусову циркуляцію палива.

З усіх можливих криогенних РРП найбільшого поширення набули два компоненти: рідкий кисень і рідкий водень. Їх низькі температури кипіння (див. табл. 11.1) призводять до великих складнощів у системах подачі при заправці, зберіганні та транспортуванні компонентів РРП.

В результаті припливу теплового потоку з навколишнього середовища криогенний компонент прогривається і випаровується, збільшуючи тиск у порожнині над поверхнею розділу. Якщо парова область має дренаж і компонент знаходиться при температурі кипіння, то все підведене тепло йде на випаровування. При зберіганні кри-

огенного компонента, недогрітого до температури кипіння (відповідно до тиску), у полі тяжкості відбувається теплове розшарування.

Таблиця 11.1 – Основні експлуатаційні характеристики компонентів РРП

Компонент палива	$T_{\text{кип}}, \text{K}$	$T_{\text{пл}}, \text{K}$	ГДК мг/л	$\rho, \text{кг/м}^3$	Корозійна активність	Вибухонебезпека	Пожежо-небезпека
F_2	85,02	53,6	$5 \cdot 10^{-3}$	1503	Дуже активний	Дуже небезпечний	Небезпечний
O_2	90,2	54,5	-	1135	-	Відносно безпечний	”
N_2O_4	294	262	$1,8 \cdot 10^{-3}$	1450	Дуже активний	Небезпечний	Відносно безпечний
HNO_3	359,2	232	$5 \cdot 10^{-3}$	1509	Теж		
$\text{H}_2\text{O}_2(100\%)$	423	272,6	-	1450	Активна	Відносно безпечний	
ClF_3	285	197	$0,4 \cdot 10^{-3}$	1866	Дуже висока	Небезпечний	Небезпечний
H_2	20	14	-	70,7			
Керосин Т-1	425	213	0,3	800	-		
$(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$	336	216	$0,5 \cdot 10^{-3}$	800	Слабка	”	
N_2H_4	385,6	275	$1 \cdot 10^{-3}$	1004	Слабая	Каталитично Небезпечний	”
$\text{CH}_3\text{N}_2\text{H}_3$	360	220	$0,35 \cdot 10^{-3}$	871	Слабка	Небезпечний	”
А-50	343	265	$0,35 \cdot 10^{-3}$	900	Слабка	Небезпечний	Небезпечний
V_5H_9	331,6	226,6	$0,01 \cdot 10^{-3}$	680	Слабо активен	Дуже небезпечний	Дуже небезпечний
CH_4	112	91	-	451		Відносно безпечний	Небезпечний

Примітка. ГДК – гранично допустима концентрація речовини у повітрі.

Для зниження втрат компонента на випаровування використовуються теплоізовані стаціонарні, транспортні та льотні ємності. В якості теплоізоляції можуть використовуватися пористі матеріали (пінополіуретан, пінополістирол та ін), високовакуумна, вакуумно-порошкова та екранно-вакуумна тепла ізоляція (ЕВТІ).

У стаціонарних, і навіть великих транспортних ємностях добові втрати кисню становлять приблизно 0,3 %, водню – 0,5 %. При виборі оптимальної товщини теплоізоляції для стаціонарних сховищ втрати можуть бути знижені приблизно до 0,1%.

Для використання рідкого кисню в одноразових ракетах-носіях зазвичай використовуються нетеплоізовані баки. На стартовій позиції в процесі заправки і стоянки волога повітря конденсується на зовнішній поверхні бака, утворюючи «шубу» з пухкого інію. Ця своєрідна теплоізоляція знижує приплив тепла до рідкого кисню під час стоянки. У польоті «шуба» відокремлюється під натиском повітря, що набігає, і під впливом аеродинамічного теплового потоку починається інтенсивне розшарування кисню.

Рідкий водень в РРДУ зберігається в теплоізованих баках навіть стосовно одноразових ракет-носіїв, оскільки втрати водню на випаровування в результаті припливу тепла з навколишнього середовища через стінки нетеплоізованого бака перевищують масу потрібної теплоізоляції.

Подальше використання високоенергетичних криогенних РРП ставить на порядок денний створення термостатованих криогенних систем для бездренажного зберігання компонентів.

Великі складнощі викликає заправка баків кріогенними компонентами, оскільки заохолодження конструкції здійснюється внаслідок фазового переходу частини рідини в парову фазу. Так звані втрати компонента на охолодження конструкції значні і повинні враховуватися при заправці. Для зниження цих втрат доцільно використовувати як теплоту фазового переходу, так і холодоємність холодного пару.

На рис. 11.3 показана залежність відносної долі кисню, що випарувався, від кінцевої температури парів, що використовуються для попереднього заохолодження бака зі сплаву АМГ-6. Збільшення температури парів, що виходять з бака на 50 К, знижує відносні втрати більш ніж на 20%.

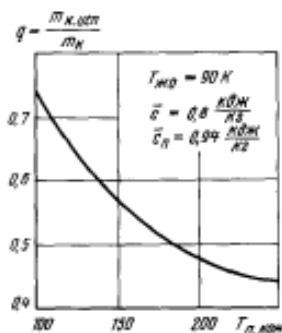


Рис. 11.3. Залежність відносної частки випарованого компонента від кінцевої температури пара-охолоджувача

Системою подачі кріогенних компонентів палива (ПГС) має бути передбачене заохолодження не тільки бака, а й трубопроводів ТНА, що підводить, щоб була забезпечена безкавітаційна робота відцентрових насосів у період запуску двигуна. Для цього необхідно передбачити відповідні дренажі для виходу парів компонента, а також необхідний запас рідини на заохолодження.

Важливою особливістю системи подачі кріогенної рідини є обов'язкові заходи для компенсації температурних деформацій трубопроводів при заохолодженні. При використанні алюмінієвих сплавів з коефіцієнтом лінійного розширення $\alpha = 1,8 \cdot 10^{-5} \text{ К}^{-1}$ зміна довжини трубопроводу становить для кисню $3,7 \cdot 10^{-3} \text{ м/м}$ і для водню – $4,9 \cdot 10^{-3} \text{ м/м}$, що потребує відповідної компенсації. Слід також відмітити необхідність видалення з системи газів, що конденсуються або вибухонебезпечні, які в умовах низьких температур можуть замерзнути і перекрити або порушити цілісність фільтрів, клапанів і агрегатів управління, а також створити вибухонебезпечні суміші з основним кріогенним компонентом. Видалення домішок, що конденсуються і вибухонебезпечні, з розгалуженої системи подачі компонентів РРДУ здійснюється методом вакуумування, а також продувки нейтральним газом.

Враховуючи підвищену вибухонебезпечність кисню при контакті з оліями органічного походження, необхідно ретельно знежирювати внутрішні поверхні перед заповненням. Найчастіше знежирення здійснюється органічними розчинниками типу СС1 або спеціальними водними розчинами поверхнево-активних речовин і електролітів. Після знежирення продуванням видаляють пари розчинника.

При експлуатації системи подачі водню необхідно крім загальних вимог до кріогенних систем врахувати вибухо-і пожежонебезпечність суміші парів водню з киснем повітря. Для цієї мети передбачаються дренажі, які відводять водневі пари для спалювання.

Для зниження втрат рідкого водню при підготовці літального апарату (ЛА) до польоту, а також для підвищення його ефективності було запропоновано використувати водневу шугу – суміш кристалів та рідини. Застосування водневої шуги не тільки знижує втрати рідинного компонента при зберіганні, але й значно підвищує щільність пального. Найбільш простим способом отримання шуги є періодичне вакуумування бака з рідким воднем. Температура рідкого водню на поверхні розділу в результаті випаровування знижується на початку до 13,8 К (потрійна точка), а потім вже при постійній температурі відбувається кристалізація і утворюється тверда кірка. При підвищенні тиску вище тиску потрійної точки кірка дробиться і опускається на дно бака. При частоті процесу приблизно рівній 0,166 Гц, утворюється суміш льоду і рідини з розміром часток до 3 мм. Процес «старіння» шуги триває понад дві доби і супроводжується утворенням більших і твердіших часток. Шуга з 40 - 50% - ною концентрацією твердої фази добре подається по трубах звичайним відцентровим насосом.

11.7 Системи контролю рівня палива при заправці

При розробці та експлуатації ракет на рідкому паливі однією з найважливіших завдань є зменшення пасивної ваги ракети в рахунок збільшення ваги корисного вантажу та дальності. Оскільки близько 90% ваги ракети складає паливо, то ефективність його використання є питанням першорядної ваги.

Зазвичай проектувальник ракети використовує один з двох методів, що забезпечують оптимальне використання палива: він може налаштувати двигун і заправити паливо в баки відповідно до обраного співвідношення компонентів палива або встановити систему, що регулює співвідношення компонентів палива в польоті. Для забезпечення правильної та точної заправки слід враховувати:

- зміну щільності компонентів палива.
- похибки заправного устаткування.
- похибки виготовлення паливних баків.
- похибки вертикальної установки ракети.
- деформації бака.
- достартова витрата палива.

Ці питання розглядаються у наступних розділах.

У разі використання двигуна, налаштованого на певне співвідношення компонентів палива, слід розглядати і контролювати ті параметри, які дозволяють звести до мінімуму відмінності між співвідношенням компонентів палива в баках і співвідношенням компонентів палива, на якому працює двигун. Щоб надмірно не ускладнювати контроль заправки, зазвичай ракету заправляють до постійного співвідношення компонентів палива по об'єму і вважають, що турбонасосна система двигуна забезпечує подачу відповідно до постійного об'ємного співвідношення між компонентами палива. Це припущення породжує помилку, так як у двигуні з турбонасосним агрегатом при зміні характеристик палива об'ємне співвідношення компонентів не зберігається, тому необхідно враховувати вплив щільності і її зміни в польоті на параметри турбонасосного агрегата (ТНА).

Вимірювання рівня

Заправка палива є важливим фактором, що впливає на економічність ракети. Метод заправки повинен забезпечити заправку палива, при якій максимально використовується обсяг бака і залишки після вимкнення двигуна мінімальні. Залишок, що не використовується, залежить від того, наскільки точно відповідає заправка палива робочим характеристикам двигуна.

Вимірювання рівня при заправці палива є визначенням рівня вільної поверхні рідини у баку відносно якоїсь умовної точки.

Вимірювання рівня криогенних палив включає найбільшу кількість типових проблем і тому буде розглянуто найбільш докладно. Баки ракет на криогенному паливі зазвичай не теплоізолюються; у зв'язку з цим заправка криогенних палив проводиться якомога ближче до моменту старту з двох причин:

- операція дозаправки перед стартом повинна займати мінімум часу;
- слід уникати тривалого впливу криогенних температур на агрегати паливних систем, якщо цього не вимагають обставини.

Ці проблеми ускладнюються при високих швидкостях заправки. Операція дозаправки викликає розшарування криогенного палива у баку по щільності, у зв'язку з чим вільна поверхня рідини постійно знаходиться в збуреному стані і точність вимірювання рівня погіршується.

Коли заправляється перегріте криогенне паливо, область розділу рідкої та газоподібної фаз може записати по висоті бака 15-30 см. За таких умов заправки можливе передчасне спрацювання датчиків рівня і, отже, недозаправка палива.

Точну заправку палива можна з успіхом забезпечити наступними способами, які добре відомі:

- при відомій швидкості заправки палива заправка робиться після спрацювання датчика рівня впродовж певного проміжку часу, реєстрованого тимчасовим датчиком;
- застосовується датчик рівня дискретного типу, чутливий елемент якого розташовується вище необхідної поверхні заправки. Датчики можуть бути розміщені в трубі або в спеціальному заспокоювачі, що сприяє зменшенню збурень вільної поверхні рідини;
- система дозаправки може бути розрахована із запасом, і остання порція недоохолодженої криогенної рідини заправляється у бак з таким розрахунком, щоб необхідний рівень рідини був отриманий безпосередньо перед стартом ракети;
- можна використовувати датчик, що забезпечує безперервну реєстрацію рівня по усій довжині бака.

У місцях установки датчиків, якщо застосовується система дискретних датчиків, рівень може бути виміряний з точністю ± 6 мм. Система з безперервною зміною рівня забезпечує точність ± 13 мм із-за великої зміни щільності в довгому стержні, розташованому по усій довжині бака.

Точність вимірювання рівня при заправці криогенних рідин може знизитися із-за теплової дії на конструкцію, в якій встановлені датчики рівня. Помилка, обумовлена запізненням електричного сигналу датчиків рівня, зважаючи на її крихту на точності заправки не позначається.

Палива тривалого зберігання можуть заправлятися з малою швидкістю заправки задовго до пуску, отже, проблема турбулентних збурень поверхні з даного випадку виключається.

Тарування паливного бака

Зазвичай паливні баки таруються за допомогою витратомірів рідини та мірних ємностей. Для визначення рівня рідини використовується проградуйований скляний показник рівня, що працює на принципі сполучених судин.

Точність виміру рівня в цьому випадку становить близько 0,1%. Точність витратоміра визначає точність тарування бака. З цієї причини періодично проводиться перевірка витратоміра, що тарується спільно зі стандартним пристроєм, який забезпечує точність принаймні вдвічі вище, ніж витратомір, або 0,05% (за об'ємом). Для перевірки точності тарування баків слід використовувати метод визначення щільності рідини відповідно до інструкції Національного бюро стандартів.

Необхідно зазначити, що дані з тарування баків слід коригувати з урахуванням характеристик використовуваного палива і його середньої температури, впливу дійсної ваги палива, наддуву бака і неточності показань скляного рівнеміра.

Заправка за допомогою витратоміра

Палива тривалого зберігання можуть заправлятися при використанні вертушкового витратоміра. Багато хто з цих витратомірів мають автоматичний температурний регулятор, який коригує об'ємну витрату таким чином, що необхідна вага палива заправляється незалежно від його температури. Ці пристрої не ускладнюють і не обважнюють заправної апаратури.

Ваговимірювальні пристрої

Тяговимірювальні пристрої є типом ваговимірювальних агрегатів що найбільш часто зустрічається для великих ракет. У той самий час вони можуть забезпечувати вимірювання тяги двигуна до старту. Якщо ракета одноступінчаста і має тільки один бак з криогенним компонентом палива, то перевагою цієї системи при остаточному контролі заправки є відсутність бортового вимірювального та експлуатаційного обладнання. Цей пристрій часто використовується для безперервного вимірювання ваги при заправці ракет з дискретними датчиками рівня. Лабораторне користування ваговимірювальних пристроїв може збіднити точність вимірювання ваги палива $\pm 0,1\%$. Одне за умов експлуатації ракет ця точність близька $\pm 1\%$.

Наземні ваговимірювальні пристрої не можуть контролювати заправку палива, коли два або більше баків містять криогенні рідини або коли заправка двох або більше баків повинна виконуватися одночасно.

Завдання систем вимірювання рівня палива та вимоги до них

Інформація про кількість палива, що знаходиться в баку, потрібна:

- для контролю рівнів палива в баках при заправці, зливі, зберіганні (система контролю рівня палива СКР);
- для побудови системи одночасного спорожнення баків (ССБ);

- для вимірювання залишків палива, яке надалі використовується в системах вимикання двигуна при повному виробленні компонентів палива або для телеметричного контролю.

Завдання вимірювання кількості палива в баку найпростіше і в той же час найбільш точно вирішується виміром рівня палива від якої-небудь бази, хоча в принципі можна виміряти і об'єм, наприклад, за допомогою об'ємних резонаторів.

Всі системи вимірювання рівня палива в баках можна розбити на два класи:

- дискретний вимір рівня;
- безперервний вимір рівня.

Датчик дискретної системи вказує рівень палива тільки в момент проходження його через чутливий елемент. Система безперервного вимірювання рівня дозволяє стежити за зміною рівня палива на всій довжині бака або в межах частини бака. Системи, побудовані за дискретним принципом, як правило, більш прості; це дозволяє зробити їх надійнішими.

За принципом дії чутливого елемента датчики можуть бути:

- індукційними;
- ємнісними;
- ультразвуковими.

Розглянемо вимоги до систем вимірювання рівня палива

1. Однією з головних вимог, що пред'являються до систем вимірювання палива, є точність вимірювання рівня, яка забезпечується точністю вимірювання рівня чутливим елементом датчика і точністю вторинної апаратури. Датчики повинні вимірювати рівні з точністю $\pm (1-2)$ мм у всіх експлуатаційних умовах при зміні швидкості руху рівня палива в баках у широких межах: від 2-4 мм за секунду при заправці до 50 мм за секунду в польоті.

2. Великі додаткові труднощі виникають при вимірі рівнів криогенних палив із-за розшарування палива по щільності, яке є наслідком розшарування температурного поля. Вільна поверхня палива знаходиться в збуреному стані і область розділу рідкого і газоподібного середовищ при заправці перегрітого палива може досягати по висоті бака 15-30 см – в цих умовах можливе передчасне спрацювання чутливого елемента датчика. Ця обставина необхідно враховувати при проектуванні систем введенням тимчасових затримок, або установкою чутливого елемента датчика вище за розрахунковий рівень.

3. Надійність систем має бути високою. Висока надійність забезпечується правильним вибором проектних параметрів системи, рішенням конструкторських і технологічних питань, а також вибором програми випробувань, що підтверджують правильність функціонування системи. Дублювання та троювання системи або її окремих елементів є обов'язковою вимогою.

4. Система повинна проектуватися так, щоб відмова контролю рівня не привела до аварії усього комплексу.

5. Інерційність датчика до моменту проходження рівня палива має бути мінімальною. Це необхідно враховувати при виборі принципу дії чутливих елементів датчика вимірювання рівня. Датчики, що швидко спрацьовують при зануренні в рідину, необхідно застосовувати для контролю заправки, датчики, що швидко спрацьовують

при виході з рідини – для вимірювання в системах одночасного спорожнення баків, вимірювання залишків палива. Особливо малоінерційними повинні бути датчики, що встановлюються у витратних магістралях, де швидкість руху рідини велика – до 10-15 м / с.

6. Системи, що працюють у польоті, піддаються впливу вібрацій, які можуть викликати збурення вільної поверхні палива. Особливо необхідно звернути увагу, щоб на чутливих елементах датчиків через вібрації не розвивалася кавітація, яка може викликати помилкові сигнали з датчика.

7. Конструктивні вимоги. Чутливі елементи системи повинні бути у баку в контакті з паливом, яке, як правило, є або хімічно агресивною рідиною, або криогенною рідиною, а дроти або трубки повинні бути виведені назовні. Для високої надійності герметичності число виводів необхідно мати мінімальним. Датчики у баках з криогенним паливом повинні мати опір до теплового удару, на них не повинно впливати утворення інію та льоду. Датчики, що встановлюються в трубопроводах, повинні мати мінімальні гідравлічні опори і вносити мінімальні збурення у потік. При установці датчиків у бак слід враховувати їх нагрів від газів наддуву баків і коливання, сплески та можливе кипіння вільної поверхні палива. Установкою заспокоювача можна звести вплив цих явищ до мінімуму.

11.8 Система одночасного спорожнення баків

Управління тягою двигунів має проводитися системою регулювання уявної швидкості (СРУШ), а співвідношенням компонентів палива - системою спорожнення баків (ССБ).

Оскільки слідування літального апарату (ЛА) по балістичній траєкторії супроводжується значними змінами умов навколишнього середовища (по тиску, температурі, прискоренню), то єдиною системою, здатною враховувати їх вплив на тягу двигуна, є система СРУШ. Точність вирішення польотних завдань, що здійснюються за допомогою балістичних польотів, визначається точністю кінцевої маси всього ЛА, яка визначається точністю кінцевої маси палива, що залишилося в баках двигунної установки (ДУ). Гарантовані залишки палива забезпечуються ССБ при накладених на неї обмеженнях по допустимому діапазону зміни співвідношення компонентів палива в камерах рідинного ракетного двигуна (РРД). В результаті роботи ССБ співвідношення компонентів палива не залишається постійним.

Система управління кінцевими параметрами траєкторії руху ЛА також має забезпечувати кінцеву масу ЛА, близьку до розрахункової. При заправці баків паливом завжди неминучі похибки. Недолив палива принципово неприпустимий, оскільки це призводить до невиконання програми польоту, а при переливі палива повинні бути передбачені на кінець роботи ДУ гарантовані залишки палива в баках, що викликаються механічним і тепловим недозабором палива. Однак вплив зміни температури палива в польоті (наприклад від аеродинамічного нагріву), прискорення ЛА, що викликає зміну співвідношення компонентів палива, зміна гідравлічних характеристик паливних трактів у процесі польоту (наприклад зміни опору трактів охолодження), похибки дозуючих паливо агрегатів автоматики та інші фактори вимагають додаткового запасу палива. Здається очевидним просте рішення - перелити на старті паливо із запасом, а в момент зупинки двигуна злити його за борт ЛА, в даний час неприй-

нятно, оскільки паливо, що знаходиться на борту ЛА до моменту зупинки ДУ, набуває ціну корисного вантажу ЛА. Інше очевидне рішення - оцінити надлишки палива на старті і злити їх у момент відриву ЛА від стартового майданчика, також неприйнятно, оскільки це не гарантує непередбачених ситуацій можливого перевитрати палива двигуном під час польоту ЛА, а значить, ставить під загрозу виконання польотного завдання ЛА. Робоче вирішення проблеми лежить між зазначеними вище двома крайніми очевидними (на перший погляд) рішеннями забезпечення кінцевої маси ЛА, близькою до розрахункової для кожної ДУ з усієї серії.

Виходячи з цих положень для ДУ балістичних ЛА і носіїв космічних літальних апаратів (КЛА) розроблена система забезпечення кінцевої маси ЛА, яка називається системою спорожнення баків (ССБ) (рис. 11.4).

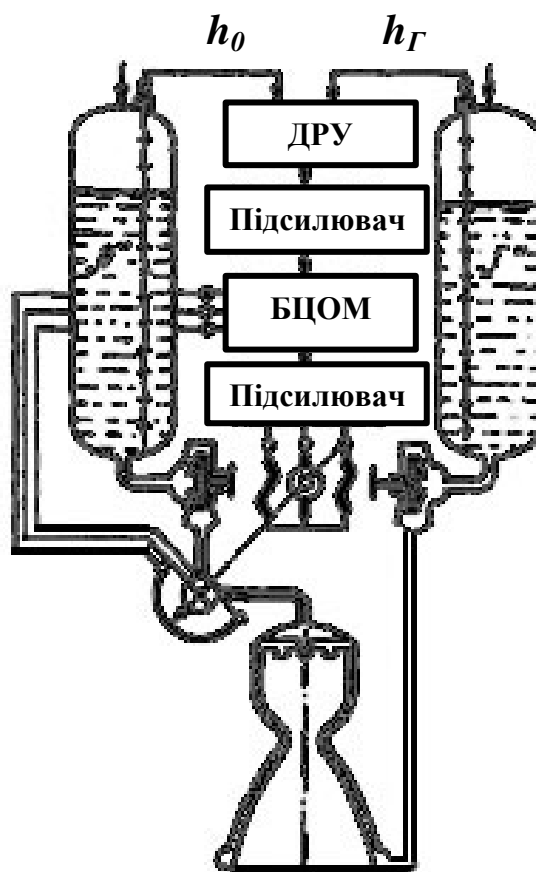


Рис. 11.4. Функціональна схема системи спорожнення баків

Як джерело інформації про перелив паливних баків і фактичну оцінку його витрачання двигуном в ССБ застосовуються дискретні рівнеміри палива, встановлені в баках ДУ. Сигнали положення рівнів палива в баках h_0 і $h_Г$ подаються на датчик неузгодженості рівнів (ДНР), за допомогою якого оцінюється їх різниця $\Delta h = h_0 - h_Г$. Виявлена різниця рівнів після посилення і перетворення сигналів в машинний код поступає у бортову обчислювальну машину (БЦОМ), яка вирішує завдання про те, яку програму спорожнення баків необхідно реалізувати в даний момент за величиною фактичної неузгодженості рівнів у паливних баках виходячи з умови, що це неузгодженість має бути ліквідована до кінця активної ділянки польоту ЛА. За цієї умови у баках к кінцю роботи ДУ залишаються гарантовані розрахункові залишки палива. В результаті аналізу фактичної неузгодженості рівнів БЦОМ формує коман-

дний сигнал. Після посилення цей сигнал перетворюється реверсивним електродвигуном у кутовий поворот дроселя, встановленого на одній з магістралей подачі палива в камеру (на магістралі подачі окислювача).

Припустимо, що в початковий момент τ_0 на старті датчиками рівнів зареєстрований надлишок окислювача $\Delta h_{O_{нач}}$ (рис. 11.5). БЦОМ у відповідь на цю інформацію намічає програму спорожнення бака окислювача по лінії 1. Якщо в наступний інтервал часу прийому інформації τ_1 виявляється слідування наміченої програмі, то остання зберігається. Якщо в подальший інтервал часу прийому інформації τ_2 виявляється відступ від заданої програми, то по фактичному стану неузгодженості рівнів на час τ_2 виробляється нова програма 2, відповідно до якої відбувається перестановка дроселя на лінії окислювача в нове положення. Якщо процес спорожнення баків з моменту τ_2 залишити некерованим, то к кінцю роботи ДУ він може закінчитися зі значним перевищенням залишків у баку пального (пунктирна лінія 2').

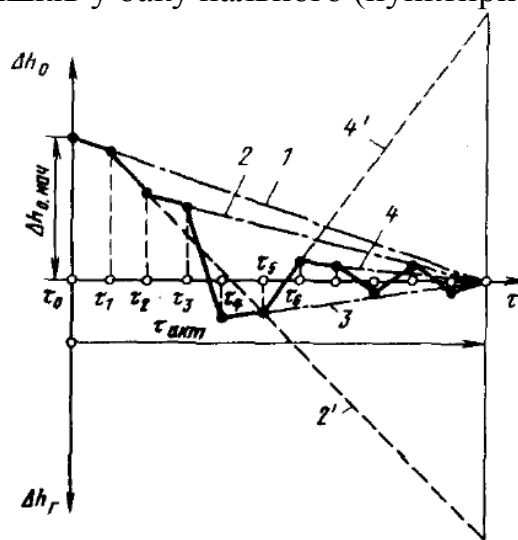


Рис. 11.5. Принцип дії системи спорожнення баків

Якщо в інтервал часу τ_3 прийому інформації БЦОМ нова програма спорожнення баків 2 зберігається, то в роботу ДУ не вноситься жодних змін. Але якщо в інтервал часу τ_4 виявляється відступ від програми 2, то по фактичній неузгодженості рівнів на момент τ_4 виробляється нова програма 3 і дросель ССБ переставляється в нове положення, що гарантує виконання нової програми спорожнення паливних баків. В інтервал часу τ_5 фактичний стан рівнів відповідає новій програмі 3 і жодних змін не відбувається. Але якщо в інтервал часу τ_6 виявляється відступ від програми 3, знову виробляється нова програма 4, яка забезпечується зміною положення дроселя ССБ. Якщо не змінювати програми спорожнення баків в момент τ_6 , процес спорожнення буде слідувати пунктирної лінії 4', і якщо не буде перешкод, то к моменту вимкнення ДУ в баку окислювача виявиться його значний залишок.

Процес перебудови програми спорожнення баків з допомогою ССБ відбувається протягом усього часу активного польоту ЛА, виходячи з аналізу фактичної неузгодженості рівнів палива в кожний інтервал часу. Дискретність ССБ обумовлена необхідним часом прийому, аналізу інформації та часом прийняття рішення БЦОМ про зміну програми спорожнення паливних баків. При цьому важливо, щоб показання

дискретних рівнемірів надходили у пам'ять БЦОМ у кожен із проміжків часу між цими інтервалами (принципово показання рівнемірів можуть бути і безперервними).

Таким чином, у початковий момент польоту ЛА ССБ оцінює перелив палива в одному з баків ДУ і виробляє таку програму спорожнення перелитого баку, яка передбачає найбільший злив надлишків палива в початковий період роботи та прогресивне його зменшення к кінцю роботи ДУ (див. програму 1 на рис 11.5).

Програма зливу надлишків палива обумовлена умовою забезпечення гарантованих та рівних залишків палива у баках к кінцю роботи ДУ, які мають бути розрахунковими.

Злив надлишків палива з баків у процесі активного польоту відбувається за фактичною оцінкою стану їх витрачання з паливних баків.

Якщо фактичний стан спорожнення баків не наслідуює намічену програму, то програма спорожнення паливних баків мобільно змінюється і є кінцевою сумою програм (див. ламану траєкторію на рис. 11.5).

В результаті роботи ССБ реалізуються принципи вирішення проблеми забезпечення кінцевої маси ЛА, сформульовані вище.

Основною особливістю аналізованої системи управління кінцевою масою ЛА є те, що «злив» надлишків палива з баків здійснюється через камеру двигуна, внаслідок чого в ній змінюється співвідношення компонентів палива. Природно, що ця обставина не сприяє строгій підтримці оптимального значення співвідношення компонентів палива, що відповідає максимуму питомого імпульсу тяги двигуна.

Із загальної теорії двигунів відомо також, що в області екстремуму питомого імпульсу тяги РРД його зв'язок із співвідношенням компонентів палива має пологий характер. Тому без особливої шкоди питомому імпульсу тяги можна дозволити змінювати співвідношення компонентів палива в межах 3-5% його оптимального значення. На цій підставі налаштування ССБ має ґрунтуватися на початковому положенні дроселя, що відповідає оптимальному значенню співвідношення компонентів палива. Робоче відхилення дроселя ССБ повинно бути обмежене допустимим діапазоном зміни співвідношення компонентів палива, який не призводить до значної зміни питомого імпульсу тяги двигуна. Це обмеження в ССБ забезпечується місцевим зворотним зв'язком через електричний датчик положення дроселя (наприклад, реостатного типу) з БЦОМ (див. рис. 11.4).

ССБ відноситься до класу самоналагоджувальних систем управління з автоматичним пошуком оптимальних режимів роботи.

12 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВІДПРАЦЮВАННЯ. ЛЬОТНО-КОНСТРУКТОРСЬКІ ВИПРОБУВАННЯ

У процесі виробництва ракетно-космічної техніки проводиться велика кількість різних за складністю випробувань, починаючи від найпростіших – контрольних, потім лабораторних, стендових і, нарешті, до найскладніших – льотних.

Випробування – це експериментальне визначення кількісних та (або) якісних властивостей об'єкта випробувань як результату впливу на нього при його функціонуванні.

У міру підвищення вимог до льотних характеристик ЛА і пов'язаного з цим їх технічного ускладнення роль випробувань у процесі виготовлення об'єктів стає усе більш значною. При розробці сучасних ЛА через неможливість отримання адекватного теоретичного опису приблизно до 40% усіх виникаючих проблем вирішуються за допомогою випробувань. При цьому велика вартість випробувань і тривалість їх проведення стають визначальними в загальних витратах і термінах, необхідних для створення ЛА. Тому вирішення основної проблеми скорочення термінів створення та вартості розробки ракетно-космічної техніки зводиться в основному до раціональної організації процесу її експериментального відпрацювання. Для вирішення цього завдання необхідно провести оптимальне планування випробувань. Враховуючи, що об'єкти ракетно-космічної техніки та їх системи в процесі розробки проходять ряд різних за складністю взаємопов'язаних випробувань, планування їх має бути комплексним, що охоплює повний цикл випробувань, що проводяться на усіх етапах виготовлення об'єкта. Використовуючи такий підхід, представляється можливим визначити об'єм кожного випробування, встановити критерій його закінченості та готовності об'єкта для переходу до подальших випробувань.

Випробування ракетно-космічної техніки, що проводяться в процесі її експериментального відпрацювання, можна розбити на дві основні групи – **наземні та льотні**. Для кожної з цих груп характерні свої специфічні особливості як в організації випробувань, так і в методиках їх проведення.

В результаті комплексного планування випробувань встановлюються необхідні об'єми наземного і льотного відпрацювання, що забезпечують отримання необхідної оцінки ефективності об'єкта, що розробляється, при найменших витратах коштів і часу.

12.1 Експериментальне відпрацювання

Основні положення

Успішне здійснення кінцевої мети експериментального відпрацювання РН та його систем полягає у проведенні комплексу організаційно-технічних заходів, що дозволяють забезпечити ефективне експериментальне визначення показників якості дослідних зразків, відповідність їх характеристик технічному завданню (ТЗ) у всьому діапазоні зміни експлуатаційних факторів.

У загальному випадку методика проведення експериментального відпрацювання включає у собі ряд наступних положень:

Максимально точний та повний виклад у ТЗ на РН та його системи вимог до них і їх характеристик.

Аналіз на стадії проектування РН та його систем показників якості та визначення технічного рівня підприємства для оцінки можливості отримати задані показники при виготовленні, відпрацюванні та експлуатації виробу.

Розробка програми забезпечення надійності.

Розробка комплексної програми експериментального відпрацювання (КПЕВ) – організаційно-технічного документа, що визначає номенклатуру та склад об'єктів випробувань, їх цілі та завдання, порядок проведення, а також містить відомості про порядок оцінки показників надійності за результатами експериментального відпрацювання, про підтвердження вимог по безпеці, про порядок відпрацювання конструкторської і експлуатаційної документації, про контроль виконання. Випускається на стадії розробки робочої документації на дослідний зразок виробу в розвиток плану забезпечення надійності.

Випуск ТЗ на розробку дослідних зразків (агрегатів, механізмів, систем, стендових виробів) з точним та повним викладом технічних вимог, у тому числі до зразків, призначених для лабораторно-стендового відпрацювання.

Розробка ТЗ на випробування, програм випробувань, технічних умов на дослідні зразки з викладом точних та повних технічних вимог до них та їх комплектації, цілей та завдань випробувань з описом системи та структури відпрацювання, видів та режимів роботи, а також методик проведення експериментів та визначення технічних характеристик зразків. У програмі випробувань має бути зазначено кількість об'єктів випробувань, з відображенням:

- методики перевірки характеристик виробу у всьому діапазоні зміни експлуатаційних умов і впливаючих чинників;
- заходів, що забезпечують максимальну наближеність умов випробувань до умов експлуатації та комплексність впливаючих чинників;
- наукового підходу до питань планування експериментів (до призначення режимів випробувань, визначення їх кількості та тривалості);
- етапності відпрацювання – перехід від простих структур при завершенні їх випробування до більш складних (від агрегатів до систем, від систем до стендових виробів і далі до штатних виробів);
- методики перевірки взаємовпливу та взаємодії агрегатів у системах, а систем у виробках;
- необхідності проведення спеціальних випробувань на надійність;
- необхідності проведення випробувань при протилежних поєднаннях впливаючих чинників на режимах з параметрами, що виходять за межі, обумовлені технічною документацією для оцінки запасів працездатності виробів.

Розробка і узгодження з підприємствами-суміжниками плану поставки дослідних зразків на випробування та суворе його виконання.

Перевірка технічних характеристик виробу на всіх рівнях: при отриманні комплектуючих матеріалів та елементів; на стадії виготовлення; на всіх етапах відпрацювання.

Забезпечення ефективності роботи служб контролю якості і контролю виконання КПЕВ.

Забезпечення високого технічного рівня засобів вимірювань, реєстрації та відпрацювання при випробуваннях (за точністю, експлуатаційними та динамічними ха-

рактеристиками). Це запорука оперативного отримання достовірної інформації про технічний стан виробів і процесах, що протікають у них.

Оснащення випробувальних підрозділів сучасним стендовим обладнанням, що забезпечує весь спектр необхідних видів та режимів навантажень, комплексність факторів, що впливають.

Забезпечення глибокого і усебічного аналізу результатів випробувань, збору та аналізу інформації про стан відпрацювання, про дефекти та відмови на усіх етапах відпрацювання. Основний напрямок аналізу дефектів та відмов – оцінка їх впливу на успішне виконання виробом своїх основних завдань або оцінка відхилень у програмі, до яких можуть привести ці дефекти та відмови.

Одним з найважливіших і трудомістких етапів при створенні сучасних ракет-носіїв є їх ретельне експериментальне відпрацювання з метою підтвердження працездатності їх систем і вузлів, що входять в них, і агрегатів автоматики. Цей процес складається з низки технічних, економічних та організаційних заходів і передбачає великий об'єм різних видів випробувань, використання найскладнішого стендового та пускового наземного обладнання, застосування новітньої вимірювальної і обчислювальної техніки, випуск організуючої, експлуатаційної і технологічної документації, чітку організацію взаємодії багатьох підприємств та організацій.

Перелік, цілі та завдання випробувань

Початковим етапом відпрацювання є наземні випробування, які мають свої цілі та завдання.

Проводяться вони в стендових умовах і діляться на автономні випробування окремих агрегатів, механізмів та вузлів та комплексні випробування.

Метою випробувань є підтвердження працездатності даного вузла, агрегату, механізму, системи на етапі експериментального відпрацювання та їх придатності і готовності до випробувань на наступному етапі.

Конкретизують мету завдання випробувань, постановка і вирішення яких в ході експериментального відпрацювання дозволяє говорити про відповідність запропонованого варіанту агрегату, механізму, вузла, системи заданим вимогам і доведення їх конструкції до повної відповідності цим вимогам.

Автономні випробування

При автономних випробуваннях вирішуються завдання:

- підтвердження правильності конструктивних рішень, вибору матеріалів та технологічних процесів;
- відповідності вихідних параметрів зразка, що випробовується у заданих робочих режимах, параметрам, заданих технічною документацією;

Автономні випробування проводяться у три етапи:

- 1 етап – конструкторські випробування;
- 2 етап – довідкові випробування;
- 3 етап – приймальні випробування.

У процесі конструкторських випробувань проводяться заходи щодо доведення зразка до необхідного стану, можуть здійснюватися його схемні та конструктивні

зміни. Позитивні результати випробувань дозволяють перейти до довідкових випробувань.

Довідкові випробування покликані забезпечити:

- підтвердження працездатності зразка у всьому діапазоні заданих умов та режимів роботи;
- відповідність вихідних параметрів зразка технічній документації;
- оцінку показників якості всієї сукупності зразків, виготовлених відповідно до прийнятої конструкторської та технологічної документації.

У процесі довідкових випробувань допускається удосконалення обраної конструкції та уточнення технологічних процесів виготовлення зразків, а також відпрацьовується конструкторська, технологічна та експлуатаційна документація.

Після коригування конструкторської та технологічної документації за результатами довідкових випробувань виготовлені дослідні зразки встановлюються до складу систем і піддаються приймальним випробуванням. Позитивні результати цих випробувань підтверджують здатність зразків безвідмовно функціонувати в заданих умовах і при заданих режимах роботи протягом встановленого технічною документацією часу.

Комплексні випробування

Завершують наземне відпрацювання комплексні випробування.

Успішне здійснення кінцевої мети експериментального відпрацювання РН та його систем полягає у проведенні комплексу організаційно-технічних заходів, що дозволяють забезпечити ефективне експериментальне визначення показників якості дослідних зразків, відповідність їх характеристик технічному завданню (ТЗ) у всьому діапазоні зміни експлуатаційних факторів.

Метою комплексних випробувань є перевірка працездатності системи в цілому і готовність її до льотних випробувань.

Засоби виміру при відпрацюванні

Обсяг вимірювань визначається, в першу чергу, призначенням об'єкта відпрацювання, цілями і завданнями випробувань, етапом відпрацювання, а також складом стендового обладнання, що включає системи управління і контролю.

Відповідно до поставлених завдань об'єкт випробувань оснащується певним числом датчиків, що дозволяють отримати необхідну інформацію про його реакцію на внутрішні і зовнішні впливаючі чинники, відтворні при випробуваннях.

При цьому в ході визначення об'єму вимірювань необхідно виконувати наступні умови при призначенні контрольованих параметрів:

- отримувана під час контролю інформація має бути достатньою для здійснення передбачених технологією випробувань та контролю операцій;
- контролем мають бути охоплені параметри, що комплексно характеризують якість виготовлення і налаштування об'єкту випробувань та досить чутливі до неприпустимих відхилень;
- контроль вибраних параметрів має бути технічно здійсненним.

Основним же критерієм при виборі засобів вимірювань має бути:

- відповідність межі зміни параметра діапазону вимірювання його датчиком;
- мінімальна похибка виміру;

- виключення впливу зовнішньої дії на результат виміру.

У програмі випробувань також залежно від вирішення поставленого завдання обов'язково вказуються тип датчика вимірювання, його амплітудний діапазон та похибка вимірювання.

Методи обробки результатів

За результатами випробувань випускається протокол випробувань і проводиться оперативний аналіз результатів з наступним випуском технічного звіту.

Значне місце на всіх рівнях технологічного процесу відпрацювання займають операції аналізу результатів випробувань.

Аналіз експериментальних даних є досить складним і трудомістким завданням, пов'язаний зі складністю процесів, що протікають в об'єкті випробування при імітації впливаючих чинників, з великими потоками інформації; визначається складністю математичної моделі процесів, необхідністю фільтрації шумів в інформаційно-вимірювальній системі та обліку впливу стендових систем на об'єкт випробувань.

Весь технологічний процес аналізу результатів випробувань систем на всіх рівнях експериментального відпрацювання розбивається на два етапи: етап оперативного аналізу та етап повного аналізу результатів випробувань.

До завдань оперативного етапу входить:

- визначення технічного стану об'єкта випробувань та можливості переходу до наступних випробувань;
- виявлення дефектів конструкції та виробничих дефектів, що впливають на працездатність об'єкта дослідження у процесі випробувань;
- порівняння отриманих експериментальних даних із очікуваними значеннями;
- виявлення необхідності повторення цього виду випробувань;
- оцінка роботи інформаційно-вимірювальної системи для визначення якості отриманої під час випробувань інформації.

Оперативний аналіз результатів випробувань проводиться, як правило, за визначальними параметрами об'єкта випробувань із залученням, якщо це необхідно, мінімальної кількості додаткових параметрів. До цієї роботи залучаються провідні конструктори об'єкта випробувань та провідні фахівці з випробувань. Цей аналіз зводиться зазвичай до перегляду графічного матеріалу і протоколів експериментальних даних для виявлення аномальних відхилень у показаннях.

За оперативним аналізом йде повна обробка інформації, отриманої під час випробувань. Проводиться вона, як правило, спеціалізованою службою аналізу, що включає як фахівців по системі, так і спеціалістів з інформаційно-вимірювальної системи. Обробка інформації виконується з допомогою комп'ютерно-обчислювальної техніки. Обсяг оброблюваної інформації регламентується технічним завданням на дослідження при єдиному методичному підході для всіх видів і рівнів досліджень, а результати систематизуються для наступної статистичної обробки.

Залежно від особливостей розв'язуваних завдань обсяг обробки, отже, і аналіз, може істотно відрізнитися.

У кінцевому підсумку випускається звіт з результатами і повним аналізом випробувань, порівнянням експериментальних даних з розрахунковими і висновками про відповідність основних параметрів системи допустимим діапазнам їх зміни.

Робиться висновок про працездатність системи та дається дозвіл на допуск до льотних випробувань.

12.2 Завдання льотно-конструкторських випробувань

Незважаючи на збільшену роль наземних випробувань літальних апаратів (ЛА) з використанням стендів, вирішальне значення при відпрацюванні і оцінці залишається за льотно-конструкторськими випробуваннями.

Літальний апарат поступає на випробування для виявлення і регламентації умов, що забезпечують найбільшу його надійність і безпеку, визначення відповідності технічному завданню його реальних льотно-технічних характеристик і основних експлуатаційних характеристик для вирішення питання про запуск його в серійне виробництво. Потім проводяться експлуатаційні випробування досвідченої серії літальних апаратів і випробування перших апаратів серій.

Основне завдання експлуатаційних випробувань полягає у виявленні усіх найбільш характерних особливостей його наземної і льотної експлуатації, придатності і досконалості допоміжного устаткування і технічних засобів.

Однією з головних особливостей, що відрізняють льотно-конструкторські випробування дослідного зразка в порівнянні з серійним, є наявність на ньому спеціальної експериментальної апаратури, що дозволяє отримати значно більше інформації про льотні характеристики зразка і про роботу його бортових систем. Другою особливістю є необхідність замін і доопрацювань окремих елементів літального апарату за результатами випробувань, тобто зміна випробовуваного об'єкту в процесі випробувань.

Через складність і високу вартість ракетно-космічної техніки виготовляти великі партії об'єктів для льотних випробувань недоцільно.

Ця обставина обмежує можливість визначення ефективності об'єкта шляхом статистичної обробки експериментального матеріалу, отриманого тільки при льотних випробуваннях, і вимагає розробки комбінованих методів, що враховують інформацію про об'єкт, накопичену в процесі попередніх випробувань і теоретичних розрахунків. Від повноти і достовірності цієї апріорної інформації залежить кількість льотних випробувань, необхідне визначення необхідного показника ефективності об'єкта.

Підвищення ефективності льотних випробувань забезпечується як вимірюванням найбільш інформативних параметрів, так і використанням високоточних систем вимірювання. Оскільки в загальному випадку рух випробовуваного об'єкта складається з поступального руху центру мас і обертального руху відносно центру мас, то в число вимірюваних параметрів повинні бути включені параметри що:

- характеризують положення і переміщення центру мас об'єкта відносно різних систем відліку (координати об'єкта, його лінійні швидкості та прискорення);
- визначають переміщення об'єкта відносно його центру мас (кути курсу, тангажу та крену, кути атаки та ковзання тощо);
- характеризують функціонування бортових систем об'єкта (тиск, температура, електричні величини, механічні переміщення тощо);
- характеризують зовнішнє довкілля (тиск, температура, вологість тощо).

Перша група параметрів вимірюється системами зовнішньотраєкторних вимірювань, параметри другої та третьої груп – бортовими та радіотелеметричними системами, четвертої групи – методами радіозондування. Синхронізація всіх вимірів здійснюється службою єдиного часу.

Необхідність отримання найбільш повної інформації про випробовуваний об'єкт при льотних випробуваннях, а також обробки та аналізу отриманої інформації в реальному масштабі часу призвела до якісної зміни вимірювальної апаратури і впровадження в практику льотних випробувань високопродуктивних вимірювально-обчислювальних комплексів, що базуються на сучасній обчислювальній техніці.

Внаслідок того, що при вимірюваннях практично неминучі перешкоди, а досліджувані процеси мають стохастичний характер, математичною основою алгоритмів і програм обробки вимірювань є статистичні методи. Оскільки ці методи дуже чутливі до порушення допущень, покладених в основу їх виведення, при формуванні алгоритмів рішення прикладних завдань особлива увага повинна бути приділена задоволенню цих обмежень.

Через значну вартість льотних випробувань, нестабільності умов випробувань у більшості випадків не вдається зібрати однорідний статистичний матеріал, необхідний для використання класичних статистичних методів оцінювання. Тому для отримання досліджуваних характеристик необхідно використовувати накопичену на момент проведення випробувань інформацію, у тому числі результати теоретичних досліджень і розрахунків, дані випробувань систем-аналогів, формалізований досвід фахівців тощо. Широке використання такої апріорної інформації призводить до скорочення обсягу випробувань та підвищення точності оцінок. Об'єм накопиченої апріорної інформації може бути різний, і тому методи обробки викладаються в порядку збільшення необхідної для їх використання апріорної інформації.

При описі алгоритмів обробки вимірювань розглядаються тільки основні алгоритми підтвердження заданих льотно-технічних характеристик розроблюваних об'єктів, а специфіка обробки інформації та контролю функціонування цифрових систем управління представляє собою самостійну проблему і досить освітлена в літературі.

На етапі технічного проектування розробляється технічна документація, необхідна для виготовлення експериментальних зразків і макету системи для проведення лабораторних і стендових випробувань. Метою випробувань є визначення реальних характеристик систем в умовах, що імітують експлуатаційні. За результатами випробувань проводиться уточнення математичної моделі та повторне математичне і напівнатурне моделювання. Однак внаслідок того, що при лабораторних та стендових випробуваннях повністю відтворити умови реальної експлуатації не є можливим, параметри системи, визначені на цьому етапі, також є наближеними.

На етапі розробки дослідних зразків по скоректованій технічній документації виготовляється дослідна партія для проведення льотних випробувань. Метою випробувань є перевірка правильності функціонування системи в умовах, близьких до реальних умов експлуатації. За результатами випробувань проводиться коригування параметрів системи та уточнення технічної документації для виготовлення серійних зразків.

На етапі розробки серійних зразків виготовляється партія серійних виробів і проводяться їх льотні випробування. Метою випробувань є визначення відповідності

характеристик серійно виготовлених виробів заданим вимогам і необхідне коригування параметрів, обумовлене технологією серійного виробництва. В результаті проводиться остаточне коригування технічної документації і приймається рішення про можливість постановки системи на серійне виробництво.

Таким чином, можна зробити висновок, що випробування не є якимось ізольованим процесом, а нерозривно пов'язані з процесом проектування і є однією з основних його фаз. Роль випробувань у процесі проектування може бути наочно представлена як дія зворотних зв'язків, що виникають на кожному етапі проектування (рис. 12.1).

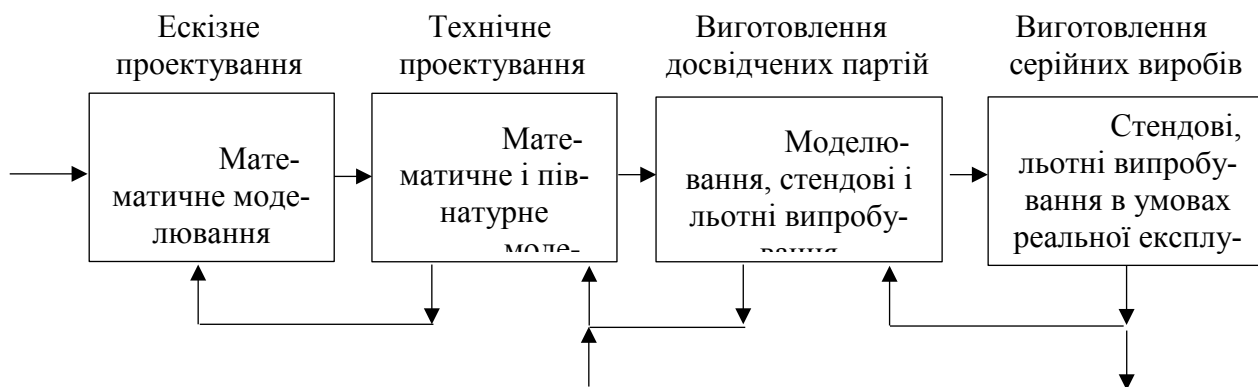


Рис. 12.1. Схема процесу проектування систем ЛА

Внаслідок дії цих зворотних зв'язків відбувається послідовне уточнення параметрів виробу та наближення їх до оптимальних значень. Наведена схема наочно підтверджує органічний зв'язок випробувань з процесом проектування та їх визначальну роль у процесі оптимізації параметрів систем ЛА.

12.3 Вимірювання при льотних випробуваннях

Вимірювання, що проводяться в процесі льотних випробувань, призначені для визначення та аналізу реального руху ракет та космічних апаратів (КА). За результатами вимірювань і подальшої їх обробки повинно бути прийняте рішення про ступінь відповідності реальних характеристик ЛА заданим на них вимогам, тобто має бути прийняте рішення про ефективність випробовуваного ЛА.

У процесі польоту ЛА перебуває під впливом реальних сил і моментів сил, обумовлених роботою маршових і керуючих двигунів, впливом атмосфери, гравітаційного та магнітних полів та інших факторів. Для об'єктивного судження про результати польоту та отримання від кожного з них як можна більшої інформації передбачається виконання великої програми вимірювань.

Оскільки рух ЛА як твердого тіла складається з поступального руху центру мас і обертального руху відносно центру мас, до вимірюваних параметрів повинні бути включені параметри, що визначають ці два рухи.

До них відносять, наприклад, координати та складові вектора швидкості, що визначають положення ЛА в прийнятій системі координат, кути Ейлера, направляючі косинуси та кутові швидкості обертання відносно центру мас.

Для оцінки процесів, що протікають на борту ЛА, та впливу на нього зовнішнього середовища до складу програми вимірювань повинні бути введені параметри, що характеризують функціонування його бортових систем та агрегатів, а також па-

раметри, що визначають стан навколишнього середовища. Це – тиск, температура, вібрації, напруга електричного струму в різних системах об'єкта, щільність і температура атмосфери, характеристики магнітного і гравітаційного полів планети, характеристики системи життєзабезпечення стану космонавтів тощо.

Усі вимірювання, що проводяться у процесі льотних випробувань, залежно від типу вимірювальної апаратури та способу передачі повідомлень прийнято поділяти на зовнішньотраєкторні та радіотелеметричні (рис. 12.2).

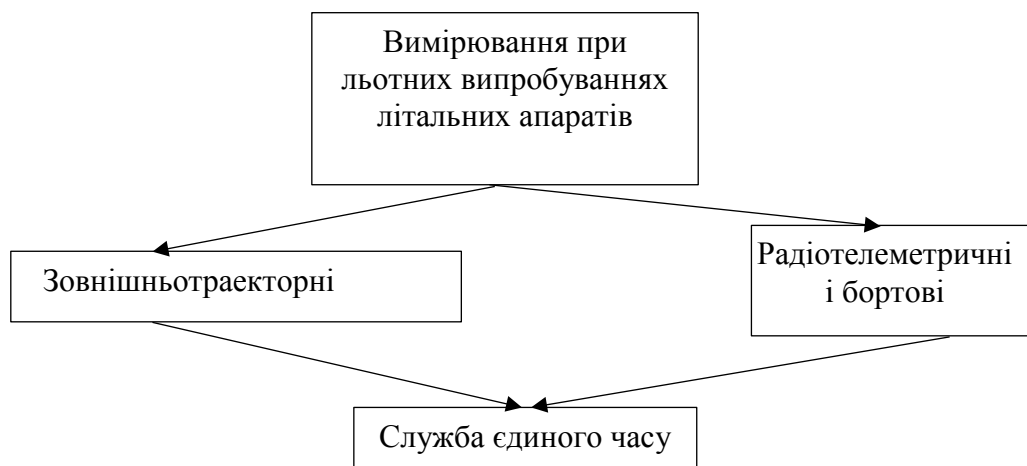


Рис. 12.2. Схема класифікації вимірів при льотних випробуваннях

Зовнішньотраєкторні вимірювання проводяться для визначення параметрів дійсного руху центру мас ЛА, а в деяких випадках і для визначення його кутової орієнтації щодо прийнятої системи координат.

Вимірювальні системи зовнішньотраєкторних вимірювань можуть бути засновані як на оптичному, так і на радіотехнічному принципах і розташовуються на віддалених від ЛА стаціонарних (на суші), корабельних або літакових вимірювальних пунктах.

Радіотелеметричні вимірювання передбачають отримання інформації про параметри руху ЛА відносно центру мас, про функціонування його різних систем і стан зовнішнього середовища за допомогою вимірювальної апаратури, встановленої на борту ЛА. Результати вимірів по радіоканалу передаються в наземну телеметричну апаратуру, де реєструються і піддаються обробці.

Кожному виду вимірів властиві певні переваги та недоліки. Радіотехнічні вимірювальні системи, наприклад, у порівнянні з оптичними забезпечують вимірювання більшої кількості різних параметрів і на значно більших дальностях, проте точність радіотехнічних вимірювань, особливо при вимірюваннях поблизу Землі, значно гірше оптичних.

Інерційні виміри в порівнянні з оптичними та радіотехнічними мають ряд переваг, пов'язаних з їх автономністю та перешкодозахищеністю. Недоліком цих вимірювань є та обставина, що для своєї реалізації вони вимагають високоточної та високонадійної апаратури та через накопичення похибок мають обмеження за часом вимірювань.

Синхронізація всіх вимірів, що проводяться в процесі льотних досліджень, з великою точністю здійснюється службою єдиного часу.

12.4 Наземний комплекс обробки вимірів

Засоби наземного комплексу призначені для збору та обробки всіх видів інформації, що надходить з борту ЛА під час його випробувань. Для випробувань сучасних ЛА характерно різке зростання потоків всіх видів інформації: телеметричної, зовнішньотраекторної, наукової. Тому до складу інформаційно-вимірювальних комплексів включають велику кількість ЕОМ різного типу і призначення, які обробляють інформацію, що надходить.

Таким чином, сучасний випробувальний комплекс являє собою територіально розподілену або локальну (залежно від виду та об'єкта випробувань) мережу інформаційно-вимірювальних та обчислювальних систем різного рівня.

Формування наземного комплексу включає: завдання вибору структури комплексу, його технічних і програмних засобів, визначення характеристик обробки інформації та доставки її до споживачів.

Сформований комплекс обробки повинен відповідати низці вимог, що обумовлюються у технічному завданні на його проектування. Зазвичай вони передбачають тимчасові та ймовірнісні обмеження з обробки та доставки інформації, задають технологічний цикл обробки та орієнтовний набір технічних та програмних засобів, які можуть бути задіяні при його створенні.

Проектування такого роду комплексів є дуже складним завданням і являє собою ітераційний процес отримання та аналізу інформації про операційні характеристики всього комплексу і окремих його систем для узгодження їх з вимогами технічного завдання.

ОСНОВНІ СКОРОЧЕННЯ І УМОВНІ ОЗНАЧЕННЯ

АВД – аварійне виключення двигуна
АТ – азотний тетроксид
БКМ – бортова кабельна мережа
БТКС – багаторазова транспортна космічна система
БЦОМ – бистродіюча цифрова обчислювальна машина
ВМ – витратна магістраль
ОУС – управляюче сопло, що обертається
ГДК – гранично допустима концентрація
ГРС – газореактивна система
ДК – дренажний клапан
ДА – двигунна (рушійна) автоматика
ДУ – двигунна (рушійна) установка
ДНР – датчик неузгодженості рівнів
ДПЗ – детонуючий подовженій заряд
ЗК – запобіжний клапан
ЗП – запальний пристрій
ЕВТІ – екрановакуумна теплова ізоляція
ЕПК – електропневмоклапан
ЕОМ – електронна обчислювальна машина
ЕХО – електрохімічна обробка
КА – космічний апарат
ККС – конструктивно-компонувальна схема
КЛА – космічний літальний апарат
КП – компонент палива
КПЕВ – комплексна програма експериментального відпрацювання
КРП – компоненти ракетного палива
КУС – коливаюче управляюче сопло
ЛА – літальний апарат
МД – маршовий двигун
НДМГ – несиметричний диметилгідразин
ПВ – паливний відсік
ПГС – пневмогідравлічна система
ПГСП – пневмогідравлічна система подачі палива
ПЗ – польотне завдання
ПРД – пороховий ракетний двигун
ПУС – поворотне управляюче сопло
РБ – реєструвальний блок
РДТП – ракетні двигуни на твердому паливі
РКН – ракетно-космічний носій
РКС – ракетно-космічна система
РКТ – ракетно-космічна техніка
РРД – рідинний ракетний двигун
РРДМТ – рідинний ракетний двигун малої тяги
РРДОМ – рідинний ракетний двигун орбітального маневрування

РРДУ – рідинна ракетна двигунна установка
РРП – рідинне ракетне паливо
РРС – рідинна реактивна система
РУС – розрізне управляюче сопло
РУШ – регулювання уявної швидкості
САЗ – система аварійного захисту
СД – сигналізатор тиску
СК – система координат
СКР – система контролю рівня палива
СН – система наддуву
СП – стартова позиція
СРУШ – система регулювання уявної швидкості
ССБ – система спорожнення баків
СТ – сигналізатор тиску
СТРП – сумішеве тверде ракетне паливо
ТЗ – технічне завдання
ТНА – турбонасосний агрегат
ТП – технічна позиція
ТПК – транспортно-пусковий контейнер
ТТЗ – тактико-технічне завдання

СПИСОК ЛИТЕРАТУРИ

1. Алемасов В. Е. и др. Теория ракетных двигателей, 4-е издание. - М.: Машиностроение, 1985.
2. Аппазов Р. Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли / Р. Ф. Аппазов, О. Г. Сьгин. — М.: Наука, 1987. — 440 с.
3. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / Под ред. В. П. Мишина. -М.: Машиностроение, 1985.
4. Паничкин Н. И. и др. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1986.
5. Николаев Ю. М. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ /Ю. М. Николаев, Ю.С. Соломонов. - М.: Воениздат МО СССР, 1979.
6. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет. - М.: Машиностроение, 1979.
7. Механика космического полета / Под ред. В. П. Мишина. — М.: Машиностроение, 1980.
8. Фахрутдинов И.Х. и др. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. - М.: Машиностроение, 1980.
9. Кухлинг Х. Справочник по физике. - М.: Мир, 1982.
10. Панкратов Б. М. Основы теплового проектирования транспортных космических систем. - М.: Машиностроение, 1988.
10. Близниченко В. В. Выбор проектных параметров летательных аппаратов / Методическое пособие. - Днепропетровск: ДГУ, 1995.
11. Бейко И. В. Методы и алгоритмы решения задач оптимизации. — К.: Вища школа, 1983.
12. Холл А.Д. Опыт методологии для системотехники. - М.: Сов. радио, 1975.
13. Михалевич В.С. Вычислительные методы исследования и проектирования сложных систем / В. С. Михалевич, В. Л. Волкович. - М.: Наука, 1982.
14. Николаев В.И. Системотехника: методы и приложения / В. И. Николаев, В. М. Брук. - М.: Машиностроение, 1985.
15. Проектирование конструкций самолетов / Е.С. Войт, А.И. Ендогур, З.А. Мелик-Саркисян, И.М. Алявдин. - М. : Машиностроение, 1987. - С. 416.
16. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов /Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.И. Жихарев, А.А. Золотов и др. / под ред. В.П. Мишина и В.К. Карраска. - М. : Машиностроение, 1991. - С. 415.
17. Володин В.А. Конструкция и проектирование ракетных двигателей / В.А. Володин, Ю.Н. Ткаченко. - М. : Машиностроение, 1984. - С. 378
18. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1986. - С. 344
19. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета.– М.: Наука, 1981. – С. 496.
20. Москаленко Г. М, Инженерные методы проектирования в ракетодинамике. - М.: Машиностроение, 1974. - 392 с.

21. И.М. Игдалов, Л.Д. Кучма, Н.В. Поляков, Ю.Д. Шептун. Ракета как объект управления: Учебник. /под ред. акад. С.Н. Конюхова.- Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. - С. 544.
22. Лебедев А.А., Н.Ф. Герасюта. Баллистика ракет.– М.:Машиностроение, 1970. - С. 235.
23. Герасюта Н.Ф., А.В. Новиков, Н.Г. Белецкая. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет. Учебное пособие для вузов. – Д. ЭКОСИ – Гидрофизика.1998.- С. 366.
24. Остославский И. В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов И. В. Остославский, И. В. Стражева. - М.: Машиностроение, 1969.
25. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика летательных аппаратов. - М.: Наука, 1982.
26. Основы строительной механики ракет / Л. И. Балабух, К. С. Колесников, В. С. Зарубин и др. - М.: Высшая школа, 1969. - 496 с.
27. Прочность ракетных конструкций / В. й. Моссаковский, А. Г. Макаренко, П. И. Никитин и др.: Под ред. В. И. Моссаковского. - М.: Высшая школа, 1990. - 359 с.
28. Оболенский Е.П. Прочность летательных аппаратов и их агрегатов / Е. П. Оболенский, Б. И. Сахаров, В. А. Сибиряков. - М.: Машиностроение, 1995. - 504 с.
29. Прочность ракетных конструкций / В. И. Моссаковский, А. Г. Макаренко, П. И. Никитин, Ю. И. Саввин, И. Н. Спирвдонов. - М: Висілая школа, 1990. - 359 с.
30. Авдонин А. С. Расчет на прочность летательных аппаратов / А. С. Авдонин, В. И. Фигуровский. - М.: Машиностроение, 1985. - 440 с.
31. Композиционные материалы: Справочник / Под ред. Д. М. Карпиноса - К.: Наукова думка, 1985. - 592 с.
32. Лнник А. К. Конструирование корпусов жидкостных баллистических ракет. Днепропетровск. Изд-во ДГУ, 1994. - 220 с.
33. Конюхов С.Н., Федякин А.И. Вероятностно-статистические методы проектирования систем космической техники. - Днепропетровск., 1997.
34. Конюхов С.Н., Логачев П.П. Минометный старт межконтинентальных баллистических ракет. – Днепропетровск., 1997. - С. 298.
35. Джур Е.О., Кучма Л.Д., Санін Ф.П., Санін А.Ф. Твердопаливні ракетні двигуни: матеріали й технології: Підручник. – Д. Вид-во Дніпропетровського ун-ту, 1999. – С. 320.