

ДНІПРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА
Фізико-технічний факультет
Кафедра проектування та конструкції

Шевцов В.Ю.

Проектування транспортно-космічних систем

конспект лекцій

Дніпро
2022

УДК 629.73; 629.76 Шевцов В.Ю. Проектування транспортно-космічних систем/-
2022/-37с

Схвалено на засіданні кафедри проектування та конструкції

протокол № 13 від 17.05. 2022 року

Рекомендовано науково-методичною радою ФТФ для спеціальності _134 «Авіаційна
та ракетно-космічна техніка»

протокол № __10__ від «__24__» ____05____ 2022__ року

Зміст

1. Етапи проектування технічних систем.....	4
2. Вибір принципової схеми.....	5
3. Вибір конструктивно-компонувальної схеми.....	7
4. Вибір та оптимізація проектних параметрів ТКС.....	9
5. Рівняння масового балансу ТКС.....	15
6. Визначення робочих запасів палива ТКС.....	16
7. Визначення орбітальної швидкості КА.....	17
8. Визначення втрат та витрат швидкості.....	18
9. Визначення тягових характеристик двигунів ТКС.....	19
10. Алгоритм розрахунку льотно-технічних параметрів ТКС в першому наближенні.....	20
11. Визначення гарантійних запасів палива і ваги палива заправки по ступенях.....	21
12. Об'ємний розрахунок паливних відсіків ТКС.....	22
13. Ваговий розрахунок ТКС в першому наближенні.....	23
14. Геометричний розрахунок ТКС.....	25
15. Центрувальний розрахунок ТКС.....	27
16. Теоретичне та експериментальне визначення осьових моментів інерції.....	29
17. Визначення та аналіз осьових коефіцієнтів перевантаження.....	30
18. Визначення навантажень, що діють на ТКС і побудова епюр осьових навантажень.....	32
19. Розрахунки конструкцій ТКС на міцність.....	33
20. Розгорнуті вагові рівняння ТКС.....	35

1.Етапи проектування технічних систем (ТС)

Проектування ТС ділиться на декілька самостійних у часі і з фінансування відрізків - етапів.

1- й етап - розробка технічного завдання (ТЗ). Розробляє ТЗ фірма - замовник. Підставою розробки ТЗ служать конкуренція, потреба замовника, нові вимоги. Після розробки ТЗ замовник оголошує конкурс на кращий проект ТС.

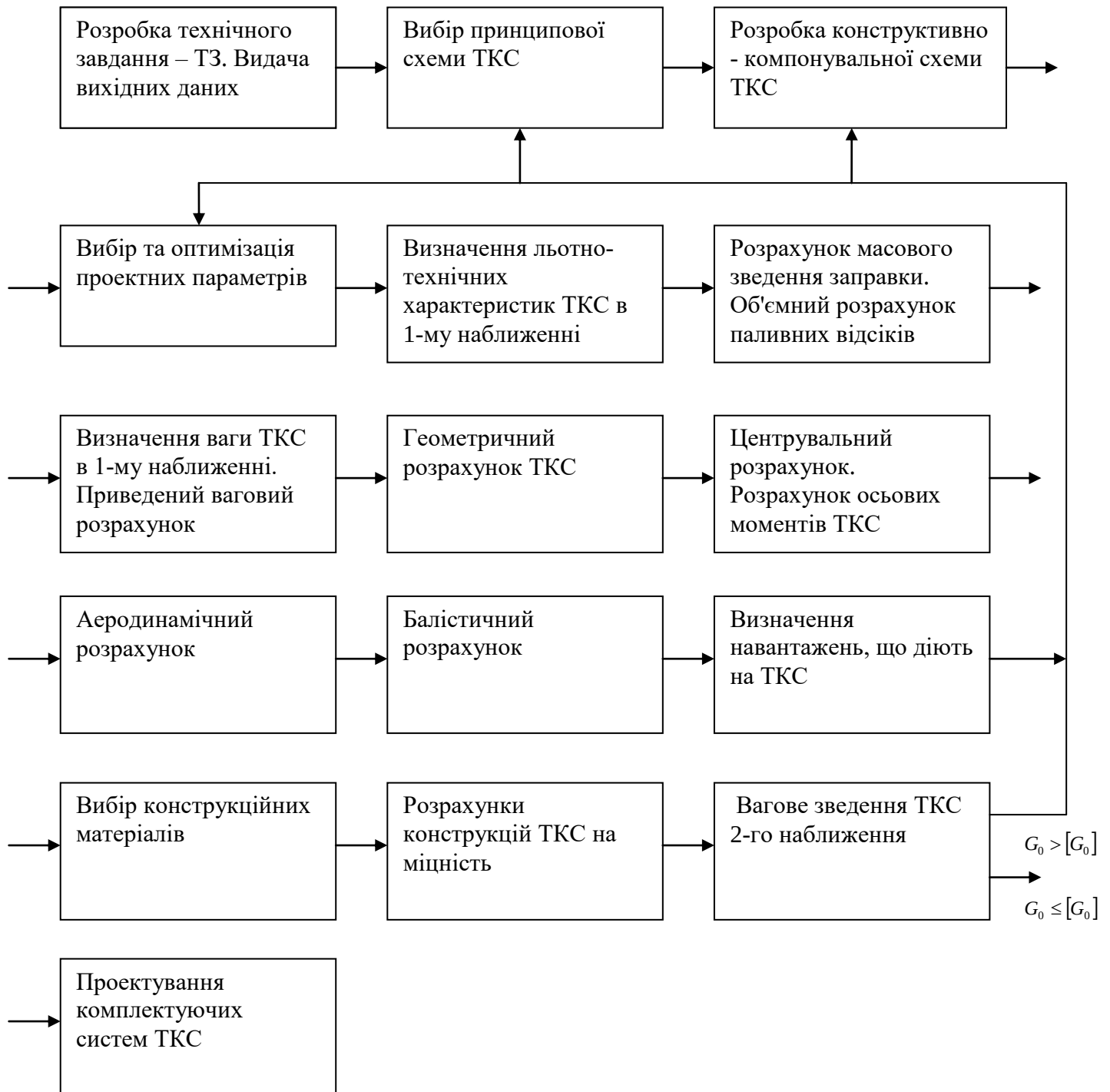
2- й етап - розробка аванпроекту. На цьому етапі фірми-розробники створюють попередній спрощений проект виробу. Вони також проводять необхідні наукові дослідження та технологічні розробки. З декількох аванпроектів замовник вибирає найкращий.

3- й етап - розробка ескізного проекту. На цьому етапі уточнюється принципова схема виробу. Доопрацьовується конструктивно-компонувальна схема. Вибираються і оптимізуються проектні параметри виробу. У першому наближенні розраховуються масові, тягові і геометричні параметри, кількість палива, що заправляється, об'єми паливних баків, проводиться попередній ваговий розрахунок, геометричний розрахунок виробу і центрувальний. Геометричний і центрувальний розрахунок є підставою для аеродинамічного розрахунку. За тим розраховуються силові і теплові навантаження на конструкцію. Від виду навантажень залежить вибір матеріалів конструкцій. Наприкінці проектування проводяться проектувальні та перевірочні розрахунки на міцність. Паралельно проводяться додаткові наукові дослідження та технологічні випробування нових конструкцій. Закінчується етап розробкою загального вигляду виробу і пояснювальної записки до нього - ескізного проекту.

4-й етап - розробка технічного проекту. На цьому етапі на підставі ескізного проекту розробляються робочі креслення всіх конструкцій і технологічні процеси на їх виготовлення. На усі нові конструкції і конструкції з новими параметрами розробляються лабораторні конструкції. Такі конструкції називаються дослідними - ДК. після виготовлення їх випробовують на функціонування і надійність. З випробуваних конструкцій збирають виріб і проводять холодні технологічні випробування на функціонування без включення двигуна. Після задовільних холодних випробувань проводять вогневі стендові випробування з працюючим двигуном. При вогневих випробуваннях заміряють тягові зусилля двигуна. Після успішних випробувань виготовляють кілька виробів для льотно-конструкторських випробувань (ЛКВ) в умовах полігону.

5-й етап - льотно-конструкторські випробування. На цьому етапі дослідна партія виробів у експлуатаційних умовах випробовується на відповідність заданим параметрам. При відповідності параметрів заданим, виріб передається замовнику. При невідповідності параметрів - виріб повертається на доопрацювання.

Блок-схема проектування ТКС



2. Вибір принципової схеми

Проектування літальних апаратів розпадається на ряд окремих задач. Кожна з цих задач може бути вирішена різними способами, наприклад: старт ракети може бути наземним, з-під води, повітряним, з підземних споруд. З цих варіантів вибирається один.

Послідовність вибраних варіантів (способів) рішення задачі проектування називається принциповою схемою ракети, або іншої технічної системи.

При проектуванні ракет - носіїв космічних апаратів вирішуються задачі вибору:

- виду транспорту для доставки космічного апарату на робочу орбіту;
- компонентів палива і типу двигуна;
- виду і типу старту;
- схеми набору швидкості (схеми послідовності роботи двигунів);
- системи та органів керування рухом;
- системи поділу ступенів (скидання відпрацьованих прискорювачів і інших конструкцій ракети);
- системи відділення космічного апарату від ракети-носія.

Залежно від завдання проектування при виборі ПС вирішуються й інші принципові питання.

Перераховані вище задачі можуть вирішуватися різними способами.

Доставка космічного апарату на робочу орбіту може здійснюватися ракетами-носіями одноразового і багаторазового використання, повітряно-космічними літаками, електромагнітними й іншими прискорювачами, комбінованими системами типу «Шаттл».

Паливо може бути рідке, гелеподібне, тверде, газоподібне. Воно може перебувати цілком на борту транспортної системи або частково, в навколишньому середовищі (наприклад, кисень атмосфери). Від обраного виду палива залежить тип двигуна: рідинний ракетний двигун (РРД), твердопаливний ракетний двигун (ТПРД), прямоточний повітряно-реактивний двигун (ППРД), електрореактивний двигун (ЕРД) і тому подібне.

Від виду транспортного засобу, палива і двигуна залежить вид старту. Старт транспортно-космічної системи (ТКС) може здійснюватися в повітрі або в космосі з іншої повітряної або космічної системи - з літака, дирижабля, орбітальної станції і т.п.. Із землі - зі стартового пристрою, залізничної платформи, з транспортно-пускового контейнера, різних рухомих транспортних засобів; надводний або підводний - з платформи, з корабля, з підводного човна; з-під землі - з шахт і тунелів. Від виду старту вибирається тип старту: активний - за допомогою двигунів ТКС, газодинамічний - за допомогою спеціального газогенератора, реактивний - за допомогою спеціальної розгінної реактивного візка, електромагнітний і т.п.

Від значення необхідної кінцевої швидкості залежить кількість і вид прискорювачів ТКС. Для сучасних ТКС число прискорювачів становить від двох до п'яти і більше в залежності від розв'язуваної задачі. Так рідинний ракетноносії «Зеніт» має три прискорювача: два основних і один дорозгінний, ракетноносії «Сатурн» разом з кораблем «Аполлон - 6». Прискорювачі можуть бути зібрані за паралельною схемою (пакет), послідовною (тандем) і комбінованою. При паралельній схемі працюють одночасно двигуни двох і більше ступенів (носії «Восток», пізніше «Восход»), при послідовній схемі двигуни прискорювачів працюють послідовно (носії «Сатурн», «Зеніт» і ін.), при комбінованій спочатку працюють двигуни першого і другого прискорювачів, потім другого і в кінці, третього (носії «Союз»).

Для керування рухом вибирається система керування (СК). СК може бути автономною (бортовою), наземною або з іншого літального апарату і комбінованою. Управління може здійснюватися також за допомогою пілота.

В якості органів управління застосовуються аеродинамічні і газодинамічні. Аеродинамічні працюють на принципі взаємодії ТКС із зовнішнім середовищем. Газодинамічні - на принципі взаємодії спеціалізованих конструкцій з реактивним струменем газів двигуна.

Для відділення та скидання відпрацьованих прискорювачів служать системи поділу ступенів. Системи поділу діляться на системи холодного поділу, вогневого поділу та газодинамічного. При холодному поділі двигун наступного ступеня включається після закінчення роботи двигуна попереднього ступеня та відділення відпрацьованого прискорювача. При вогневому поділі двигун наступного ступеня включається до вимкнення двигуна працюючого прискорювача. При газодинамічній системі поділ відбувається після вимкнення двигуна

попереднього ступеня за допомогою спеціального газогенератора і телескопічної конструкції перехідного відсіку. Наприкінці поділу запускається двигун наступного ступеню.

Відділення корисного навантаження здійснюється різними способами: за допомогою двигунів космічного апарату, за допомогою спеціальних конструкцій штовхачів, гальмуванням останнього прискорювача.

Кожен з перелічених варіантів вирішення тієї чи іншої задачі має свої достоїнства і недоліки, свою сферу застосування. Обрана послідовність варіантів вирішення задачі проектування називається принциповою схемою ТКС.

3. Вибір конструктивно-компонувальної схеми.

Просторове розташування всіх систем і конструкцій ТКС називається конструктивно-компонувальною схемою (ККС). Конструктивно-компонувальна схема повинна забезпечити роботу всіх систем ТКС в заданій послідовності. ККС є матеріальною реалізацією принципової схеми.

Вибір принципової і конструктивно-компонувальної схем підпорядковується цільовій функції проектування. Під цільовою функцією розуміють один з параметрів ТКС, найкраще (оптимальне) значення якого необхідно отримати в процесі проектування. В якості цільової функції проектування можуть служити:

- мінімум вартості проекту при заданій надійності W ;
- максимум надійності при обмежених коштах на проектування;
- максимум ваги космічного апарату $G_{КА}$ при обмеженій стартовій вазі ТКС G_0 ;
- мінімум стартової ваги G_0 при заданій вазі космічного апарату і т.д.

Як приклад вибору ККС розглянемо задачу мінімізації стартової ваги ТКС при відомому значенні ваги космічного апарата.

Зменшити стартову вагу ТКС можна шляхом зменшення ваги палива і ваги конструкції. Зменшити вагу палива можна вибором палива з кращими енергетичними показниками. При цьому зменшення ваги (кількості) палива веде до зменшення його об'єму і ваги конструкції ракети. Для відомого палива зменшити вагу ТКС можна лише зменшуючи вагу конструкції. Зменшити вагу конструкції ТКС можна трьома способами:

- збільшенням частоти скидання відпрацьованої маси конструкції;
- ущільненням компонентів ТКС;
- застосовуючи раціональні прийоми проектування і конструювання.

Перший спосіб - збільшення частоти скидання відпрацьованої маси конструкції - базується на формулі Ціолковського для розрахунку швидкості V багатоступеневих ТКС:

$$V = \sum_{i=1}^n W_i \ln Z_i,$$

де W_i - швидкість витоку реактивного струменя;

$$Z_i = \frac{m_i}{m_{ki}} - \text{число Ціолковського};$$

m_i - початкова маса першого ступеню;

m_{ki} - кінцева маса першого ступеню.

У процесі роботи двигуна витрачається паливо і частина конструкції паливних баків перестає виконувати функціональне призначення. У той же час, на розгін цієї, вже непотрібної конструкції, необхідно витрачати паливо. Скидання частини конструкції змінює параметри руху ТКС і розбиває політ на окремі ділянки - ступені. Чим більше ступенів передбачено в ТКС, тим менше її стартова маса (вага). У польоті скидаються прискорювачі, частина паливних баків, частина камер одного двигуна або частини двигунів, аеродинамічного обтічника, частини органів керування польотом.

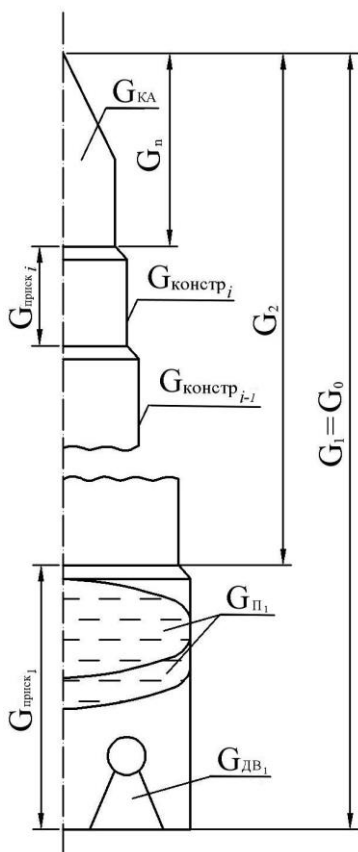


Рис. 1

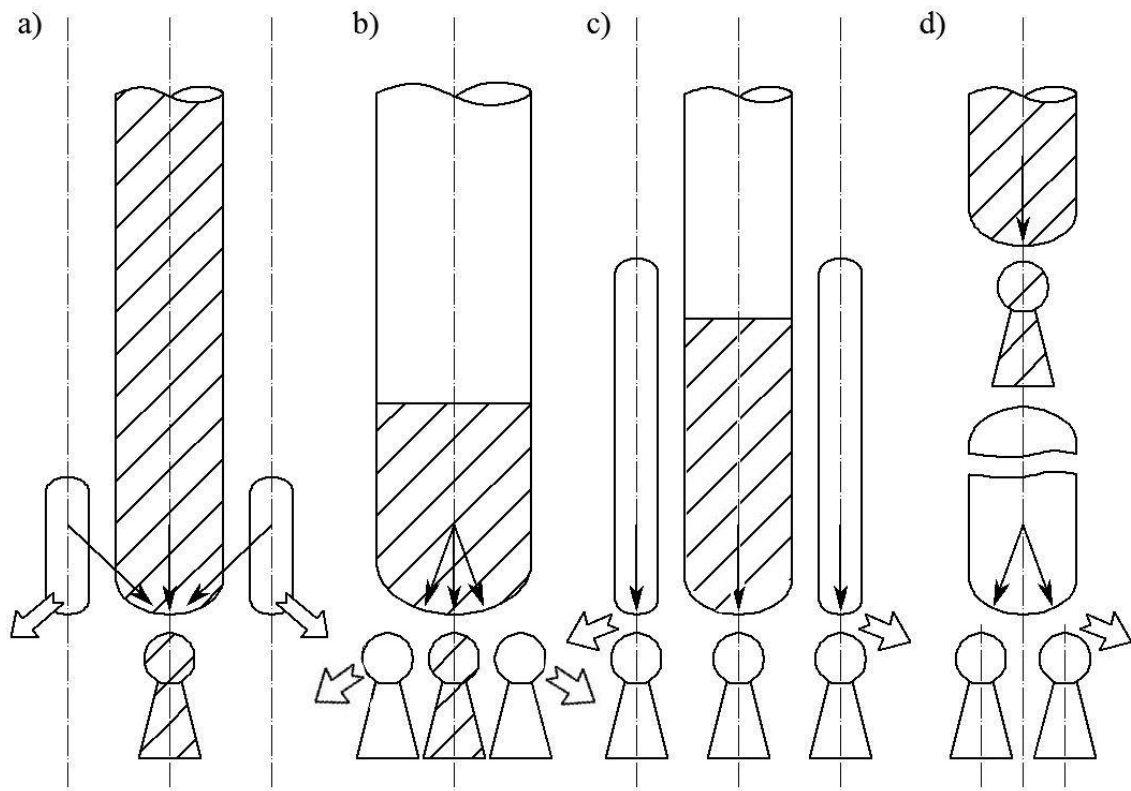


Рис. 2

У компонуванні ТКС розрізняють поняття прискорювача і ступеню. Під прискорювачем розуміють частину ТКС, що складається з двигуна і палива для його роботи. Ступінь має в своєму складі систему керування, космічний апарат і один або кілька прискорювачів. На початку польоту працює перший прискорювач і цей відрізок польоту називають першим ступенем. Вага першого ступеня ТКС збігається зі стартовою вагою: $G_1 = G_0$. Другий ступінь при роботі першого прискорювача є корисним вантажем для першого ступеня, третій - для другого і т.д. (рис.1).

Ідея скидання відпрацьованої частини конструкції реалізовувалася на багатьох носіях. У складі ракети-носія (Р-Н) «Пегас», рис.2а, передбачалися підвісні паливні баки. Ці баки скидалися після використання палива. Недоліки цієї схеми: нерозрахунковий режим роботи двигуна і великі перевантаження на другому ступені. Двигун починав працювати на землі і закінчував у пустоті. Це призводило до великих втрат тяги. Зростання перевантажень на другому ступені вимагає зміцнення конструкції і збільшення її маси.

У складі Р-Н «Атлас», рис.2b, передбачалося п'ять двигунів. два маршових скидалися після першого ступеня, один маршовий і два керуючих працювали на першому і другому ступенях. Ця схема дозволяла частково усунути недоліки схеми «Пегас», але на другому ступені, де залишилася незначна частина палива, велика частина конструкції паливних баків не виконує корисних функцій.

У складі носія «Союз», рис.2с, передбачені прискорювачі, що скидаються. Недоліком цієї схеми є робота двигуна центрального блоку на нерозрахунковому режимі і пасивна маса частини конструкції паливних баків цього блоку на другому ступені.

На рис.2d показана схема Р-Н «Сатурн» з послідовним скиданням прискорювачів. Недоліком цієї схеми є непрацюючі двигуни подальших ступенів при роботі двигунів попередніх.

Другим способом зменшення стартової маси ТКС є ущільнення компоновки. Компоновка ТКС повинна мати мінімум функціонально незадіяного простору. Порівняння схем рис. 3а і 3b показує, що в схемі 3а багато незадіяного функціонально простору в відсіках двигунів, в перехідних відсіках, у відсіку системи керування. Найкращим варіантом є схема 3b. У цій схемі весь простір Р-Н за винятком відсіку корисного вантажу (космічного апарату) залито паливом і вимагає мінімум конструктивного оформлення.

Третім способом зменшення стартової маси конструкції ТКС є застосування раціональних принципів проектування та конструювання технічних систем. До раціональних принципів відносять:

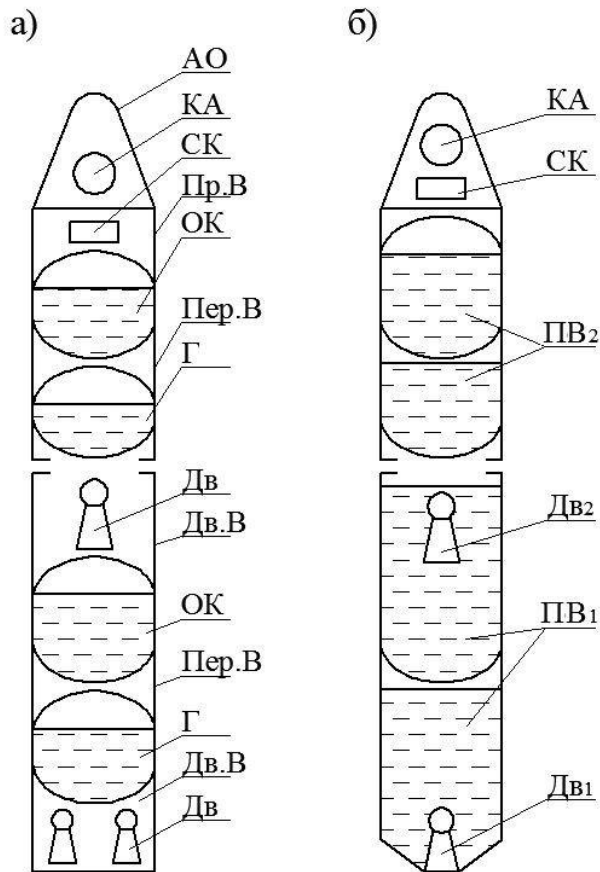


Рис. 3

- сили слід передавати найкоротшим шляхом;
- конструкція повинна працювати на оптимальні види навантажень;
- матеріал конструкції повинен відповідати виду навантаження;
- конструкція повинна бути рівнонавантаженою;
- форма конструкції повинна відслідковувати форму силового потоку;
- силові потоки повинні взаємно один одного компенсувати;
- у складі конструкції має бути мінімум рухомих деталей;
- не застосовувати точкові види навантаження;
- ширше застосовувати уніфіковані, відпрацьовані деталі;
- використовувати досвід попередніх розробок, йти від модифікації до модифікації.

Якщо в якості цільової функції виступає інший параметр, наприклад мінімум вартості, то при виборі компоновки слід використовувати і інші способи досягнення мети. Прикладом вибору компоновки мінімальної вартості є проект

«ОТРАГ». У схемі Р-Н «ОТРАГ» використовуються уніфіковані блоки - прискорювачі з уніфікованих паливних баків і двигунів. В якості окислювача використовується азотна кислота, як пальне - гас. Система подачі - витіснювальна. Конструкція баків найпростіша, обечаїчна, без підкріплення. Матеріали конструкції сталь і сплави алюмінію. Всі вузли та деталі максимально уніфіковані. Мінімум вартості досягається за рахунок дешевизни палива, матеріалів конструкції дешевих технологій виготовлення, уніфікації і серійності.

4. Вибір та оптимізація проектних параметрів ТКС.

Під проектними параметрами ТКС (ПП) розуміють параметри, що оптимізують цільову функцію і характеризують одну з якостей проектування: енергетичну, масову, технологічну та т.п.

При проектуванні ТКС використовують наступні ПП: Z – число Ціолковського, μ_0 - коефіцієнт тягоозброєності, $P_{пит}$ - питому тягу, $\bar{l}_p$ - подовження виробу, наприклад, Р-Н; ε_1 - відносну масу ступеню, $\bar{t}_1$ - відносний час роботи двигуна 1-го ступеня, n - кількість ступенів ТКС. Розглянемо більш докладно ці проектні параметри.

1. Число Ціолковського Z - це відношення початкової маси ступеню до її кінцевого значення:

$$Z_i = \frac{m_i}{m_{ki}}. \quad (4.1)$$

Число Ціолковського Z_i можливо записати інакше:

$$Z_i = \frac{m_i}{m_{ki}} = \frac{m_i g_0}{m_{ki} g_0} = \frac{G_i}{G_{ki}} = \frac{G_i}{G_i - G_{пи}} = \frac{\frac{G_i}{G_i}}{\frac{G_i}{G_i} - \frac{G_{пи}}{G_i}} = \frac{1}{1 - \mu_{пи}}. \quad (4.2)$$

У формулі (4.2) g_0 - прискорення сили земного тяжіння ($g_0 = 9.8 \text{ м/с}^2$), G_i , G_{ki} - початкова і кінцева вага ступеню, $\mu_{\Pi i}$ - відносна вага палива ступеню, $G_{\Pi i}$ - вага палива 1-го ступеня.

Як видно з (4.2) число Ціолковського Z може дублюватися іншим проектним параметром μ_T . Якщо число Ціолковського переписати як

$$Z_i = \frac{G_i}{G_{ki}} = \frac{1}{\frac{G_{ki}}{G_i}} = \frac{1}{\mu_{ki}}, \quad (4.3)$$

то отримаємо ще один проектний параметр – відносну кінцеву масу (або вагу) - μ_{ki} . Співвідношення між цими параметрами можна записати у вигляді

$$Z = \frac{1}{\mu_{ki}} = \frac{1}{1 - \mu_{\Pi i}}. \quad (4.4)$$

Z_i - оптимізує вартість проекту в цілому, зменшує масу багатоступеневих ракет та характеризує масову і проектну якість розробки ТКС.

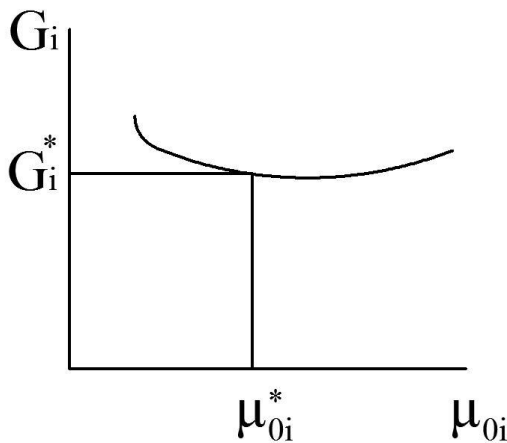


Рис. 4

2. Коефіцієнт тягоозброєності μ_{0i} - це відношення тяги двигуна ступеню до його ваги:

$$\mu_{0i} = \frac{P_i}{G_i}.$$

μ_0 - дублюється коефіцієнтом енергоозброєності:

$$v_{0i} = \frac{G_i}{P_i} = \frac{1}{\frac{P_i}{G_i}} = \frac{1}{\mu_{0i}}.$$

Коефіцієнт тягоозброєності оптимізує стартову масу (вагу) ТКС (рис.4). Розглянемо два випадки:

а) $\mu_{0i} < \mu_{0i}^*$ - значення коефіцієнта тягоозброєності

менше оптимального. Зменшується сила тяги P , а з нею і прискорення ТКС. ТКС повільніше набирає швидкість, збільшується час роботи двигунів (тривалість активного польоту ТКС) t_i . З ростом t_i зростають втрати швидкості на подолання сили земного тяжіння (рис.5):

$$\Delta Vg = \int_0^{t_k} g \sin \theta dt. \quad (4.6)$$

На рис. 5: OY_0X_0 - стартова система координат, θ - кут тангажа (кут між вектором швидкості в даній точці і дотичний до сфери землі в точці її перетину радіус - вектором з центру Землі до ТКС), g - прискорення сили земного тяжіння на даній висоті, K - точка кінця активного польоту ТКС, t_k - час активного польоту.

Значення прискорення сили земного тяжіння розраховується за формулою

$$g = g_0 \frac{R_3^2}{(R_3 + H)^2},$$

де $R_3 = 6371 \text{ км}$ - радіус Землі, H - висота розрахунку значення g .

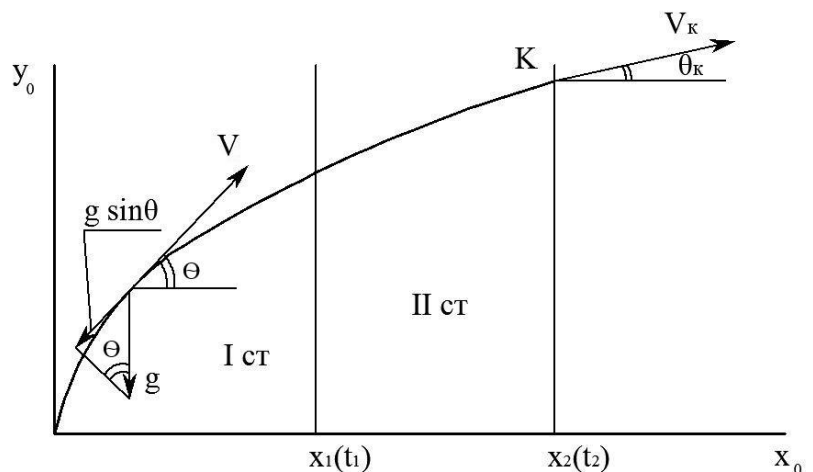


Рис. 5

$$(4.7)$$

Для компенсації втрат швидкості на гравітацію ($\Delta Vg = (0,2...0,26)V_K$ при виведенні космічного апарата на проміжну орбіту $H = 200\text{км}$), необхідно збільшувати запаси палива G_T , при цьому зростає обсяг і вага конструкції паливних баків та вага конструкції в цілому.

б) $\mu_{0i} > \mu_{0i}^*$ - значення коефіцієнта тягоозброєності більше оптимального. Зростає сила тяги P_i , зростає прискорення руху, ТКС швидше набирає швидкість V . Велика швидкість досягається в більш щільних шарах атмосфери. Зростає сила лобового опору X :

$$X = C_X \frac{\rho V^2}{2} S_M, \quad (4.8)$$

де ρ - густина атмосфери;

C_X - коефіцієнт лобового опору;

V - швидкість руху;

S_M - площа опору руху (площа міделя).

З ростом X ростуть втрати швидкості на подолання сили лобового опору :

$$\Delta V_X = \int_0^{t_k} \frac{X(t)}{m(t)} dt, \quad (4.9)$$

де $m(t) = m_i - \dot{m}t$ - поточне значення маси ТКС,

$\dot{m}$ - секундна витрата маси палива,

$\dot{m}t$ - витрачена на даний момент маса палива.

На компенсацію втрат швидкості на подолання сили лобового опору також потрібне додаткове паливо.

Зростання тяги P веде також до зростання перевантажень і до зростання ваги конструкції РН. І зростання ΔV_X , і зростання перевантажень призводять до зростання ваги ТКС. Із рис.4 видно, що існує значення μ_0^* , при якому вага ТКС мінімальна. Для знаходження G_i^* складається

функція $G_i(\mu_{0i})$, береться похідна $\frac{\partial G_i}{\partial \mu_{0i}} = 0$ і знаходиться оптимальне значення μ_{0i}^* . Завдання спрощується для відомих програм польоту ($\theta = \theta(t)$ - програм тангажу) з відомим для них значенням μ_{0i}^* :

$$\mu_{0i}^* = \begin{cases} 1.6 \div 1.8 - \text{для I ступеню} \\ 1.2 \div 1.4 - \text{для II ступеню} \\ 0.9 \div 1.1 - \text{для III ступеню} \end{cases} \text{ для ТКС.}$$

Зменшення кута тангажу θ в процесі польоту зменшує втрати тяги ΔVg на подолання гравітації, тому $\mu_{0_1} > \mu_{0_2} > \mu_{0_3} > \dots$.

3. Питома тяга $P_{пит.i}$ - це відношення тяги двигуна до секундної вагової витрати палива $\dot{G}_i$:

$$P_{пит.i} = \frac{P_i}{\dot{G}_i} - \left[\frac{\kappa \Gamma}{\kappa \Gamma / c} \right]. \quad (4.10)$$

Питома тяга - це зусилля, яке створює двигун при згорянні одиниці ваги палива. Питома тяга дублюється питомим імпульсом

$$I_{пит.i} = \frac{I_i}{\dot{m}_i} = \frac{\dot{m}_i W_i}{\dot{m}_i} = W_i = \frac{g_0 P_i}{g_0 \dot{m}_i} = \frac{g_0 P_i}{\dot{G}_i} = g_0 P_{пит.i}. \quad (4.11)$$

У виразі (4.11) I_i - імпульс реактивного струменю, $\dot{m}_i$ - масова витрата палива в секунду (вона ж маса реактивного струменя за секунду), W_i - швидкість витікання газів. Питомий імпульс по суті - це швидкість витоку реактивного струменю газу, а тяга на одиницю маси палива є питомий імпульс. З (4.11). Видно, що чисельно

$$I_{пит.i} = W_i = g_0 P_{пит.i}. \quad (4.12)$$

Питома тяга оптимізує через вагу двигуна стартову вагу ТКС, а також характеризує проектну якість двигуна.

Питома тяга залежить від тиску в камері згоряння двигуна P_K і від тиску на зрізі сопла P_a , тобто

$$P_{\text{пит}} = P_{\text{пит}}(P_K, P_a).$$

Значення питомої тяги зростає з ростом тиску в камері згоряння. З закону стану газу в камері згоряння

$$P_K V_K = \frac{\dot{m}}{M} R_K T_K \quad (4.13)$$

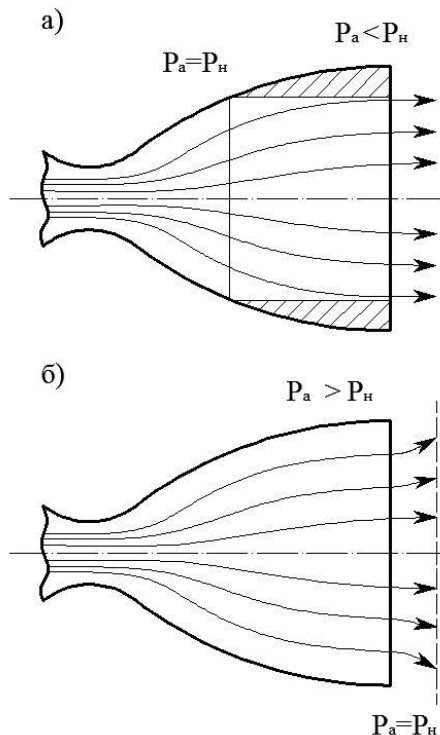


Рис. 6

випливає, що при постійному об'ємі камери згоряння $V_K = \text{const}$ тиск P_K буде рости з ростом добутку газової постійної для продуктів згоряння R_K на температуру в камері згоряння T_K . У формулі (4.13) M - молярна маса продуктів згоряння. Значення T_K максимальне при повному (стехіометричному) згорянні палива, а значення R_K зростає з ростом кількості елементів з малою атомною вагою в продуктах згоряння. До складу молекул пального входить більше легких елементів. Якщо пальне частково випаровувати з дисоціацією молекул на легкі складові елементи, то газова постійна R_K зростає. І хоча T_K при цьому дещо знизиться, їх добуток зростає і зростає питома тяга. Тому для ТКС з більш легким паливом беруть надлишок пального, а для ТКС з більш легким окислювачем - надлишок окислювача.

Для сучасних ТКС рекомендовані значення тисків у камерах двигунів залежать від схеми роботи двигуна. Для двигунів з допалюванням генераторного газу турбо-насосного агрегату (ТНА) значення P_{Ki}^* дорівнюють

$$P_{Ki}^* = \begin{cases} 200 \div 240 & \text{для I ступеню,} \\ 160 \div 180 & \text{для II ступеню,} \\ 100 \div 120 & \text{для III ступеню.} \end{cases} \text{ кг/см}^2$$

а для двигунів без допалювання генераторного газу тиск у камері приблизно в два рази менший.

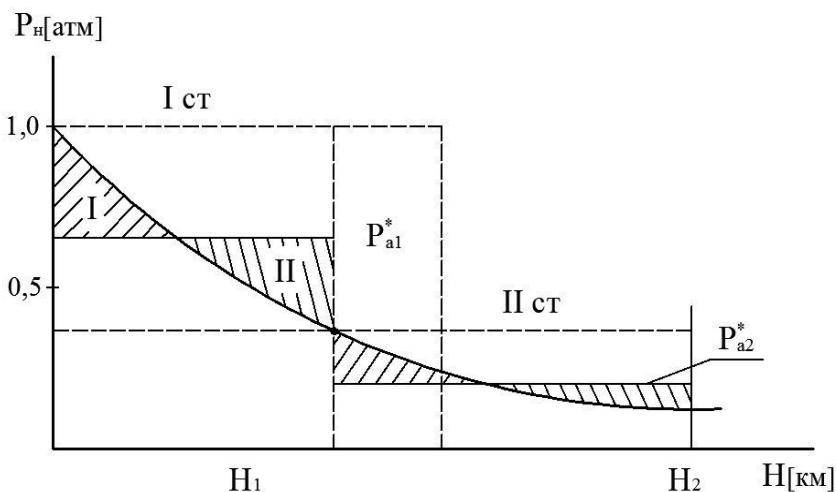


Рис. 7

Оптимальні значення тиску на зрізі сопла будуть в разі рівності площ I і II на рис.7 за рахунок перерозширення і недорозширення струменя.

Для існуючих траєкторій польоту ТКС оптимальні значення на зрізі сопла знаходяться в межах:

Оптимальним режимом роботи двигуна є рівність тисків у навколишньому середовищі P_n і тиску на зрізі сопла P_a . Якщо $P_a < P_n$, тиск у струмені врівноважується з атмосферним всередині сопла (рис.6а). Частина сопла при цьому не використовується для створення сили тяги і потребує енергії на свій розгін. Якщо $P_a > P_n$, тиск в реактивному струмені вирівнюється розширенням струменя в атмосфері, що також призводить до втрат тяги.

$$P_a^* = \begin{cases} 0.5 \div 0.7 \\ 0.15 \div 0.25 \\ 0.05 \div 0.15 \end{cases} \begin{cases} \text{атм} \\ \text{кГ/см}^2 \end{cases} \begin{cases} \text{для I ступеню,} \\ \text{для II ступеню,} \\ \text{для III ступеню.} \end{cases}$$

4. Подовження РН $\bar{l}_p$ - це відношення довжини РН l_p до її діаметра D :

$$\bar{l}_p = \frac{l_p}{D} \quad (4.14)$$

Подовження РН дублюється навантаженням на мідель P_M :

$$P_M = \frac{G_0}{S_M}, \quad (4.15)$$

де S_M - площа максимального поперечного перерізу РН.

Подовження $\bar{l}_p$ оптимізує стартову масу (вагу) РН (рис.8).

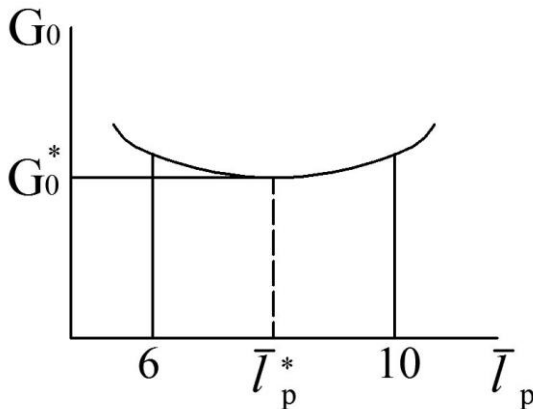


Рис. 8

Проаналізуємо залежність $G_0 = G_0(\bar{l}_p)$.

а). При $\bar{l}_p < \bar{l}_p^*$ зменшується довжина РН і росте діаметр. Росте площа мідель S_M , а з нею лобовий опір X і втрати швидкості ΔV_x на подолання сили лобового опору. Ростуть енергетичні витрати, запаси палива та стартова вага РН.

б) При $\bar{l}_p > \bar{l}_p^*$ зростає довжина РН і зменшується діаметр. Зменшується жорсткість РН і погіршуються умови компонування. Все це веде до збільшення ваги конструкції, запасів палива і до збільшенню ваги РН. Дослідження показують, що відхилення значення $\bar{l}_p$ від оптимального в невеликих межах мало впливає на стартову вагу. Рекомендовані значення $\bar{l}_p$ знаходяться в межах $10 \div 12$ одиниць.

5. Відносний час роботи двигуна 1-го ступеня є відношенням часу роботи двигуна наступного ступеню до часу працюючого:

$$\bar{t}_i = \frac{t_{i+1}}{t_i}. \quad (4.16)$$

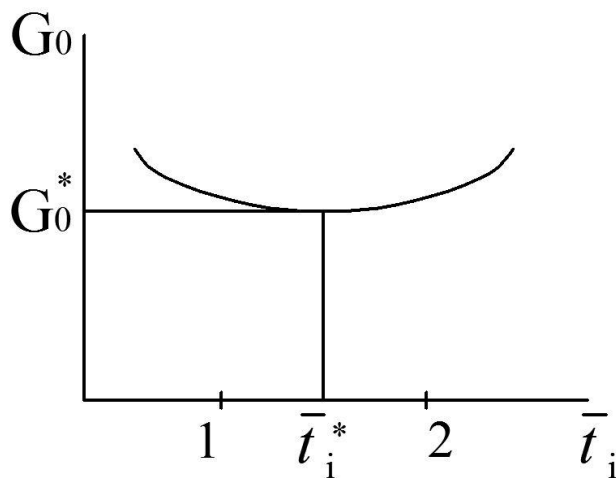


Рис. 9

У формулі (4.16) t_i і t_{i+1} - час роботи двигунів i -го та $i+1$ -го ступенів. Відносний час роботи двигуна i -го ступеня характеризує балістичну якість проектування та оптимізує стартову масу (вагу) ТКС (рис.9). Якщо $t_i < \bar{t}_i^*$, збільшується час роботи i -го ступеня, зростають втрати швидкості на гравітацію (рис.5), ростуть запаси палива і вага ТКС. Якщо $t_i > \bar{t}_i^*$, ТКС на i -му ступені швидко набирає швидкість в щільних шарах атмосфери, ростуть втрати швидкості на подолання аеродинамічного опору. Необхідно брати більше палива, зростає стартова вага. Крім того, при швидкому розвороті в щільних шарах атмосфери на першому ступені ростуть поперечні перевантаження. Потрібне зміцнення корпусу, росте стартова вага ТКС.

6. Відносна вага (маса) ступені ε_i - це відношення ваги i -го ступеня до ваги $i+1$ ступеня:

$$\varepsilon_i = \frac{G_i}{G_{i+1}}.$$

Відносна вага характеризує розподіл маси (ваги) ТКС по ступенях і оптимізує стартову вагу ТКС. Розглянемо залежність ваги ТКС від ε_i для двоступеневої РН.

Якщо $\varepsilon_i < \varepsilon_i^*$ ($\varepsilon_1 < \varepsilon_1^*$), зменшується вага прискорювача першого ступеня і прагне до ваги другого ступеня, до ваги одноступеневої РН, вага якої більша будь-якого двоступеневого варіанту РН.

Якщо $\varepsilon_i > \varepsilon_i^*$, зменшується вага прискорювача другого ступеня і вага ракети прагне до ваги одноступеневого варіанту. Аналіз графіка (рис. 10) показує, що існує оптимальний розподіл маси ТКС по ступенях, при якому $G_0 = G_0^*$.

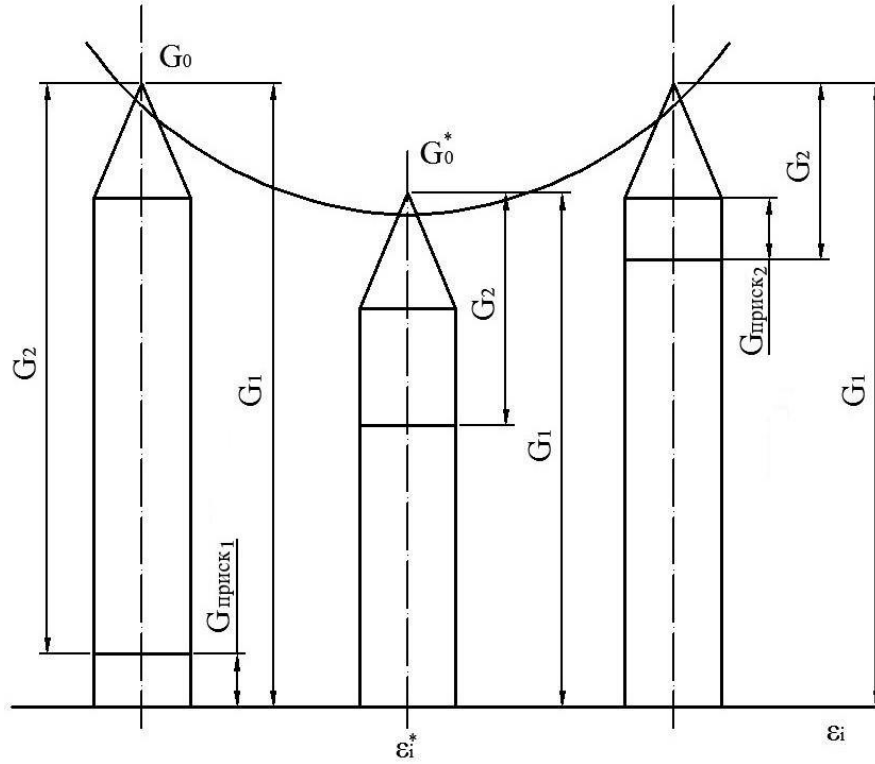


Рис. 10

Відносна вага ступеня ε_i , дублюється відносною стартовою вагою ТКС $\bar{G}_0$:

$$\bar{G}_0 = \frac{G_0}{G_{KB}}, \quad (4.18)$$

де G_{KB} - вага корисного навантаження ТКС, наприклад, вага космічного апарату.

Щоб установити зв'язок між $\bar{G}_0$ і ε_i послідовно помножимо і розділимо вираз (4.18) для $\bar{G}_0$ на вагу всіх ступенів без першої:

$$\begin{aligned} \bar{G}_0 = \frac{G_0}{G_{KB}} &= \frac{G_1}{G_{KB}} = \frac{G_1}{G_{KB}} * \frac{G_2}{G_2} * \frac{G_3}{G_3} * \dots * \frac{G_{i-1}}{G_{i-1}} * \frac{G_i}{G_i} * \frac{G_{i+1}}{G_{i+1}} * \dots * \frac{G_{n-1}}{G_{n-1}} * \frac{G_n}{G_n} = \\ &= \varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_3 \dots \varepsilon_i \dots \varepsilon_{n-1} \varepsilon_n = \prod_{i=1}^n \varepsilon_i, \quad \bar{G}_0 = \prod_{i=1}^n \varepsilon_i. \end{aligned} \quad (4.19)$$

В якості проектних параметрів можуть використовуватися й інші параметри ТКС, наприклад, кількість ступенів n , відносна суха вага $\alpha_{сyx}$:

$$\alpha_{сyx} = \frac{G_{сyx}}{G_0} = \frac{G_0 - G_T - G_{KB}}{G_0}, \quad (4.20)$$

відносна вага конструкції прискорювача:

$$\alpha_{сyx} = \frac{G_{констр}}{G_{приск}}, \quad (4.21)$$

коефіцієнт конструктивної якості прискорювача:

$$S = \frac{G_{приск}}{G_{констр}} = \frac{1}{\alpha_{конс}}$$

та інші.

(4.22)

Між числом Ціолковського ступеня Z_i , відносною стартовою вагою ступені $\bar{G}_0$ і коефіцієнтом конструктивної досконалості S_i існує взаємозв'язок:

$$S_i = Z_i \frac{\bar{G}_{0_i} - 1}{\bar{G}_{0_i} - Z_i}, \quad \bar{G}_{0_i} = Z_i \frac{S_i - 1}{S_i - Z_i}. \quad (4.23)$$

При проектуванні окремих систем і конструкцій ТКС використовуються свої ПП. Наприклад, при проектуванні двигуна в якості ПП використовуються: питома тяга - $P_{нум}$, секундна витрата палива - $\dot{G}$, питома вага двигуна - $\gamma_{нум} = \frac{G_{дв}}{P}$ (відношення ваги двигуна до сили тяги) та інші.

5. Рівняння масового (вагового) балансу ТКС.

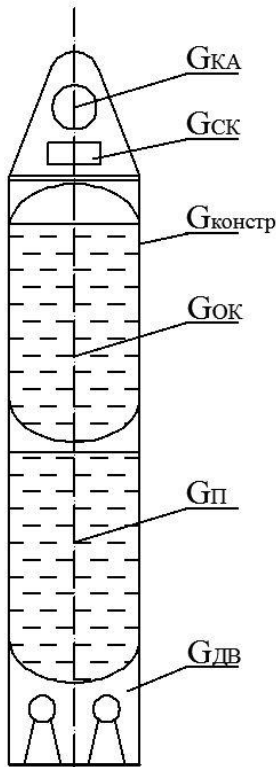


Рис. 11

Розглянемо основні складові частини ТКС, наприклад, РН (рис.11), де G_{KA} – вага космічного апарата, вона ж G_{KB} – вага корисного вантажу:

$$G_0 = G_{KB} + G_{CY} + G_{OK} + G_{\Gamma} + G_{конст} + G_{дв} = G_{KB} + G_{\Pi} + G_{сyx} \quad (5.1)$$

Поділимо ліву і праву частини (5.1) на G_0 :

$$\frac{G_0}{G_0} = \frac{G_{KB}}{G_0} + \frac{G_{\Pi}}{G_0} + \frac{G_{сyx}}{G_0}; 1 = \frac{G_{KB}}{G_0} + \mu_{\Pi} + \alpha_{сyx}, \quad (5.2)$$

Із (5.2) запишемо вираз для G_0 :

$$G_0 = \frac{G_{KB}}{1 - \mu_{\Pi} - \alpha_{сyx}}. \quad (5.3)$$

Згідно (5.3) стартова вага РН залежить від ваги корисного навантаження і двох проектних параметрів μ_{Π} і $\alpha_{сyx}$. Ці два проектних параметра визначають два блоки проектування ТКС: енергетичний (μ_{Π}) і масовий (ваговий) ($\alpha_{сyx}$). Енергетичний блок проектування пов'язаний з необхідним для реалізації програми руху запасом палива. Ваговий (масовий) блок проектування пов'язаний з визначенням ваги конструкції прискорювачів.

Формулу (5.3) легко поширити на випадок багатоступеневих ТКС за умови, що корисним навантаженням для першого ступеня є другий, для другого - третій і т.д. :

$$G_0 = \frac{G_2}{1 - \mu_{\Pi_1} - \alpha_{сyx_1}} = \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_1} - \alpha_{сyx_1}} \times \frac{G_3}{1 - \mu_{\Pi_2} - \alpha_{сyx_2}} = \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_2} - \alpha_{сyx_2}} \times \dots \times \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_i} - \alpha_{сyx_i}} \times \dots \times \frac{G_{KB}}{1 - \mu_{\Pi_n} - \alpha_{сyx_n}} = G_{KB} \prod_{i=1}^n \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_i} - \alpha_{сyx_i}},$$

або, остаточно,

$$G_0 = G_{KB} \prod_{i=1}^n \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_i} - \alpha_{сyx_i}}. \quad (5.4)$$

Порівнюючи отриману формулу з виразами (4.18) і (4.19) запишемо

$$G_0 = \bar{G}_0 * G_{KB} = G_{KB} \cdot \prod_{i=1}^n \varepsilon_i = G_{KB} \cdot \prod_{i=1}^n \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_i} - \alpha_{сyx_i}}. \quad (5.5)$$

Значення відносної сухої ваги $\alpha_{счХі}$ для РН змінюється в межах

$$\alpha_{счХі} = \begin{cases} 0.04 \div 0.06 & \text{для I ступеню,} \\ 0.06 \div 0.08 & \text{для II ступеню,} \\ 0.08 \div 0.11 & \text{для III ступеню.} \end{cases}$$

Після визначення необхідного відносного запасу палива на борту ТКС з формул (5.3) або (5.5) знаходиться стартова вага ТКС в нульовому наближенні.

6. Визначення робочих запасів палива ТКС.

Умовою доставки космічного апарату на орбіту є рівність характеристичної швидкості (швидкості Ціолковського)

$$V_x = \sum W_i \ln Z_i \quad (6.1)$$

і швидкості на доставку корисного вантажу на орбіту - розрахункової або характеристичної швидкості V_p (швидкості Ціолковського):

$$V_p = V_{op} + \sum \Delta V_j \quad (6.2)$$

У формулі (6.2) V_{op} - необхідна орбітальна швидкість в точці відділення космічного апарата від носія, $\sum \Delta V_j$ - втрати швидкості (на подолання сил земного тяжіння ΔV_g , сили лобового опору ΔV_x , на нерозрахунковий режим роботи двигунів при польоті в атмосфері ΔV_p , на зміну параметрів орбіти - ΔV_a , положення осі орбіти в площині руху - ΔV_ϕ , на зміну кута довготи Ω площини орбіти - ΔV_Ω , кута нахилу площини орбіти до площини екватора - ΔV_i на маневрування і стикування космічних апаратів - ΔV_M):

$$\sum \Delta V_j = \Delta V_g + \Delta V_x + \Delta V_p + \Delta V_a + \Delta V_\phi + \Delta V_\Omega + \Delta V_i + \Delta V_M. \quad (6.3)$$

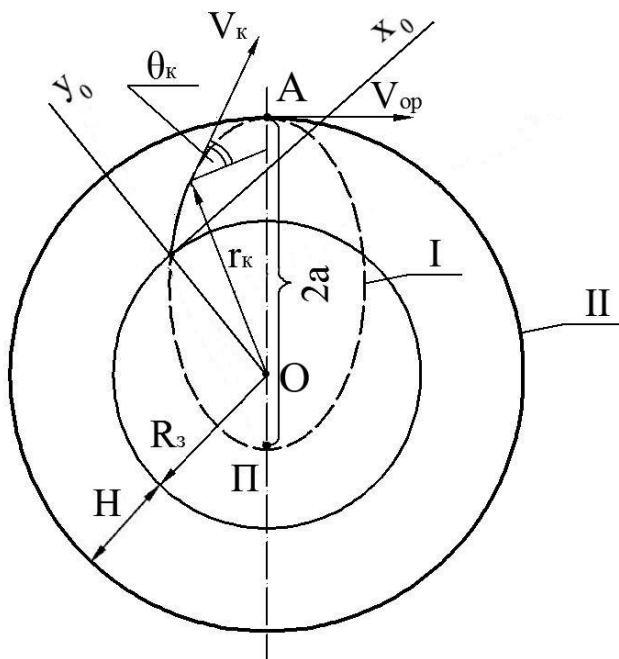
Прирівнюємо вираз (6.1) і (6.2)

$$\sum W_i \ln Z_i = V_{op} + \sum \Delta V_j \quad (6.4)$$

та запишемо рівність (6.4) через відносний запас палива μ_{Ti} :

$$\sum W_i \ln \frac{1}{1 - \mu_{Ti}} = V_{op} + \sum \Delta V_j \quad (6.5)$$

Отримане рівняння (6.5) вирішується просто лише для випадку одноступеневих ТКС, для яких



$$W \ln \frac{1}{1 - \mu_{Ti}} = V_{op} + \sum \Delta V_j,$$

і тоді

$$\mu_{Ti} = 1 - \exp \left[- \frac{V_{op} + \sum \Delta V_j}{W} \right]. \quad (6.6)$$

В інших випадках вводиться додаткова залежність між μ_{Ti} . Залежність між μ_{Ti} отримують при вирішенні задачі оптимального розподілу маси ракети по ступенях. З практики проектування сучасних ТКС відомо зразкове співвідношення між μ_{Ti} :

$$\mu_{Ti+1} \approx 1.2 \mu_{Ti}. \quad (6.7)$$

Це співвідношення можна використовувати для знаходження μ_{Ti} у формулі (6.5). Знання значень μ_{Ti} , дозволяє знайти вагу ступенів за формулою (5.4)

$$G_0 = G_{KB} \prod_{i=1}^n \frac{1}{1 - \mu_{Pi} - \alpha_{cyx_i}} \quad (6.8)$$

і вагу робочих запасів палива по ступенях:

$$G_{Pi} = \mu_{Pi} G_i \quad (6.9)$$

7. Визначення орбітальної швидкості КА.

При визначенні необхідного значення орбітальної швидкості можливі наступні варіанти.

1. Після завершення роботи двигуна останній ступінь ТКС має параметри V_k, θ_k, r_k та рух по еліптичній траєкторії I з точки кінця активної ділянки траєкторії до свого апогею на проміжній перехідній орбіті II (рис 12).

Рухаючись по еліптичній орбіті I, КА має питому енергію C_E :

$$C_E = V_K^2 - \frac{2K}{r_K}, \quad (7.1)$$

та питомий момент кількості руху

$$C_L = V_K r_K \cos \theta_K, \quad (7.2)$$

де $K=GM$ – постійна планети; для Землі $K = 4 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2$,

G – гравітаційна постійна,

M – маса Землі.

Якщо на ТКС після закінчення роботи двигуна не діють зовнішні поверхневі сили, то

$$C_L = \text{const}, C_E = \text{const}.$$

Для точки А закон збереження моменту кількості руху перепишеться у вигляді:

$$C_L = V_A r_A \cos \theta_A = V_A r_A \cos 0^\circ = V_A r_A = V_A (R_3 + H). \quad (7.3)$$

Прирівнюючи записане значення C_L до отриманого в (7.2), знаходимо швидкість ТКС або космічного апарата у точці А.

$$V_A = \frac{V_K r_K \cos \theta_K}{R_3 + H}. \quad (7.4)$$

Значення кругової швидкості польоту КА задається виразом:

$$V_{kp} = \sqrt{\frac{K}{r_{kp}}} = V_{op} \quad (7.5)$$

Для переходу з еліптичної орбіти I на кругову II необхідна добавка швидкості ΔV :

$$\Delta V = V_{kp} - V_A, \quad (7.6)$$

а для її отримання відносний запас палива на КА або на останньому ступені:

$$\mu_{TKA} = 1 - \exp \left[-\frac{\Delta V}{W_{KA}} \right] \quad (7.8)$$

У цьому випадку паливо на дорозгін зберігається на борту КА, а в формулу (6.5) входить не значення V_{op} , а значення швидкості V_K в кінці активної ділянки польоту.

2. ТКС виводить КА безпосередньо на кругову проміжну орбіту з V_{kp} :

$$V_{kp} = \sqrt{\frac{K}{r_{kp}}} = V_K = V_{op}; \quad r_k = r_{kp}; \quad \theta_k = 0^\circ,$$

або на робочу еліптичну орбіту з параметрами

$r_{II} = r_K$ (радіус перигею – найбільш близької точки еліпса робочої орбіти до центру Землі – дорівнює

висоті кінця активного польоту) та r_A (радіус апогею –

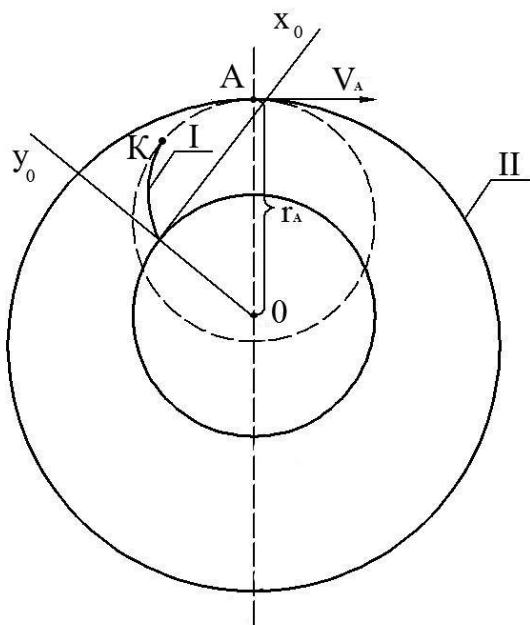


Рис. 13

найбільш віддаленої точки від центру Землі) [рис 13]. Для знаходження необхідної орбітальної швидкості в точці П скористаємося формулою залежності між швидкістю руху та геометричними параметрами еліптичної траєкторії польоту:

$$V_{\Pi} = \sqrt{\frac{2K}{r_{\Pi}} - \frac{K}{a}} = V_{op}$$

де a – велика піввісь еліпса, яка дорівнює:

$$a = \frac{r_{\Pi} + r_A}{2},$$

K – постійна Землі.

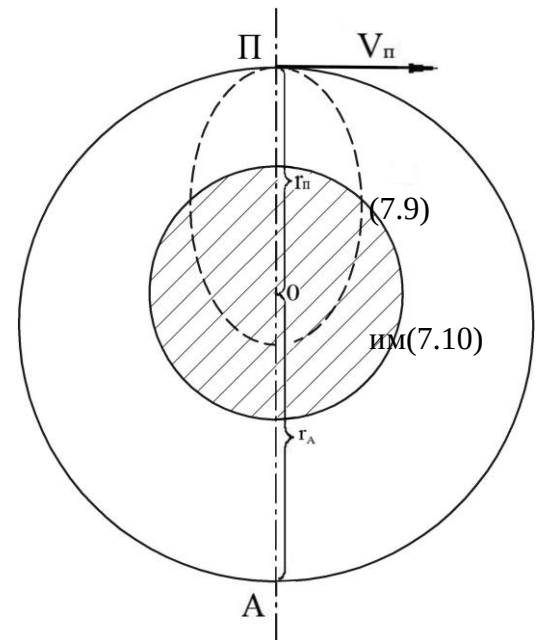


Рис. 13а

8. Визначення втрат та витрат швидкості.

У формулу (6.3) входять втрати швидкості на подолання сили тяжіння ΔV_g , сили лобового опору ΔV_x , на нерозрахунковий режим роботи двигуна ΔV_p , добавка швидкості за рахунок обертання Землі ΔV_3 та витрати швидкості на маневрування КА в навколоземному просторі. Для визначення запасів палива на борту ТКС істотний вплив роблять перші чотири складові. Витрати швидкості на маневрування враховуються при визначенні робочих запасів палива на борту активного космічного апарата (обладнаного маршовим двигуном).

Для ТКС

$$\sum \Delta V_j = \Delta V_g + \Delta V_x + \Delta V_p \pm \Delta V_3 \quad . \quad (8.1)$$

Втрати швидкості на гравітацію визначаються при розрахунку параметрів активної ділянки польоту ТКС численним інтегруванням від точки до точки, за формулою:

$$\Delta V_g = \int_0^{t_k} g \cdot \sin \theta \cdot dt, \quad (8.2)$$

де g - прискорення сили тяжіння, що визначається за формулою:

$$g = g_0 \cdot \frac{R_3^2}{(R_3 + H)^2}, \quad (8.3)$$

$\theta(t)$ - програмне значення кута тангажа по часу польоту t , або по значенню відносного запасу палива μ_T . Втрати швидкості на подолання лобового опору також визначаються при розрахунку активної ділянки:

$$\Delta V_x = \int_0^{t_k} \frac{X(t)}{m(t)} dt, \quad (8.4)$$

де сила лобового опору у кожний момент часу t для даної висоти H польоту визначається за формулою

$$X(t) = C_x(H) \frac{\rho(H) V^2(t)}{2} S_M, \quad (8.5)$$

а значення поточної маси ТКС як

$$m(t) = m_0 - \dot{m}t. \quad (8.6)$$

Втрати швидкості на нерезимність роботи двигуна при польоті в атмосфері розраховуються як

$$K_{\Pi} = 2 \left(\frac{2}{K+1} \right)^{\frac{1}{K-1}} \frac{K}{\sqrt{K^2 - 1}} \sqrt{ \frac{ \left(1 - \frac{P_a}{P_{\kappa}} \right)^{\frac{K-1}{K}} }{ 1 + \frac{K-1}{2K} \frac{ \left(\frac{P_a}{P_{\kappa}} \right)^{\frac{K-1}{K}} }{ 1 - \left(\frac{P_a}{P_{\kappa}} \right)^{\frac{K-1}{K}} } } } \quad (9.3)$$

В формулах (9.2) і (9.3) F_{KP} - площа критичного перетину сопла,

P_{κ} і P_a - тиск в камері згоряння і на зрізі сопла, K - показник адіабати, $P_{\Pi\Gamma\Pi}$ – питома тяга двигуна в порожнечі.

Для заданих пар компонентів палива значення питомих тяг наведені для умов $P_{\kappa} = 70$ атм та $P_a = 1$ атм і називаються стандартними. Реальні значення $P_{\Pi\Gamma\Pi}$ розраховуються по поліімперичних формулах для обраних P_{κ} і P_a в залежності від виду палива і типу двигуна.

При відомому значенні $P_{\Pi\Gamma\Pi}$ знаходять секундну вагову витрату палива $\dot{G}_i$:

$$\dot{G}_i = \frac{P_i}{P_{\Pi\Gamma\Pi}}. \quad (9.4)$$

Секундна вагова витрата палива визначає всі основні параметри двигуна і, насамперед, площу критичного перетину сопла:

$$F_{KP} = A \frac{\dot{G}}{P_{\kappa}}, \quad (9.5)$$

де A - газодинамічний коефіцієнт, що залежить від співвідношення тисків у камері згоряння P_{κ} і на зрізі сопла P_a . Для рідкопаливних ракетних двигунів значення A знаходиться у межах $A = (160 \div 180) [c^{-1}]$.

Відомі значення запасів палива по ступенях $G_{\Pi i}$ і необхідні секундні витрати палива $\dot{G}_i$ дозволяють визначити час роботи двигунів:

$$t_i = \frac{G_{\Pi i}}{\dot{G}_i} \quad (9.6)$$

та загальну тривалість активної ділянки польоту

$$t_{\kappa} = \sum t_i.$$

10. Алгоритм розрахунку льотно-технічних параметрів ТКС в першому наближенні.

Алгоритм розрахунку льотно-технічних параметрів ТКС розглянемо на прикладі ракетно-носія для доставки КА вагою $\Pi_{ка}$ на проміжну кругову орбіту Н.

1. Визначають значення орбітальної швидкості $V_{кр}$:

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{K}{r_{кр}}} = \sqrt{\frac{K}{(R_3 + H)}}.$$

2. Сумарні значення втрат швидкості приймемо рівними

$$\sum \Delta V_j = \Delta V_g + \Delta V_x + \Delta V_p \approx (0.25 + 0.01 + 0.01) V_{кр} = 0.27 V_{кр}$$

4. Задаючись значенням $\mu_{\Pi 1}$ (в інтервалі $0.65 \div 0.75$, що відповідає числам Ціолковського $Z_1 = (3 \div 4)$) знаходимо $\mu_{\Pi 2}$ із співвідношення:

$$\mu_{\Pi 2} = 1.2 \mu_{\Pi 1}.$$

5. Записують функцію φ з умови виконання завдання (6.4):

$$\varphi = \sum W_i \ln Z_i - (V_{орб} + \sum \Delta V_j) = 0,$$

або

$$\varphi = \sum g_i P_{\text{пит},i} \ln \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_i}} - (V_{\text{орб}} + \sum \Delta V_j) = 0 /.$$

Потім підставляють значення μ_{Π_1} і μ_{Π_2} . Якщо $\varphi < 0$, збільшують μ_{Π_1} і процедуру повторюють до $\varphi = 0$. Якщо $\varphi > 0$ число μ_{Π_1} зменшують до $\varphi = 0$.

6. Знаходять вагу ступенів з урахуванням рекомендованих в першому наближенні значень відносної сухої ваги. Для першого ступеню двоступеневої РН $a_{\text{сх1}} = 0.04 \div 0.06$, для другого ступеню $a_{\text{сх2}} = 0.06 \div 0.08$. Отже:

$$G_0 = G_1 = G_{\text{KB}} \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_1} - a_{\text{сх1}}} \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_2} - a_{\text{сх2}}};$$

$$G_2 = G_{\text{KB}} \frac{1}{1 - \mu_{\Pi_2} - a_{\text{сх2}}}.$$

7. Визначають робочі запаси палива по ступенях:

$$G_{T_1} = \mu_{\Pi_1} G_1, \quad G_{T_2} = \mu_{\Pi_2} G_2.$$

8. Задаючи значення коефіцієнтів тягоозброєності з рекомендованих інтервалів ($\mu_{O_1} = 1.2 \div 1.4$; $\mu_{O_2} = 0.9 \div 1.1$) знаходять тяги двигунів:

$$P_1 = \mu_{O_1} G_1; \quad P_2 = \mu_{O_2} G_2.$$

9. Для відомих питомих тяг $P_{\text{пит}_i}$, знаходять секундні витрати палива:

$$\dot{G}_1 = \frac{P_1}{P_{\text{пит}_1}}; \quad \dot{G}_2 = \frac{P_2}{P_{\text{пит}_2}}.$$

10. Визначається час роботи двигунів і тривалість активного польоту РН:

$$t_1 = \frac{G_{T_1}}{\dot{G}_1}; \quad t_2 = \frac{G_{T_2}}{\dot{G}_2}; \quad t_{\kappa} = t_1 + t_2.$$

11. Визначення гарантійних запасів палива і ваги палива заправки по ступенях.

Величина робочих запасів палива не гарантує виконання завдання ТКС. У реальних умовах завжди мають місце відхилення значень параметрів ТКС від розрахункових значень. Найбільший вплив на досягнення кінцевої швидкості надають помилки у відхиленні стехіометричного співвідношення компонентів палива від розрахункового ($\Delta K \approx (0.03 \div 0.05)K$), питомої тяги від розрахункового значення ($\Delta P_{\text{пит}} \approx 0.01 \div 0.02$) $P_{\text{пит}}$), ваги конструкції від розрахункової ($\Delta m_{\text{сх}} \approx (0.01 \div 0.015)m_{\text{сх}}$), маси заправки окисника ($\Delta m_{\text{ок}} = 0.005 m_{\text{ок}}$), маси заправки горючого ($\Delta m_{\text{г}} = 0.005 m_{\text{г}}$).

Відхилення значення хоча б одного з параметрів впливає на значення інших забезпечуючих умову виконання завдання. Щоб компенсувати відхилення значень окремих параметрів від розрахункових, передбачають гарантійні запаси палива. Для розрахунку значень додаткових запасів палива використовується функціонал помилок, записаний для швидкості Ціолковського (характеристичної):

$$\Delta V = \frac{\partial V_{\text{ц}}}{\partial P_{\text{пит}}} \Delta P_{\text{пит}} + \frac{\partial V_{\text{ц}}}{\partial K} \Delta K + \frac{\partial V_{\text{ц}}}{\partial G_{\text{сх}}} \Delta G_{\text{сх}} + \frac{\partial V_{\text{ц}}}{\partial G_{\text{ок}}} \Delta G_{\text{ок}} + \frac{\partial V_{\text{ц}}}{\partial G_{\text{г}}} \Delta G_{\text{г}}. \quad (11.1)$$

Функціонал помилок будується на принципі суперпозиції складових помилок, їх незалежності один від одного, що можливо при малості помилок параметрів, тобто $\frac{\Delta P_{\text{пит}}}{P_{\text{пит}}} \ll 1$,

$\frac{\Delta K}{K} \ll 1$ і т.п. Припускаючи, що помилки одиничні, тобто мають місце за окремим параметром, можемо записати, наприклад, для $\Delta V_p = \Delta V(\Delta P_{\text{пит}})$:

$$\Delta V_p = \frac{\partial V_u}{\partial P_{\text{пит}}} \Delta P_{\text{пит}} = \Delta P_{\text{пит}} \frac{\partial c}{\partial P_{\text{пит}}} \left(q_0 \Delta P_{\text{пит}} \ln \frac{G_0}{G_K} \right) = \Delta P_{\text{пит}} q_0 \ln \frac{G_0}{G_K}. \quad (11.2)$$

Аналогічно розписуються зміни швидкості польоту за рахунок помилок інших параметрів. За відомим значенням ΔV знаходиться відхилення в масі заправки окислювача і пального по даному параметру. Для цього визначається помилка у відносному запасі палива

$$\Delta \mu_{\text{п}_p} = 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_p}{P_{\text{пит}} q_0}\right), \quad (11.3)$$

потім у величинах заправки палива: окисника і горючого:

$$\begin{aligned} \Delta G_{\text{п}_p}^{\Delta P_{\text{пит}}} &= \Delta \mu_{\text{п}_p} G_0, \\ \Delta G_{\text{ок}}^{\Delta P_{\text{пит}}} &= \frac{K}{K+1} \Delta G_{\text{п}_p}, \\ \Delta G_{\Gamma}^{\Delta P_{\text{пит}}} &= \frac{1}{K+1} \Delta G_{\text{п}_p}. \end{aligned} \quad (11.4)$$

Розрахунок гарантійних запасів по кожному з параметрів проводиться виходячи з можливого відхилення цього параметра від розрахункового. Реально ніколи не реалізується одночасно максимум відхилень за всіма параметрами одночасно. Тому на практиці розрахунок гарантійних запасів палива здійснюється за формулою середньо-геометричного запасу:

$$\begin{aligned} \Delta G_{\Gamma.3}^{\text{ок}} &= 1.15 \sqrt{(\Delta G_{\text{ок}}^{\Delta K})^2 + (\Delta G_{\text{ок}}^{\Delta P_{\text{пит}}})^2 + (\Delta G_{\text{ок}}^{\Delta G_{\text{сyx}}})^2 + (\Delta G_{\text{ок}}^{\Delta G_{\text{ок}}})^2 + (\Delta G_{\text{ок}}^{\Delta G_{\text{п}}})^2}, \\ \Delta G_{\Gamma.3}^{\Gamma} &= 1.15 \sqrt{(\Delta G_{\Gamma}^{\Delta K})^2 + (\Delta G_{\Gamma}^{\Delta P_{\text{пит}}})^2 + (\Delta G_{\Gamma}^{\Delta G_{\text{сyx}}})^2 + (\Delta G_{\Gamma}^{\Delta G_{\text{ок}}})^2 + (\Delta G_{\Gamma}^{\Delta G_{\Gamma}})^2}. \end{aligned} \quad (11.5)$$

Крім гарантійних запасів у вагу палива заправки входять:

а) незабір палива

$$G_{\text{нез}}^{\text{ок}} = K_{\text{нез}} G_{\text{ок}}; \quad G_{\text{нез}}^{\Gamma} = K_{\text{нез}} G_{\Gamma}. \quad (11.6)$$

Рекомендовані значення коефіцієнтів незабору знаходяться в межах

$$K_{\text{нез}} = \begin{cases} (0.1 \div 0.3) 10^{-2} & \text{для } n = 1 \\ (0.2 \div 0.4) 10^{-2} & \text{для I ступеню} \\ (0.4 \div 0.65) 10^{-2} & \text{для II ступеню} \end{cases} \quad n = 2;$$

б) вага заливки двигуна окислювачем і палим:

$$G_{\text{зал.ов}}^{\text{ок}} = K_{\text{зал}} \gamma_{\text{ов}} P_{\text{п}} \frac{K}{K+1}; \quad G_{\text{зал.ов}}^{\Gamma} = K_{\text{зал}} \gamma_{\text{ов}} P_{\text{п}} \frac{1}{K+1}, \quad (11.7)$$

де коефіцієнт заливки

$$K_{\text{зал}} = \begin{cases} (0.11 \div 0.16) & \text{для I ступеню з } P_{\text{п}} > 20 \text{ т} \\ (0.06 \div 0.07) & \text{для II ступеню з } P_{\text{п}} < 20 \text{ т} \end{cases},$$

$\gamma_{\text{ов}}$ - питома вага двигуна, $P_{\text{п}}$ - пустотна тяга двигуна;

в) достартова витрата $G_{\text{дост}}$:

$$G_{\text{дост}}^{\text{ок}} = 0.5 \dot{G}_{\text{ок}}, \quad G_{\text{дост}}^{\Gamma} = 0.5 \dot{G}_{\Gamma}; \quad (11.8)$$

г) паливо на роботу РГГ ТНА (рідинного газогенератора турбонасосного агрегата):

$$G_{\text{РГГ}}^{\text{ок}} = (0.003 \div 0.005) G_{\text{ок}}, \quad G_{\text{РГГ}}^{\Gamma} = (0.003 \div 0.005) G_{\Gamma}; \quad (11.9)$$

д) паливо на наддув баків (робоче тіло наддуву - РТН):

$$G_{\text{рtn}}^{\text{ок}} = K_{\text{рtn}} G_{\text{ок}}; \quad G_{\text{рtn}}^{\Gamma} = K_{\text{рtn}} G_{\Gamma}, \quad (11.10)$$

де $K_{\text{рtn}}$ змінюється в межах від $(0.3 \div 0.7) 10^{-2}$.

Остаточна вага заправки ОК і Γ складається з

$$\begin{aligned} G_{\text{ок}}^{\text{зап}} &= G_{\text{ок}} + G_{\Gamma.3}^{\text{ок}} + G_{\text{нез}}^{\text{ок}} + G_{\text{зал}}^{\text{ок}} + G_{\text{дост}}^{\text{ок}} + G_{\text{РГГ}}^{\text{ок}} + G_{\text{рtn}}^{\text{ок}}, \\ G_{\Gamma}^{\text{зап}} &= G_{\Gamma} + G_{\Gamma.3}^{\Gamma} + G_{\text{нез}}^{\Gamma} + G_{\text{зал}}^{\Gamma} + G_{\text{дост}}^{\Gamma} + G_{\text{РГГ}}^{\Gamma} + G_{\text{рtn}}^{\Gamma}. \end{aligned} \quad (11.11)$$

12. Об'ємний розрахунок паливних відсіків ТКС.

В об'єм паливних відсіків входить обсяг палива, що заправляється, обсяги газових подушок, обсяги арматури і магістралей, а також зміна обсягів баків при нагріванні і заходженні.

Об'єми заправки компонентів палива знаходять за формулами:

$$V_{OK} = \frac{G_{OK}^{запр}}{\gamma_{OK}}; V_{\Gamma} = \frac{G_{\Gamma}^{запр}}{\gamma_{\Gamma}}. \quad (12.1)$$

Значення номінальних об'ємів газових подушок рівні:

$$V_{\Gamma.П}^{OK} = (2 \div 2.2) \dot{V}_{OK} = (2 \div 2.2) \frac{\dot{G}_{OK}}{\gamma_{OK}}; V_{\Gamma.П}^{\Gamma} = (2 \div 2.2) \frac{\dot{G}_{\Gamma}}{\gamma_{\Gamma}};$$

для холодних систем наддуву

$$V_{\Gamma.П}^{OK} = (3 \div 3.5) \frac{\dot{G}_{OK}}{\gamma_{OK}}; V_{\Gamma.П}^{\Gamma} = (3 \div 3.5) \frac{\dot{G}_{\Gamma}}{\gamma_{\Gamma}}; \quad (12.2)$$

і для гарячих систем наддуву.

Об'єми арматури в баках приблизно рівні:

$$V_{арм}^{OK} = 0.005 V_{OK}; V_{арм}^{\Gamma} = 0.005 V_{\Gamma}. \quad (12.3)$$

Об'єм магістралі окисника у баку горючого визначається по формулі

$$V_{маг}^{\Gamma} = \sqrt{\frac{(1.1 \div 1.2) V_{\Gamma} \bar{l}^{-2}_{Б.Г.}}{\pi}} * (1.4 \div 1.7) \frac{\dot{G}_{OK}}{\gamma_{OK} W}, \quad (12.4)$$

де W - швидкість потоку окисника по магістралі, $W = 6 \div 15$ м/с;

$\bar{l}_{Б.Г.} = (1 \div 1.5)$ для I ступеню і $\bar{l}_{Б.Г.} = (0.3 \div 0.5)$ для II ступеню – подовження бака горючого ($\bar{l}_{Б.Г.} = l_{Б.Г.} / D$), тобто відношення довжини бака до діаметра ТКС.

Значення об'ємного температурного розширення компонентів розраховується за формулами

$$\Delta V_{t^o}^{OK} = 3a_{OK} V_{OK} (T_o - T_k), \Delta V_{t^o}^{\Gamma} = 3a_{\Gamma} V_{\Gamma} (T_o - T_k), \quad (12.5)$$

де a - коефіцієнти лінійного розширення, $a_{OK} \approx a_{\Gamma} \approx (0.008 \div 0.01)$.

Значення об'ємного теплового розширення конструкції баків визначається за формулами:

$$\Delta V_{t^o}^{\delta.OK} = 3a_{\delta.OK} V_{\delta.OK} (T_o - T_k), \Delta V_{t^o}^{\delta.\Gamma} = 3a_{\delta.\Gamma} V_{\delta.\Gamma} (T_o - T_k), \quad (12.6)$$

де a_i - коефіцієнт розширення матеріалу конструкції, $a_{\delta.OK} \approx a_{\delta.\Gamma} \approx (0.02 \div 0.022)$.

Мінімальний об'єм газових подушок дорівнює

$$\Delta V_{\Gamma.П.min}^{OK} = \Delta V_{\Gamma.П.ном}^{OK} \pm \Delta V_{t^o}^{\delta.OK} \mp \Delta V_{t^o}^{OK}; \Delta V_{\Gamma.П.min}^{\Gamma} = \Delta V_{\Gamma.П.ном}^{\Gamma} \pm \Delta V_{t^o}^{\delta.\Gamma} \mp \Delta V_{t^o}^{\Gamma} \quad (12.7)$$

Об'єм заливки двигуна дорівнює

$$V_{зал.дв}^{OK} = \frac{G_{зал.дв}^{OK}}{\gamma_{OK}}; V_{зал.дв}^{\Gamma} = \frac{G_{зал.дв}^{\Gamma}}{\gamma_{\Gamma}}. \quad (12.8)$$

Об'єми баків окисника і горючого знаходять як суму необхідних обсягів.

13. Ваговий розрахунок ТКС першого наближення.

При визначенні ваги ступенів у першому наближенні використовувалася формула (5.4):

$$G_0 = G_{KB} \prod_{i=1}^n \frac{1}{1 - \mu_{П_i} - a_{сyx_i}}$$

У цій формулі значення відносної сухої ваги $a_{сyx_i}$ задавалося на підставі статистики по ступенях. Після визначення льотно-технічних параметрів ТКС у першому наближенні з'являється можливість уточнення значень $a_{сyx_i}$. Для цього слід подати $a_{сyx_i}$ у вигляді суми коефіцієнтів відносної ваги окремих систем і конструкцій ТКС. Вагу будь-якої системи або конструкції можна задати рівнянням виду

$$G_i = G_0 + aP^v, \quad (13.1)$$

де G_0 - початкова вага, без якої технічно неможливо виконати дану конструкцію, P - параметр, від якого залежить вага конструкції; a і v - статистичні величини, що характеризують дану залежність. Для більшості конструкцій і систем ТКС без великої погрішності рівняння (13.1) можна спростити до вигляду

$$G_i = a_i P_i. \quad (13.2)$$

При проектуванні ТКС розрізняють п'ять основних параметрів, що впливають на вагу складових систем і конструкцій: G_{Π} - вага палива, P - тяга двигуна, $\dot{G}$ - секундна витрата палива, $G_{нас}$ - навішаюча вага і $G_{констр}$ - вага конструкції в цілому.

Для уточнення стартової ваги ТКС перепишемо рівняння вагового балансу (5.1) у вигляді:

$$G_0 = G_{КА} + G_{СК} + G_{ОК} + G_{Г} + \sum G_i(G_{\Pi}) + \sum G_j(P) + \sum G_K(\dot{G}) + \sum G_v(G_{нас}) + \sum G_l(G_{констр}) = \\ = G_{KB} + G_{\Pi} + G_{сух} \quad (13.3)$$

У виразі (13.3) $\sum G_i(G_{\Pi})$ - сума конструкцій, вага яких залежить від ваги палива, $\sum G_j(P)$ - вага конструкцій, які залежать від сили тяги і т.д. Під навішаючим вантажем мають на увазі удавану вагу корисного вантажу для даного ступеню. Для першого ступеню $G_{нас1} = G_2 \times n_{x_1}$, для другого $G_{нас2} = G_3 \times n_{x_2}$ і т.д., де n_{x_i} - коефіцієнти перенавантажень ступенів.

В групу конструкцій, вага яких залежить від палива входять:

$$\sum G_i(G_{\Pi}) = (a_{\Pi.від} + a_{арм} + a_{рtn} + a_{CH}) G_{\Pi} = a_{\Pi} G_{\Pi}, \quad (13.4)$$

де $a_{\Pi.від}$ - ваговий коефіцієнт паливних відсіків,

$a_{арм}$ - ваговий коефіцієнт арматури паливних баків,

$a_{рtn}$ - ваговий коефіцієнт робочого тіла наддуву,

a_{CH} - ваговий коефіцієнт системи наддуву по відношенню до ваги робочого тіла наддуву.

Всі a_i задаються статистично по кожній конструкції окремо.

Вага конструкцій, що залежать від тяги складається з

$$\sum G_j(P) = (\gamma_{дв} + a_{О.К.} + a_{дв.} + a_{рам}) G_{\Pi} = a_P P, \quad (13.5)$$

де $\gamma_{дв} = \frac{G_{дв}}{P}$ - питома вага двигуна,

$a_{О.К.}$ - ваговий коефіцієнт органів керування рухом,

$a_{дв.}$ - ваговий коефіцієнт двигунного відсіку,

$a_{рам}$ - ваговий коефіцієнт рами (вузла підвіски двигуна).

Вага конструкцій, що залежать від секундної витрати палива, може бути представлена як

$$\sum G_K(\dot{G}) = (a_{маг} + a_{пгс} + \dots) \sqrt{\dot{G}} = a_{\dot{G}} \sqrt{\dot{G}}, \quad (13.6)$$

де $a_{маг}$ - ваговий коефіцієнт магістральних трубопроводів,

$a_{пгс}$ - ваговий коефіцієнт пневмо-гідросистеми.

У формулі (13.6) $\dot{G}$ знаходиться в ступені 0.5, так як вага конструкції труб пропорційна радіусу, а витрата через них пропорційна радіусу в квадраті (площі магістралі).

До ваги конструкцій, що залежать від навішаючого вантажу, входять:

$$\sum G_v(G_{нас}) = (a_{пр.о} + a_{пер.о} + \dots) G_{нас} = a_{нас} n_x G_{нас}, \quad (13.7)$$

де $a_{пр.о}$ - ваговий коефіцієнт приладного відсіку, якщо він передбачений,

$a_{пер.о}$ - вагові коефіцієнти перехідних відсіків, якщо вони присутні в компонованні ТКС,

$G_{нас}$ - вага, що знаходиться вище розгінного блоку ступені (для G_1 це G_2 і т.д.).

Вага конструкцій, що залежать від ваги конструкції РН, складається з

$$\sum G_l(G_{констр}) = (a_{бкм} + a_{д.з.с} + a_{н.ел} + \dots) G_{констр} = a_{констр} G_{констр}, \quad (13.8)$$

де $a_{бкм}$ - ваговий коефіцієнт бортової кабельної мережі,

$a_{д.з.с}$ - ваговий коефіцієнт деталей загального складання,

$a_{н.ел}$ - ваговий коефіцієнт неврахованих елементів в попередніх групах.

Перепишемо (13.3) з урахуванням (13.4)—(13.7):

$$G_0 = G_{KB} + G_{II} + a_{II}G_{II} + a_P P + a_{\dot{G}} \sqrt{\dot{G}} + a_{нас} n_x G_{KB} + a_{констр} G_{констр},$$

або через проектні параметри:

$$G_0 = G_{KB} + \mu_{II}(1 + a_{II})G_0 + a_P \mu_0 G_0 + a_{\dot{G}} \sqrt{\frac{P}{P_{нум}}} + a_{нас} n_x G_{KB} + a_{констр} \frac{G_{II}}{S-1},$$

де S - коефіцієнт конструктивної досконалості ТКС.

Замінімо в останньому виразі P і G_{II} через G_0 :

$$G_0 = G_{KB}(1 + a_{нас} n_x) + \mu_{II}(1 + a_{II} + \frac{a_{констр}}{S-1})G_0 + a_P \mu_0 G_0 + a_{\dot{G}} \sqrt{\frac{\mu_0 G_0}{P_{нум}}}. \quad (13.9)$$

Отриманий вираз називається приведеним ваговим рівнянням ТКС. У цьому рівнянні одне невідоме - G_0 . На відміну від рівняння (5.4), G_0 в рівнянні (13.9) залежить від багатьох проектних параметрів і вагових статистичних коефіцієнтів, що дозволяє значно краще розрахувати його значення.

Для n-ступеневих ТКС рівняння (13.9) ускладнюється, тому що в нього замість G_{KB} вводиться таке ж рівняння (13.9) записане для другого ступеня.

14. Геометричний розрахунок ТКС.

Підставою геометричного розрахунку ТКС є її подовження $\bar{l}_p$:

$$\bar{l}_p = \frac{l_p}{D}, \quad (14.1)$$

де l_p і D – довжина та діаметр ТКС.

Загальне подовження ТКС можна представити у вигляді суми подовжень відсіків

$$\bar{l}_p = \sum \bar{l}_i = \frac{1}{D} \sum l_i. \quad (14.2)$$

Геометричний розрахунок починають з визначення діаметра ТКС. Для РН діаметр D можна знайти з емпіричної формули при статистичній щільності компонування тони на метр кубічний і подовженні РН десять:

$$D = (0.52 \div 0.56) \sqrt[3]{G_0}, \text{ [м]}. \quad (14.3)$$

У формулі (14.3) G_0 підставляється в тонах, а D отримують в метрах. Отримане значення D округлюється до стандартного, або найближчого цілого значення.

Геометричні розміри паливних відсіків визначаються умовою рівності геометричного об'єму бака $V_{п.б.г.}$ розрахунковому значенню V_p , тобто

$$V_{п.б.г.} = V_p. \quad (14.4)$$

Якщо уявити паливний бак у вигляді циліндра, то

$$V_{п.б.г.} = \frac{\pi D^2}{4} l_{п.б.} \quad (14.5)$$

Розрахункове значення обсягу паливного бака приймається з §12. Якщо об'ємний розрахунок не проводився, то V_p записується як

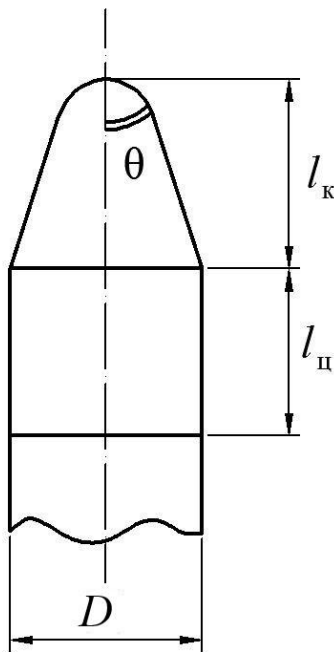
$$V_p = A \frac{G_{к.п.}}{\gamma_{к.п.}} = A \frac{m_{к.п.}}{\rho_{к.п.}}. \quad (14.6)$$

У формулах (14.5) і (14.6) $l_{п.б.}$ - довжина паливного бака, $\gamma_{к.п.}$ - питома вага компонента палива ($\gamma_{к.п.} = g_0 \rho_{п.}$ - де g_0 - прискорення сили земного тяжіння, $\rho_{п.}$ - питома густина компонента палива), A- коефіцієнт запасу обсягу на газову подушку, обсяг магістралей, арматури і т.п. У першому наближенні A можна прийняти рівним $1.1 \div 1.11$.

Прирівнюючи 14.5 і 14.6 знаходять довжину паливних баків окисника і горючого.

Геометрія відсіку для розміщення корисного вантажу визначається щільністю компоновки корисного вантажу $\bar{V}_{KB}$ і значенням кута піврозкриття θ конуса аеродинамічного обтічника (рис. 15). Щільність компоновання корисного вантажу типу космічних апаратів складає

$$\bar{V}_{KB} = \frac{V_{KB}}{G_{KB}} \approx 2 \div 3 \left[\frac{M^3}{T} \right], \quad (14.7)$$



звідки необхідний об'єм для розміщення корисного вантажу складає

$$V_{KB} = \bar{V}_{KB} G_{KB}, \quad (14.8)$$

Умовою компоновки корисного вантажу є рівність розрахункового та геометричного об'єму під аеродинамічним обтічником (А.О.).

Можливі два випадки компоновання G_{KB} .

1) Об'єм конуса АО $V_{АО} \geq V_{KB}$ і тоді

$$\frac{1}{3} l_K \frac{\pi D^2}{4} \geq \bar{V}_{KB} G_{KB},$$

Довжина конуса АО визначається кутом піврозкриття конуса θ і діаметром РН:

$$l_K = \frac{D}{2 \tan \theta} \quad (14.10)$$

Оптимальні значення θ для нормальної компоновки КВ і прийнятного обтікання набігаючим потоком РН знаходяться у межах від 8° до 25° .

Рис. 15

З урахуванням (14.10) нерівність (14.9) запишемо у вигляді

$$\frac{\pi D^3}{24 \tan \theta} \geq \bar{V}_{KB} G_{KB}. \quad (14.11)$$

Якщо

$$\frac{\pi D^3}{24 \tan \theta} < \bar{V}_{KB} G_{KB},$$

аеродинамічний обтічник приймається циліндрично-конічної форми. У цьому випадку геометричний обсяг дорівнює

$$\frac{\pi D^3}{24 \tan \theta} + \frac{\pi D^2}{4} l_{\text{ц}} = \bar{V}_{KB} G_{KB},$$

$$\text{звідки } l_{\text{ц}} = \frac{4(\bar{V}_{KB} G_{KB} - \frac{\pi D^3}{24 \tan \theta})}{\pi D^2}. \quad (14.12)$$

Довжини двигунних відсіків у першому наближенні також можна знайти з рівності геометричного і компоновального обсягів:

$$l_{\text{дв.в.}} \frac{\pi D^2}{4} \geq \bar{V}_{\text{дв.в.}} P, \quad (14.13)$$

звідки

$$l_{\text{дв.в.}} = \frac{4 \bar{V}_{\text{дв.в.}} P}{\pi D^2}, \quad (14.14)$$

В формулі (14.14) $l_{\text{дв.в.}}$ - довжина двигунного відсіку, $\bar{V}_{\text{дв.в.}}$ - компоновальна щільність двигуну. $\bar{V}_{\text{дв.в.}}$ визначається з нерівності

$$0.05 \leq \bar{V}_{\text{дв.в.}} \leq 0.1 \frac{M^3}{\text{т.тяги}}. \quad (14.15)$$

Менші значення $\bar{V}_{\text{дв.в.}}$ приймається для двигунів великої тяги (частіше першого ступеню), великі - для двигунів верхніх ступенів.

Після визначення довжин основних відсіків робиться промальовування компоновки ТКС. За промальною компоновальною схемою знаходять довжини перехідних відсіків і загальну довжину ТКС. Якщо отримане подовження $\bar{l}_p$ знаходиться в рекомендованих межах ($(\bar{l}_p = 10 \div 12)$), переходять до наступного проектувального розрахунку. В іншому випадку змінюють діаметр виробу і розрахунок проводять повторно.

15. Центрувальний розрахунок ТКС.

Центрувальний розрахунок проводиться для визначення положення центру мас ТКС в польоті. Положення центру мас $X_{ц.м.}(t)$ впливає на величину навантажень і на необхідні значення керуючих зусиль у польоті.

При визначенні координати положення центру мас $X_{ц.м.}$ використовують правило моментів

$$X_{ц.м.}(t)m(t) = \sum X_i(t)m_i(t) \quad (15.1)$$

$$\text{звідки } X_{ц.м.}(t) = \frac{\sum X_i(t)m_i(t)}{\sum m_i(t)} = \frac{\sum X_i(t)G_i(t)}{\sum G_i(t)}, \quad (15.2)$$

$G(t), m(t)$ - поточне значення ваги, маси ТКС: $m(t) = m_0 - \dot{m}t$,

$G_i(t), m_i(t)$ - поточне значення ваги, маси і-тої конструкції, системи тощо;

$X_i(t)$ - поточне значення координати центру мас і-ї конструкції, системи, вантажу.

В загальному випадку координата центра мас ТКС визначається виразом (рис. 16):

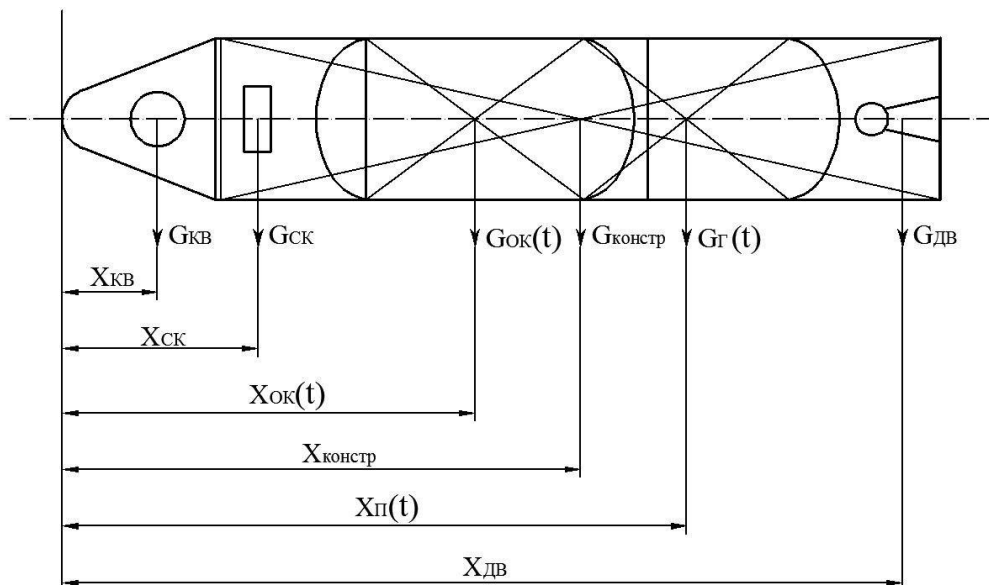


Рис. 16

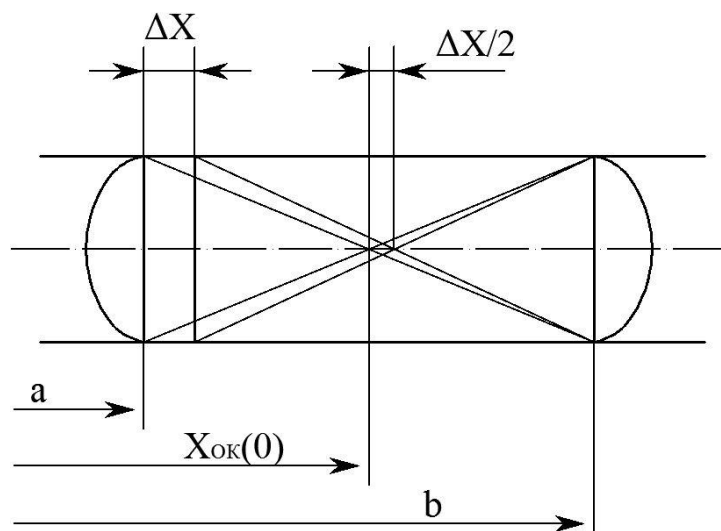


Рис. 17

$$X_{ц.м.}(t) = \frac{(G_{KB}X_{KB} + G_{CK}X_{CK} + G_{констр}X_{констр} + G_{дв}X_{дв}) + G_{OK}(t)X_{OK}(t) + G_{Г}(t)X_{Г}(t)}{(G_{KB} + G_{CK} + G_{констр} + G_{дв})}$$

$$X_{ц.м.}(t) = \frac{G_K X_K + G_{OK}(t)X_{OK}(t) + G_{Г}(t)X_{Г}(t)}{G_K + G_{OK}(t) + G_{Г}(t)} = \frac{G_K X_K + G_{OK}(t)X_{OK}(t) + G_{Г}(t)X_{Г}(t)}{G_0 - \dot{G}t} \quad (15.3)$$

У виразі (15.3) G_K - кінцева вага ТКС, X_K - координата центра мас ТКС в кінці роботи двигуна (без палива), G_{KB} - вага корисного вантажу, G_{CK} - вага системи керування, G_{OK} - вага окисника, $G_{Г}$ - вага горючого, $G_{констр}$ - вага конструкції прискорювача, $G_{дв}$ - вага двигуна $\dot{G}$ - секундна витрата палива.

У польоті змінюється вага окисника і горючого, координати їх центрів мас. Вага окисника і горючого в польоті розраховується за формулами:

$$G_{OK}(t) = G_{OK}(0) - \dot{G}_{OK}t,$$

$$G_{Г}(t) = G_{Г}(0) - \dot{G}_{Г}t. \quad (15.4)$$

Початкова вага окисника і горючого визначається через коефіцієнт співвідношення витрат окисника і горючого:

$$K = \frac{\dot{G}_{OK}}{\dot{G}_{Г}}, \quad G_{OK} = \frac{K}{K+1} G_{П}, \quad G_{Г} = \frac{1}{K+1} G_{П}. \quad (15.5)$$

Аналогічно визначаються і секундні витрати компонентів палива:

$$\dot{G}_{OK} = \frac{K}{K+1} \dot{G}, \quad \dot{G}_{Г} = \frac{\dot{G}}{K+1}. \quad (15.6)$$

Положення координат центрів мас окисника та пального під час польоту визначається по формулах (рис. 17):

$$X_{OK}(t) = X_{OK}(0) + \frac{\Delta X_{OK}}{2} \Delta t = \frac{a+b}{2} + \frac{1}{2} \frac{(b-a)}{t_k} t,$$

$$X_{Г}(t) = X_{Г}(0) + \frac{\Delta X_{Г}}{2} \Delta t = \frac{c+b}{2} + \frac{1}{2} \frac{(b-c)}{t_k} t. \quad (15.7)$$

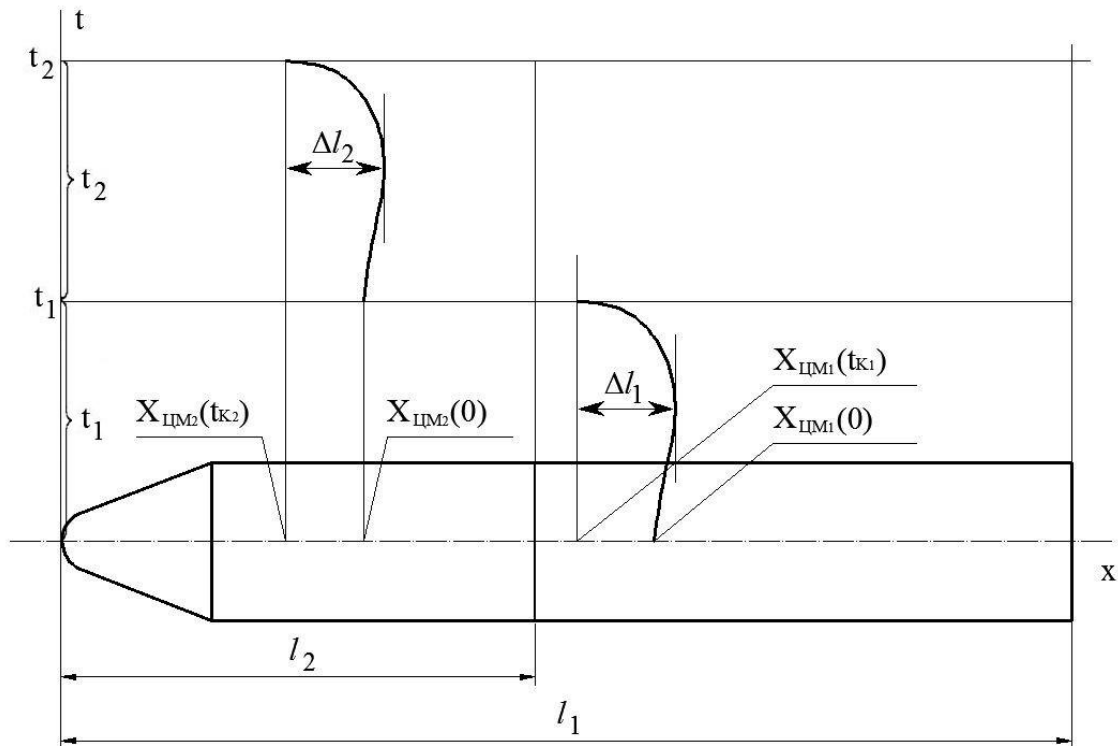


Рис. 18

У формулах (15.7) $X(0)$ - початкове положення центру мас компонента палива, ΔX - зниження рівня компонента за секунду, $\Delta X / 2$ - зміщення центру мас за секунду, а і b - початкове і

кінцеве положення рівня рідини окислювача, с і d - початкове і кінцеве положення рівня рідини горючого, t_k - час роботи двигуна.

У процесі витрати палива центр мас ТКС спочатку зміщується до хвоста, а пізніше починає переважувати корисний вантаж і центр мас починає переміщуватись до носової частини (рис. 18). Відстань між крайніми положеннями координати центру мас називається розбігом центру мас Δl , а відношення Δl до довжини ТКС l : ($\frac{\Delta l}{l} \leq 0.1$) - відносним розбігом положення центру мас. Чим менше відносний розбіг центру мас, тим менші необхідні значення керуючих моментів, енергетичні витрати на керування польотом і менше вага органів керування. Бажано, щоб відносний розбіг положення центру мас не перевищував 10% довжини ракети.

Розрахунок положення центру мас проводиться з кроком Δt у часі. З цим же кроком потім визначаються значення осьових моментів інерції ТКС, значення коефіцієнтів переваантажень, навантажень діючих на конструкцію.

16. Теоретичне та експериментальне визначення осьових моментів інерції

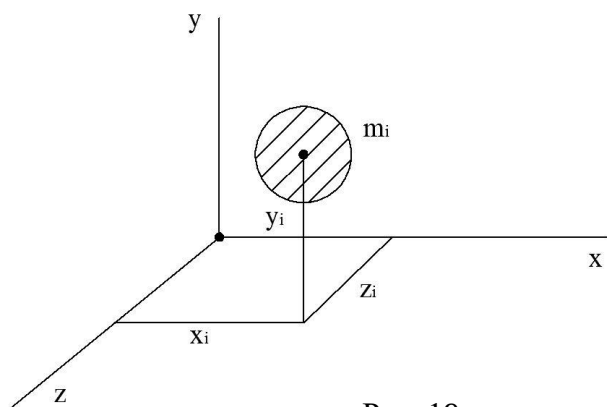


Рис. 19

Для визначення навантажень на ТКС і необхідних керуючих зусиль необхідно мати значення осьових моментів інерції на даний момент часу. Значення осьових моментів інерції на початку розраховується на підставі даних ескізного проектування, а потім, після виготовлення першого зразка виробу, визначається експериментально.

Розрахункові значення осьових моментів інерції знаходять по формулах (рис. 19):

$$I_y = \sum m_i (X_i^2 + Z_i^2), I_x = \sum m_i (Y_i^2 + Z_i^2), I_z = \sum m_i (X_i^2 + Y_i^2). \quad (16.1)$$

Експериментальні значення моментів інерції знаходяться шляхом вимірювання параметрів обертального або коливального руху ТКС в стендових умовах. Один із варіантів визначення осьових моментів інерції наведено на рис.20. ТКС підвішують на пружній нитці (наприклад, за допомогою сталевих канатів) з пружністю C . Потім повертають виріб на кут α . При цьому пружно деформується нитка підвісу. Відпускають виріб і він починає коливатися щодо первинного положення. Коливання описуються рівнянням

$$I_y \ddot{\alpha} + c \alpha = 0, \quad (16.2)$$

де $\ddot{\alpha}$ - кутове прискорення $\left[\frac{1}{c^2} \right]$

α - кут відхилення, град

c - пружність підвісу $\left[\frac{\text{кгм}^2}{c^2} \right]$

Рівняння (16.2) перепишемо у вигляді

$$\ddot{\alpha} + \frac{c}{I_y} \alpha = 0, \ddot{\alpha} + \omega^2 \alpha = 0, \quad (16.3)$$

де ω - кутова швидкість. Значення кутової швидкості можна записати як

$$\omega = \frac{2\pi}{T}, \quad (16.4)$$

де T - період коливань. Прирівнюючи значення ω з (16.3) та (16.4) отримаємо

$$\frac{2\pi}{T} = \sqrt{\frac{c}{I_y}},$$

$$I_y = \frac{cT^2}{4\pi^2}, \quad (16.5)$$

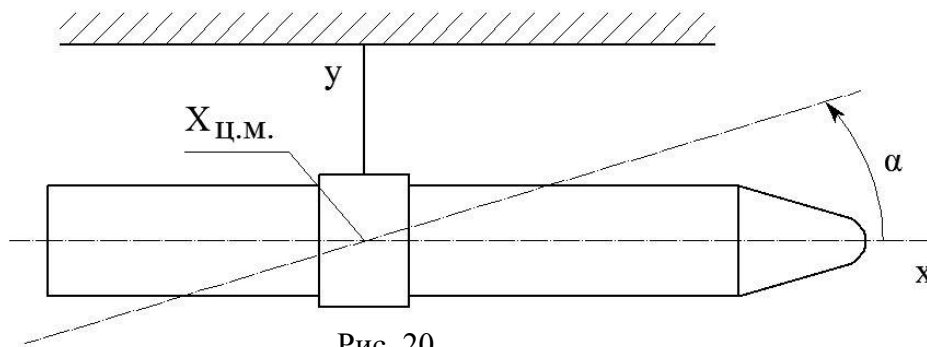


Рис. 20

Заміряючи тривалість n коливань і знаючи пружність підвісу, знаходять період одного коливання і за формулою (16.5) визначають значення осьового моменту інерції (в даному випадку щодо осі y).

Значення осьових моментів інерції визначаються з кроком Δt для відповідних положень центру мас виробу в часі.

17. Визначення та аналіз осьових коефіцієнтів перевантажень

Для визначення навантажень на ТКС необхідно мати значення осьових перевантажень: n_x , n_y і n_z . Коефіцієнт перевантаження в загальному випадку складається з перевантажень від поступального та обертального рухів (рис.21):

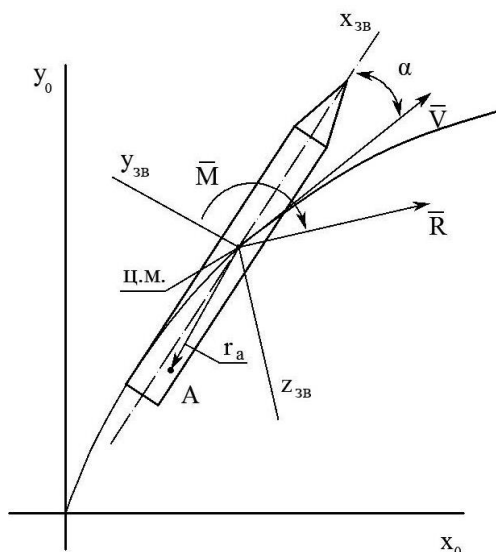


Рис. 21

$$\vec{n}_A = \vec{n}_n + \vec{n}_e. \quad (17.1)$$

Всі сили і моменти, що діють на ТКС, можна замінити рівнодіючою силою $\vec{R}$ і рівнодіючим моментом $\vec{M}$. У цьому випадку вираз (17.1) переписеться у вигляді

$$\vec{n}_A = \frac{\vec{R}}{G} + \frac{1}{g_0} [\vec{\omega} \times \vec{r}_A], \quad (17.2)$$

де G - поточне значення ваги ТКС,

g_0 - прискорення сили земного тяжіння,

$\vec{\omega}$ - кутове прискорення,

r_A - відстань від центра мас до розрахункової конструкції А.

Кутове прискорення $\vec{\omega}$ визначиться як $\vec{\omega} = \frac{\vec{M}}{I}$. В проекціях на осі координат вираз (17.2) запишеться у вигляді:

$$\vec{n}_A = \vec{n}_x + \vec{n}_y + \vec{n}_z = \vec{i} \left(\frac{\vec{R}}{G} + \vec{\omega}_y z - \vec{\omega}_z y \right) + \vec{j} \left(\frac{\vec{R}}{G} + \vec{\omega}_z x - \vec{\omega}_x z \right) + \vec{k} \left(\frac{\vec{R}}{G} + \vec{\omega}_x y - \vec{\omega}_y x \right), \quad (17.3)$$

де $\vec{i}$, $\vec{j}$, $\vec{k}$ - одиничні вектори (орти),

x, y, z - координати точки А у зв'язаній системі координат,

R_x, R_y, R_z - проекції рівнодіючої сили на осі координат,

$\vec{\omega}_x, \vec{\omega}_y, \vec{\omega}_z$ - кутові прискорення щодо відповідних осей.

Осьові значення коефіцієнтів перенавантажень з (17.3) дорівнюють:

$$\vec{n}_x = \frac{R_x}{G} + \left(\frac{M_y}{I_y} Z - \frac{M_z}{I_z} Y \right),$$

$$\vec{n}_y = \frac{R_y}{G} + \left(\frac{M_z}{I_z} X - \frac{M_x}{I_x} Z \right),$$

$$\bar{n}_z = \frac{R_z}{G} + \left(\frac{M_z}{I_z} Y - \frac{M_y}{I_y} X \right). \quad (17.4)$$

Значення сил, моментів і осевих моментів інерції змінюється в процесі польоту і тому значення n_x, n_y, n_z визначаються з кроком Δt в часі. Навантаження на ТКС і значення коефіцієнтів перевантажень визначаються при розрахунку параметрів активної ділянки польоту (при балістичному розрахунку).

Ракетносії рухаються з малими кутами атаки (кут α між віссю РН і вектором швидкості, рис.21), а їх кутові прискорення відносно центру мас також малі. При цій умові перевантаження від обертального руху будуть набагато меншими від перевантажень поступального руху. Формули для визначення осевих коефіцієнтів спрощуються і перепишуться у вигляді:

$$\bar{n}_x = \frac{R_x}{G}, \bar{n}_y = \frac{R_y}{G}, \bar{n}_z = \frac{R_z}{G}. \quad (17.5)$$

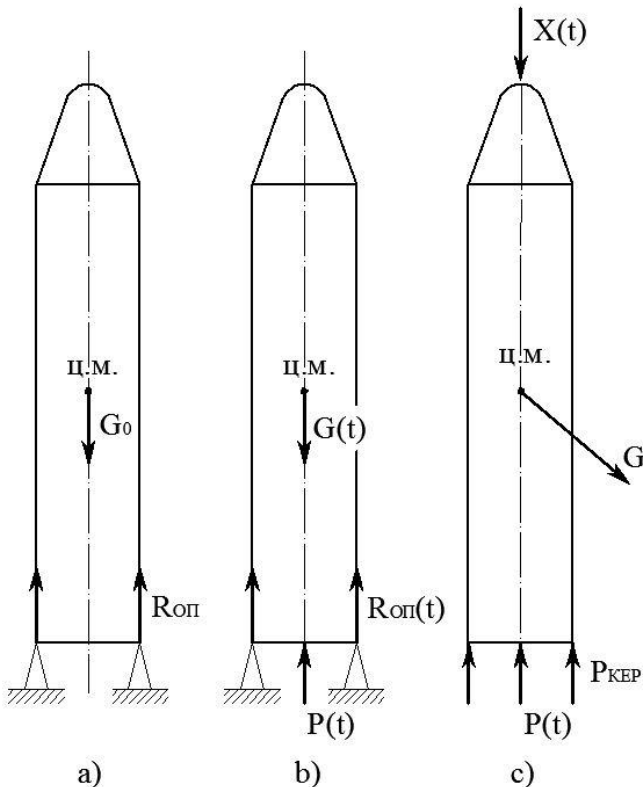


Рис. 22

Після початку роботи двигуна реакція опор зменшується, а тяга двигуна наростає до перевищення значення ваги виробу (рис.22,b):

$$n_{x\text{пуска}} = \frac{KR_x + P(t)}{G} = \frac{G}{G} = 1$$

Після перевищення силою тяги значення ваги, ТКС відривається від стартового пристрою і розрахунок проводиться за формулою (17.7) (рис.22, c).

Максимального значення коефіцієнт перевантаження $n_x^{\max}$ досягає в кінці польоту, коли значення тяги досягає пустотного значення P_n , сила лобового опору падає майже до нуля через розрідження атмосфери на великих висотах, а вага виробу досягає кінцевого значення G_k :

$$n_x^{\max} = \frac{P_n}{G_k} \quad (17.8)$$

Проаналізуємо зміну найбільшого з коефіцієнтів перевантаження n_x в часі. У загальному випадку, при малих значеннях кута атаки, проекція рівнодіючої на вісь ТКС може бути записана у вигляді

$$R_x = P - X \pm P_{\text{кер}}, \quad (17.6)$$

де P - сила тяги,

X - сила лобового опору,

$P_{\text{кер}}$ - керуюче зусилля, що створюється органами керування.

Коефіцієнт перенавантаження n_x в цьому випадку запишеться як

$$n_x = \frac{P(t) - X(t) \mp P_{\text{кер}}}{G_0 - \dot{G}t}$$

До початку польоту на ТКС з поверхневих сил діє тільки сила реакції К опор (рис.22,a), яка дорівнює вазі G_0 , тому

$$n_x(0) = \frac{KR_x + P(t)}{G} = \frac{G_0}{G_0} = 1.$$

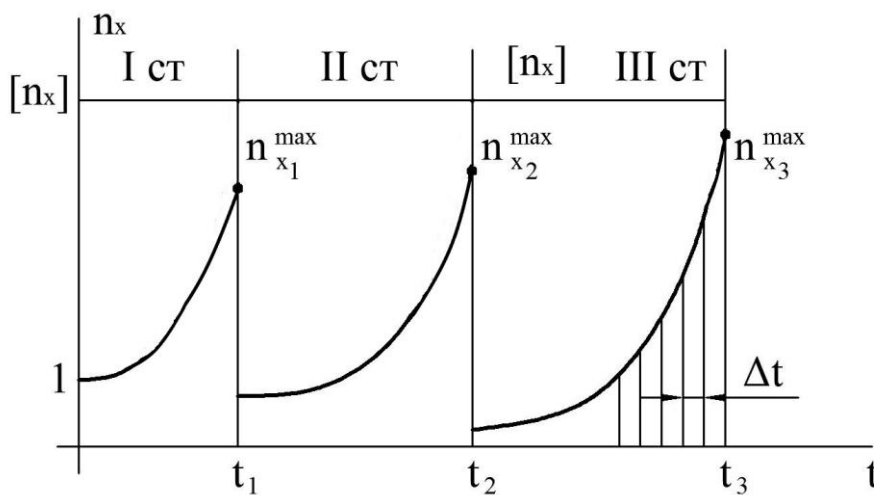


Рис. 23

Значення допустимих перевантажень $[n_x]$ для ТКС коливаються від 3 до 6 одиниць.

18. Визначення навантажень, що діють на ТКС і побудова епюр осевих навантажень.

Всі сили і моменти, що діють на ТКС, можна звести до рівнодіючої сили і рівнодіючого моменту. Для розрахунку ТКС на міцність розглядають проекцію рівнодіючої сили на вісь - осьову силу T і проекцію на поперечний переріз - перерізуючу силу Q . Рівнодіючий момент також поділяють на згинаючий момент M і крутний момент $M_{кр}$. Значення осевої сили T , перерізуючої сили Q , згинаючого моменту M і крутного моменту $M_{кр}$ визначають за формулами (рис. 24):

$$T = \int_0^l q_x(x)dx + q_0 n_x \int_0^l m(x)dx + n_x \sum_{i=1}^k G_i + \sum P_{xj} \quad (18.1)$$

$$Q = \int_0^l q_y(x)dx + q_0 n_y \int_0^l m(x)dx + n_y \sum_{i=1}^k G_i + \sum P_{yj} \quad (18.2)$$

$$M = \int_0^l Q(x)dx \quad (18.3)$$

$$M_{кр} = P_{yup} l \quad (18.4)$$

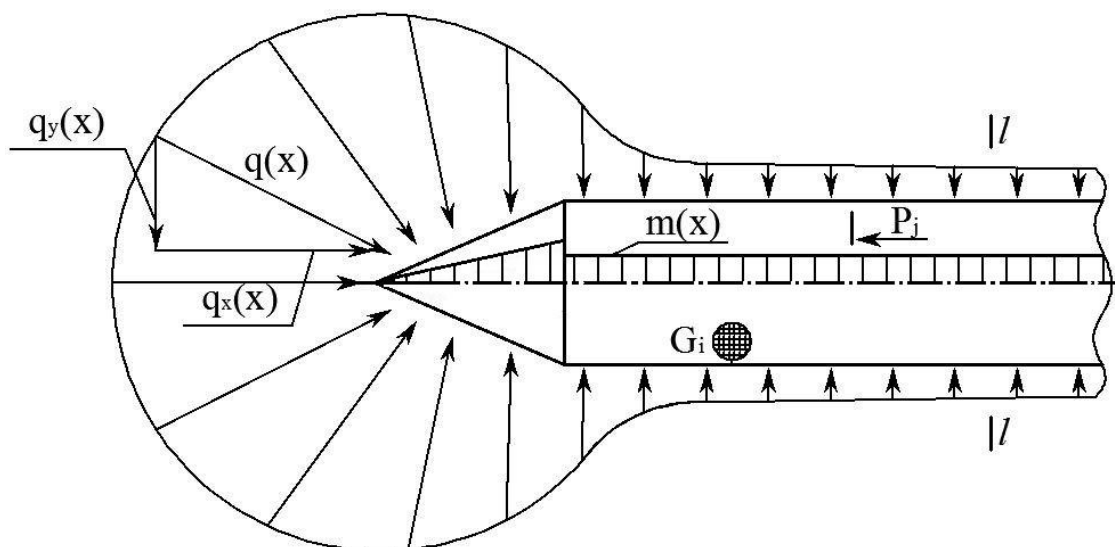


Рис. 24

Розрахунок значень перевантажень ведеться з кроком Δt , після чого будуються графіки залежності $n_x(t), n_y(t), n_z(t)$.

На графіку малюнка 23 залежності $n_x(t)$ показаний варіант трьохступеневої ТКС.

Характерною особливістю рідинної ТКС є обов'язкова наявність початкового перевантаження $n_x(0)$ для запуску двигуна.

В формулах 18.1-18.4 $q(x)$ - погонне аеродинамічне навантаження,
 $q_x(x)$ и $q_y(x)$ - проекції погонного аеродинамічного навантаження,
 m_x - розподіл маси конструкції вздовж осі ТКС,
 G_i - точкові вантажі, що діють на конструкцію в точках кріплення, або в площині,
 P_j - поверхневі сили, прикладені до корпусу до розглянутого перетину $l-l$
 $P_{кер}$ - керуюче зусилля органів керування.

До числа точкових вантажів G_i ; слід віднести вагу космічного апарата, вагу системи управління, вагу компонентів палива (прикладені до днищ і через них, в площині, до корпусу), вагу двигуна.

Значення T , Q , M і $M_{кр}$ розраховуються з кроком Δt в часі і для цих моментів часу будують епюри навантажень (рис.25) за наступним алгоритмом:

- 1) $q_0 \int_0^l m(x) dx$
- 2) $q_0 \int_0^l m(x) dx + \sum G_i$,
- 3) $q_0 \int_0^l m(x) dx + \sum G_i + \sum P_{xi}$,
- 4) $n_x q_0 \int_0^l m(x) dx + n_x \sum G_i + \sum P_{xi}$.

На останньому етапі епюра доповнюється епюрою аеродинамічних навантажень. Принцип побудови епюр розглянемо на прикладі побудови епюр осевих навантажень T . На епюрі 1 показана сила T від маси конструкції, на епюрі 2 - додані точкові вантажі, на епюрі 3 - зовнішні сили (реакція опор) і тиск наддуву, де S - поперечна площа днища бака; на епюрі 4 - дія інерційних навантажень (масових перевантажень), навантаження зростає в n_x . На цій епюрі нахил прямих ділянок зростає в n_x раз, конструкція хвостового відсіку І ступеню працює на розтяг. З малюнка видно, що найбільш небезпечними ділянками конструкції ТКС є початки і кінці відсіків, точки кріплення точкових вантажів, площини дії ваги компонентів палива і точки (площини) дії зовнішніх навантажень. Ці ділянки називаються розрахунковими перетинами.

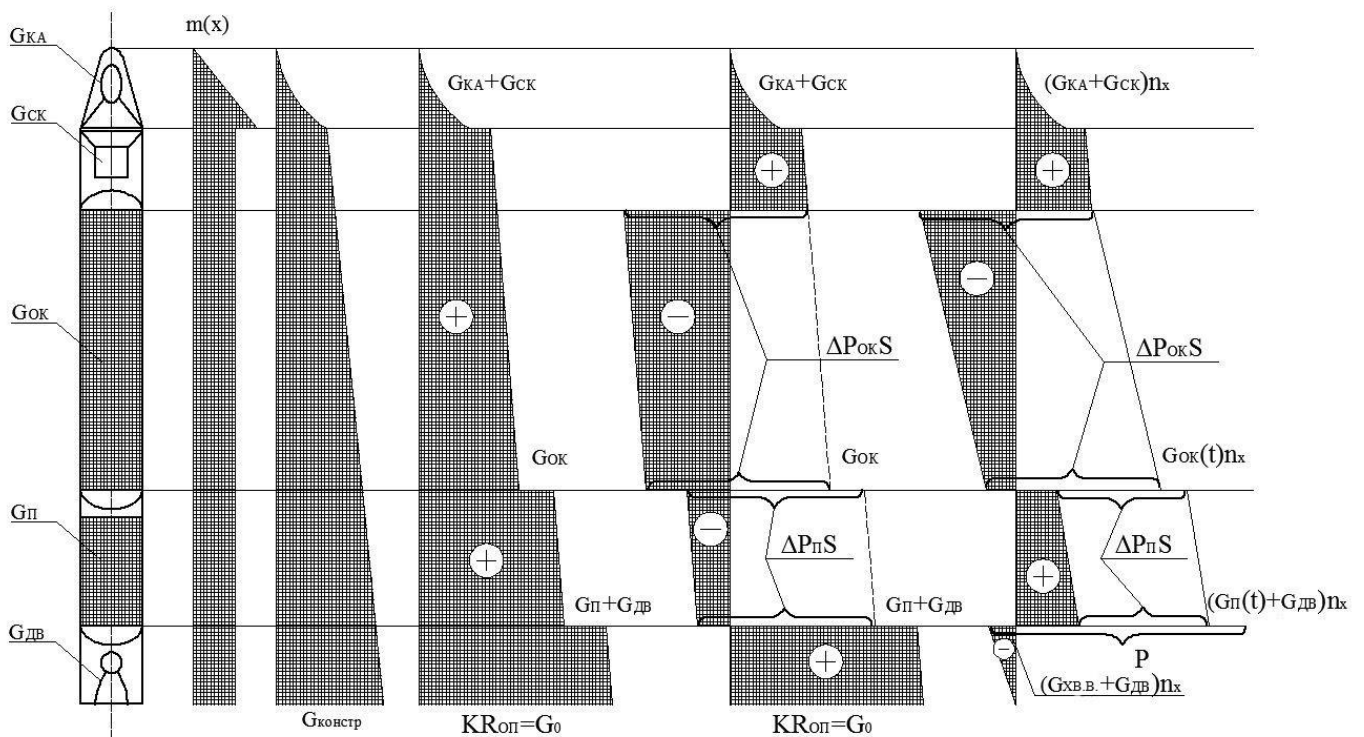


Рис. 25

Відстежуючи зміну навантажень в розрахунковому перерізі визначають їх найбільш небезпечну комбінацію. Випадок найбільш небезпечного навантаження називають розрахунковим випадком.

По виду навантаження в розрахункових перетинах вибирають конструкційні матеріали, а за величиною навантажень в розрахункових випадках визначають геометричні розміри конструктивних елементів.

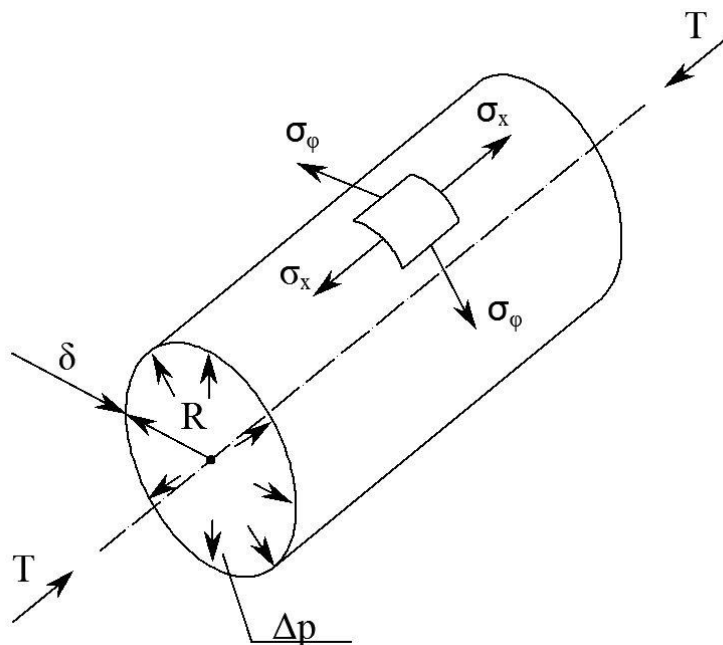
19. Розрахунки конструкцій ТКС на міцність.

Після побудови епюр та визначення найбільш небезпечних випадків навантаження конструкції відповідно з фізичною природою навантажень проводиться вибір матеріалу конструкції. Різні матеріали працюють по-різному в залежності від виду навантаження. Вибір матеріалу конструкції проводиться за критеріями питомої міцності. Найбільш часто застосовуються такі критерії:

$\frac{\sigma_p}{\rho}$ - при роботі конструкції на розтяг і стиск (питома міцність);

$\frac{\sqrt[3]{\tau_e^2}}{\rho}$ - при поперечному згині конструкції;

$\frac{\tau_e}{\rho}$ - при зрізі;



$\frac{\sqrt[3]{\tau_e^2}}{\rho}$ - при зсуві та крутінні;

$\frac{\sqrt{E}}{\rho}$ - при поздовжньому згині (роботі на стійкість);

$\frac{\sigma_{-1}}{\rho}$ - при циклічному навантаженні (питома міцність на втомлюваність).

Якщо конструкція працює на стійкість (поздовжній вигин), тобто в межах пружності матеріалу, критерієм вибору буде відношення межі текучості (або межі пропорційності) до питомої щільності

- $\frac{\sigma_{0.2}}{\rho}$ або $\frac{\sigma_s}{\rho}$. Для роботи в умовах

Рис. 26

високих температур критерієм питомої міцності є - $\frac{\sigma_{0.2/100}}{\rho}$, де $\sigma_{0.2/100}$ - межа пропорційності через 100 годин.

Після вибору матеріалу вибираються допустимі робочі напруження $[\sigma]$ при роботі конструкції на даний вид навантаження:

$$[\sigma] = \frac{\sigma_p}{f}, \quad (19.1)$$

де σ_p - руйнівне напруження. В якості руйнівних напружень можуть прийматися:

$$\sigma_p = \begin{cases} \sigma_B - \text{при роботі на розтяг та стиск, якщо допускаються залишкові деформації;} \\ \sigma_B, \sigma_{0.2} - \text{при роботі на розтяг та стиск, якщо не допускаються залишкові деформації;} \\ \sigma_{-1} - \text{при циклічних напруженнях;} \\ \sigma_{кр}^M - \text{при роботі на стійкість, якщо допускаються залишкові деформації;} \\ \sigma_{кр}^O - \text{при роботі на стійкість, якщо не допускається загальна втрата стійкості;} \\ \tau_B - \text{при роботі на зсув або кручення, якщо допускаються залишкові деформації;} \end{cases}$$

Запас міцності матеріалу відносно допустимих робочих напружень називається коефіцієнтом безпеки f :

$$[\sigma] = \frac{\sigma_p}{f}. \quad (19.2)$$

Значення коефіцієнтів безпеки залежать від ступеня відповідальності конструкції:

$$f = \begin{cases} 1.25 \div 1.33 - \text{в цілому для конструкції} \\ 1.5 - \text{для елементів кріплення тт сборки} \\ 2.0 - \text{для елементів від яких залежить безпека обслуговуючого персоналу} \end{cases}$$

При розрахунках на міцність використовується два методи:

- метод домінуючого навантаження;
- метод еквівалентного навантаження.

При розрахунках на міцність за методом домінуючого навантаження вибирається найбільше з діючих навантажень. Його значення збільшується коефіцієнтом обліку інших навантажень. За домінуючим навантаженням і розраховуються геометричні параметри конструкції.

Метод еквівалентного навантаження побудований на тому, що всі діючі на конструкцію навантаження викликають в матеріалі конструкції свої напруження. Ці напруження взаємно складаються, віднімаються, нейтралізуються і дають загальні, єдині, еквівалентні напруження. Для розрахунку еквівалентних напружень розроблені різні моделі. Згідно з найбільш поширеною, еквівалентні напруження можна отримати у вигляді суми напружень діючих на взаємно перпендикулярних майданчиках. Наприклад, для тонкостінної оболонки товщиною δ і радіуса R , що знаходиться під дією внутрішнього надлишкового тиску Δp і осьової сили T , еквівалентне напруження $\sigma_{екв}$ дорівнює (рис.26):

$$\sigma_{екв} = |\sigma_\varphi| + |\sigma_x| = \left| \frac{\Delta p R}{\delta} \right| + \left| \frac{T}{2\pi R \delta} - \frac{\Delta p R}{2\delta} \right| = \frac{\Delta p R}{2\delta} + \frac{T}{2\pi R \delta}. \quad (19.3)$$

Отримані напруження не повинні перевищувати допустимих робочих значень, тобто

$$\sigma_{екв} = \frac{\Delta p R}{2\delta} + \frac{T}{2\pi R \delta} \leq [\sigma] = \frac{\sigma_p}{f}. \quad (19.4)$$

В даному випадку матеріал конструкції працює на розрив, тому

$$\frac{\Delta p R}{2\delta} + \frac{T}{2\pi R \delta} \leq \frac{\sigma_p}{f}, \quad (19.5)$$

звідки

$$\delta \geq \frac{\Delta p R f}{2\sigma_p} + \frac{T f}{2\pi R \sigma_p} = \frac{f}{2\sigma_p} \left(\Delta p R + \frac{T}{\pi R} \right). \quad (19.6)$$

Отримане значення товщини оболонки δ округлюють до найближчого стандартного або технологічно здійсненого значення.

Подібні розрахунки проводяться для всіх силових елементів конструкції ТКС. В результаті проведених розрахунків можна отримати площу стрингера, що відрізняється від стандартного значення конструкційного профілю. У цьому випадку можна збільшити (або зменшити) розміри стрингера до стандартних, але водночас слід змінити і кількість стрингерів з тим, щоб їх сумарна площа залишилася незмінною. При цьому порушуються вихідні дані розрахунку на міцність, тому проводять перевірку на міцність прийнятої конфігурації конструкції (перевірочний розрахунок).

20. Розгорнуті вагові рівняння ТКС.

У п.13 для уточнення значень вагових характеристик ТКС використовувалися проектні параметри і статистичні вагові коефіцієнти окремих систем і конструкцій. Після проведення проектувальних розрахунків першого наближення з'являється можливість уточнення вагових коефіцієнтів через геометричні параметри конструкції, фізико механічні властивості матеріалу конструкції і робочого тіла, експлуатаційні навантаження і параметри функціонування. Як приклад розглянемо складання розгорнутого вагового рівняння обичайки тонкостінного паливного бака (рис.27).

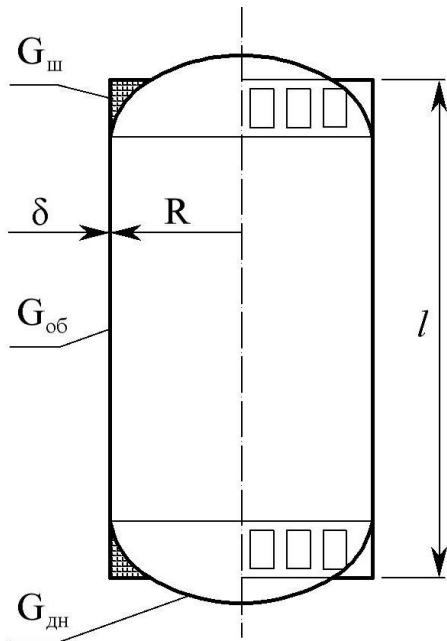


Рис. 27

Вагу паливного бака, наприклад, бака окислювача, $G_{б.ок}$ можна записати у вигляді суми ваг

$$G_{б.об} = G_{об} + 2G_{ш} + 2G_{дн} = (a_{об} + a_{ш} + a_{дн})G_{ок}. \quad (20.1)$$

Для вирішення поставленого завдання запишемо вагу обичайки бака через його геометричні параметри:

$$G_{об} = 2\pi R \delta \gamma_{об}, \quad (20.2)$$

де $\gamma_{об} = q_0 \rho_{об}$ - питома вага матеріалу обичайки.

Від параметрів обичайки перейдемо до обсягу обичайки, $V_{об}$. Для цього помножимо і розділимо (20.2) на R:

$$G_{об} = \frac{2\pi R^2}{R} \delta \gamma_{об} = 2V_{об} \frac{\delta}{R} \gamma_{об}. \quad (20.3)$$

Припустимо, що обсяг обичайки перевищує обсяг окислювача на обсяг газової подушки, обсяг арматури і т.п. Інакше кажучи $V_{об} = AV_{ок}$, де A на підставі статистичних даних становить близько 1,1. У цьому випадку (20.3) перепишеться як

$$G_{об} = AV_{ок} \frac{\delta}{R} \gamma_{об} = 2A \frac{G_{ок}}{\gamma_{ок}} \frac{\delta}{R} \gamma_{об},$$

де $G_{ок}$, $\gamma_{ок}$ - вага і питома вага окислювача.

Від ваги окислювача можна перейти до ваги палива $G_{п}$:

$$G_{об} = 2A \frac{K}{K+1} G_{п} \frac{\delta}{R} \frac{\gamma_{об}}{\gamma_{ок}}$$

В отриманому рівнянні невідоме значення товщини обичайки δ . Для його знаходження скористаємося умовою безкавітаційної роботи двигуна (рис.28), згідно з яким тиск на вході в насос $P_{вх.н}$ повинний бути більше ніж:

$$P_{вх.н} \geq \Delta P_{ок} + n_x \gamma_{ок} H - \Delta P_{г.л.},$$

де $\Delta P_{ок}$ - тиск наддуву бака окисника,

n_x - коефіцієнт осьового перенавантаження,

H - висота стовпа рідини,

$n_x \gamma_{ок} H$ - динамічний тиск стовпа рідини,

$\Delta P_{г.л.}$ - гідравлічні втрати тиску в магістралі.

Для ємності, що знаходиться під тиском ΔP , товщина оболонки дорівнює

$$\delta = \frac{\Delta P R}{[\sigma]}. \quad (20.7)$$

Підставивши в вираз (20.7) значення ΔP із (20.6), запишемо його у вигляді:

$$\frac{\delta}{R} \geq \frac{P_{вх.н} + \Delta P_{г.л.} - n_x \gamma_{ок} H}{[\sigma]}. \quad (20.8)$$

Остаточно вага обичайки бака окислювача запишеться як

$$G_{об} = 2A \frac{K}{K+1} \frac{\gamma_{об}}{\gamma_{ок}} \frac{P_{вх.н} + \Delta P_{Г.П.} - n_x \gamma_{ок} H}{[\sigma]} G_{П}. \quad (20.9)$$

У виразі (20.9) ваговий коефіцієнт $\alpha_{об}$ дорівнює

$$\alpha_{об} = 2A \frac{K}{K+1} \frac{\gamma_{об}}{\gamma_{ок}} \frac{P_{вх.н} + \Delta P_{Г.П.} - n_x \gamma_{ок} H}{[\sigma]} \quad (20.10)$$

і залежить від компонування бака і його функціонування (А), співвідношення компонентів палива (К), параметрів насоса і магістралі ($P_{вх.н}$ і $\Delta P_{Г.П.}$), питомої ваги окислювача і матеріалу обичайки ($\gamma_{ок}$ і $\gamma_{об}$), умов польоту (n_x) і висоти стовпа рідини (Н), фізико-механічних властивостей матеріалу конструкції $[\sigma]$.

Аналогічні розгорнуті вагові рівняння складаються для всіх конструкцій і систем, що в сумі дадуть загальне розгорнуте вагове рівняння ТКС. Розгорнуте вагове рівняння ТКС дозволяє визначити вагу ТКС у другому наближенні. Якщо отримана таким чином початкова вага ТКС не перевищує вагу нульового наближення, то переходять до проектування комплектуючих систем. В протилежному випадку процес проектування повторюється.

Рекомендована література

1. Проектування і конструкція ракет-носіїв: Підручник / В.В.Близниченко, В.Ю. Шевцов та ін.; - Д.: Вид-во ДНУ, 2007.-504 с.
2. Шевцов В.Ю. Проектування космічних апаратів: конспект лекцій. -Д; РВВ ДНУ, 2008. -100с

Додаткова література.

1. Основы проектирования транспортных космических систем, под ред. В.П. Мишина. М.:Машиностроение, 1985.
2. Паничкин Н.И и др. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. М.:Машиностроение, 1986..