

**Національний центр аерокосмічної освіти
молоді ім. О.М.Макарова**

*Заочна аерокосмічна школа
"Всесвіт"*

“Затверджено”

Л.С.Павлікова,
завідувач навчального
відділу

**Ракетно-космічна техніка
Будова ракет**
Методична розробка і завдання №2

Підготував
к.т.н., доцент ДДУ
Шевцов В.Ю.

м.Дніпропетровськ
2008р.

1. Принципова схема

Розробка якої завгодно технічної системи чи об'єкту розпочинається з розробки принципової схеми. Під принциповою схемою розуміють порядок та засоби вирішення питань, що виникають при вирішенні поставленої задачі. Розглянемо вибір принципової схеми доставки космічного апарата (КА) на робочу орбіту. При цьому необхідно витратити енергію на підняття КА вагою G на висоту орбіти H і на надання йому кругової швидкості $V_{кр}$

$$= \sqrt{K_3 / (R_3 + H)}, \text{ де}$$

$K_3 = 4 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – постійна планети Земля, $R_3 = 6370 \text{ км}$ – радіус Землі. Для вирішення поставленої задачі можуть розглядатись різні варіанти: літак, ракета-носій, літальний апарат, що поєднує в собі якості і літака і ракети (наприклад Шатл). Після вибору транспортного засобу вибирають паливе. Енергія, яку несе в собі таке паливо має бути дуже великою.

Задача 1. Підрахуйте загальну енергію для виводу маси $m=1 \text{ кг}$ на орбіту висотою $H=200 \text{ км}$. Для підрахунку використайте формули:

$$E = E_K + E_{II} = \frac{mV_{кр}^2}{2} + \left(\frac{mK_3}{R_3} - \frac{mK_3}{R_3 + H} \right), \quad (1)$$

де E_K – кінетична енергія, E_{II} – потенційна енергія. Для $m=1 \text{ кг}$

$$E_{num} = \frac{E}{m} = \frac{V_{кр}^2}{2} + \frac{K_3}{R_3} - \frac{K_3}{R_3 + H} \quad (2)$$

Таку енергією мають речовини, що взаємодіють на рівні хімічних реакцій окислення. Ще більшу енергію містять в собі ядерні і термоядерні джерела, що використовують енергію розпаду або синтезу ядер атомів, але вони ще недосконалі для використання в якості рушійних установок для літальних апаратів, бо дуже масивні, мають мале значення енерговиділення на одиницю маси установки, хоча і можуть працювати роками.

Тому в якості палива вибираються хімічні компоненти, що перебувають в рідкому, желеподібному та твердому стані. Обравши паливо, вибирають тип двигуна, що може працювати на такому паливі. В якості двигунів для ракет-носіїв зараз використовуються: РРД – рідинні ракетні двигуни, ТПРД – твердопаливні ракетні двигуни та ППРД – прямоточно-повітряні реактивні двигуни. Якщо для початкового розгону ракети-носія використовується літак, то на ньому можуть стояти і інші типи двигунів (які ?).

Одноступеневою ракетою-носієм доставляти КА на орбіту на нинішньому етапі розвитку техніки недоцільно. Навіть, якщо на орбіту одноступенева ракета-носіє виведе сама себе, то тоді вага її конструкції не повинна перевищувати (5 – 8)% від стартової ваги (все інше на Р-Н буде паливо).

Задача 2. Користуючись формулою Ціолковського покажіть можливість виводу корисного вантажу одноступеневою Р-Н. Формулу Ціолковського для визначення кінцевої швидкості Р-Н запишіть у вигляді.

$$V_u = V_{кр} + V_g = V_{кр} + 0,25V_{кр} = W \ln Z = W \ln \frac{G_o}{G_k} =$$

$$= W \ln \frac{G_{кв} + G_{конс} + G_{п}}{G_{кв} + G_{конс}}, \quad (3)$$

де V_g —втрати швидкості на подолання сили тяжіння при підніманні на висоту H (для $H=200\text{км}$ $V_g \approx 0,25V_{кр}$), Z – число Ціолковського, G_o і G_k – початкова і кінцева вага Р-Н, $G_{кв}$ – вага корисного вантажу (КА), $G_{конс}$ – вага конструкції, $G_{п}$ – вага палива. Змінюючи вагу $G_{кв}$ і $G_{конс}$ (в відсотках до G_o) проаналізуйте можливість

Р-Н при умові $V_{кр} + 0,25V_{кр} \leq W \ln Z$, якщо W – швидкість витоку реактивного ступеню газів для сучасних ракетних палив знаходиться в межах $W=(2500 - 4500)\text{м/с}$. Розгляньте три варіанти: при $W=2500\text{м/с}$, 3500м/с і 4500м/с . $G_{конс}$ може дорівнювати від 0,04 до 0,11 G_o . Для знаходження значення натурального логарифма $\ln Z$ від числа Z

скористайтесь графіком (МКП-1), таблицями Брадїса, мікрокалькулятором.

— А тому наступним питанням, що вирішується при виборі принципової схеми є вибір кількості ступеней (що рівнозначно кількості прискорювачів і порядку їх розташування (схеми компоновки) (рис.1). Ідею використання багатоступеневих Р-Н запропонував К.Е. К.Е.Ціолковський. Під час польоту Р-Н палива залишається все менше, а маса паливних баків не змінюється, в той час як її треба розганяти до більшої швидкості, витрачаючи на це енергію.

Рис.1.Схема багатоступеневої ракети

Ціолковський запропонував відкидати використану масу конструкції, щоб не витратити енергію на її розгін, а не на розгін того, що функціонує. В цьому випадку формула Ціолковського запишеться в вигляді:

$$\begin{aligned}
 V_y &= W_1 \ln \frac{G_1}{G_{1к}} + W_2 \ln \frac{G_2}{G_{2к}} + \dots + W_n \ln \frac{G_n}{G_{нк}} = \\
 &= W_1 \ln \frac{G_1}{G_1 - G_{П1}} + W_2 \ln \frac{G_2}{G_2 - G_{П2}} + \dots + W_n \ln \frac{G_n}{G_n - G_{Пn}} = \\
 &= W_1 \ln \frac{G_1}{G_2 + G_{Пр1} - G_{П1}} + W_2 \ln \frac{G_2}{G_3 + G_{Пр2} - G_{П2}} + \dots \\
 &\dots + W_n \ln \frac{G_n}{G_{кк} + G_{Прn} - G_{Пn}} \quad (4)
 \end{aligned}$$

де G_1, G_2, \dots, G_n – вага ступеней, $G_{Пр1}, G_{Пр2}, \dots, G_{Прn}$ – вага прискорювачів, $G_{К1}, G_{К2}, \dots, G_{Кn}$ – кінцева вага ступеней, $G_{П1}, G_{П2}, \dots, G_{Пn}$ – вага палива ступеней (на прискорювачах).

Прискорювачі в складі Р-Н можуть з'єднуватись послідовно (один за одним – схема “тандем”), паралельно (поруч один з одним – схема “пакет”) і комбінованим способом, але при цьому зберігається послідовність роботи ракетних двигунів в часі: спочатку працюють двигуни прискорювача першої ступені, потім другої і т.д.

Задача 3. Порівняйте, який корисний вантаж можна вивести одно-двох – і трьохступеневою Р-Н на орбіту $H=200$ км, якщо $V_{ц}=9,75$ км/с, $W=3500$ м/с, стартова вага $G_0=G_1=100$ т.с Прийняти

$W_1=W_2=W_3=W$, $G_{\text{констр}_1}/G_1=G_{\text{констр}_2}/G_2=G_{\text{констр}_3}/G_3$, тоді
 $Z_1=Z_2=Z_3=Z$ і формулу Ціолковського можна записати як

$$V_{\text{ц}}=V_{\text{кр}}+0,25V_{\text{кр}}=nW\ln Z, \quad (5)$$

де n – кількість ступеней (прискорювачів). Зауваження: з формули (5) видно, що кожний прискорювач в цій задачі має розвинути швидкість $V_{\text{ц}}/n$.

Після вибору способу набору необхідної швидкості (кількості ступеней і послідовності їх роботи) вирішується питання відкидання відпрацьованих прискорювачів та відокремлення КА від Р-Н (чи іншого виду транспорту). Для вирішення цього питання необхідно спочатку відокремити прискорювач від Р-Н (аналогічно КА), а потім розвести їх у просторі. В першому випадку для зчеплення, а потім відокремлення використовують піроболти, всілякі механічні замки та пристрої. Для розведення (для відкидання прискорювачів) використовують двигуни (в тому числі спеціальні, гальмівні на прискорювачах), скидання газу тиску з паливних баків прискорювачів, збільшення площі опору руху прискорювачів, збільшення площі опору руху прискорювачів в атмосфері. Для розштовхування КА і РН можуть використовуватись пружинні, пневматичні і порохові штовхачі.

Задача 4. Знайдіть тиск газу в шаробалоні високого тиску об'ємом $V=0,01\text{м}^3$ системи відокремлення КА, якщо маса КА $m_{\text{КА}}=1000\text{кг}$, маса конструкції прискорювача $m_{\text{констр.пр}}=500\text{кг}$, швидкість $V_{\text{КА}}$ після розштовхування 3м/с . Енергія стиснутого газу може бути підрахована по формулі

$$E_{\text{п}} = P \cdot V \left[\frac{H}{\text{м}^2} \cdot \text{м}^3 = \text{Дж} \right], \quad (6)$$

де P – тиск в паскалях ($\frac{H}{\text{м}^2}$), V – об'єм шаробалону в м^3 .

Наступне питання, що потребує вирішення, це вибір системи керування і органів керування рухом Р-Н, чи іншого вибраного виду транспортного засобу доставки КА на орбіту. Система керування може бути автономною, коли Р-Н рухається за заданою програмою, розташованою в центрі керування польотом (на зразок пульта керування моделями-іграшками) і комбінованою. Перші використовуються при неможливості керування зі спеціалізованого центру. На Р-Н використовуються автономні системи, але з можливістю корекції окремих параметрів з Землі. Для відпрацювання програми польоту використовуються органи керування. Всі види органів керування поділяються на аеродинамічні, що працюють на ефекті взаємодії всього літального апарата чи окремих спеціалізованих конструкцій з навколишнім середовищем, та газодинамічні, що працюють за рахунок взаємодії з витікаючим реактивним струменем газів. До першого класу відносяться різні аеродинамічні рулі, поворотні носові (як у літака “Міраж”) і хвостові відсіки, стабілізатори та т.п. До другого класу газові рулі, поворотні камери двигунів (для зміни напрямку реактивного струменю і сили тяги відповідно), поворотні сопла, насадки, спеціальні рульові двигуни і т.п.

Задача 5. Знайти площу аеродинамічних рулів, якщо найбільший перевертаючий момент створюється підйомною силою $Y=15$ тс на відстані 2,5м від центру мас, а рулі на відстані 12 м. Площу аеродинамічного руля можна знайти з формули $Y_p = C_y \frac{\rho V^2}{2} S_p$, де C_y – коефіцієнт підйомної сили одного руля (візьміть $C_y=0,4$), C_y визначає частку кінетичної енергії набігаючого потоку повітря, що переходить в потенційну енергію тиску, ρ – густина повітря на конкретній висоті (візьміть $\rho=0,01$ кг/м³), V – швидкість руху Р-Н (візьміть $V=500$ м/с) Використовуючи закон моментів знайдіть Y_p , а потім і площу одного (з двох) аеродинамічного руля.

Ще одне питання, що вирішується при виборі принципової схеми - вибір типу пускової установки та місця її розташування (космодрому). Про це питання йшла мова в КРТ-1.

2. Компонівка Р-Н

Під компоівкою Р-Н (і взагалі будь-якого технічного об'єкту) розуміють взаємне розташування окремих конструкцій і відсіків, а також розміщення в Р-Н корисного вантажу, обладнання і приладів. Розрізняють аеродинамічну і конструктивну компоівку. Під аеродинамічною компоівкою розуміють вибір зовнішніх форм і взаємного розташування корисного вантажу, паливних відсіків, відсіків двигунів, хвостового відсіку і аеродинамічних конструкцій. Аеродинамічна компоівка визначає значення сили лобового опору руху, підйомної сили, а також положення центру тиску (центру умовного прикладення аеродинамічних сил: лобового опору і підйомної сили).

Взаємне розташування вантажів, обладнання, приладів системи керування, двигунів і т.п. всередині відсіків, з врахуванням взаємного розташування відсіків і прискорювачів, визначає конструктивну компоівку.

Компоівка має забезпечити:

- мале переміщення центру мас Р-Н в польоті;
- простоту і технологічність конструкції;
- сприятливі умови для функціонування всіх систем, агрегатів і конструкцій в заданому порядку при наявності зміни параметрів зовнішнього впливу (температури, вібрації і т.п.);
- вільний доступ до окремих елементів, агрегатів і приладів, особливо до системи керування і до елементів автоматики двигунів;
- компактність Р-Н: щоб всередині Р-Н не було функціонально-незадієного простору;

- зниження навантажень на елементи конструкції.

При виборі аеродинамічної компоновки увагу звертають перш за все на форму носової частини, форму прискорювачів (бажано, щоб вони були одного діаметра, чому?) на форму хвостового відсіку і компоновку в ньому двигуна (двигунів), наявність і форму аеродинамічних конструкцій. Для зменшення значення перевертаючого аеродинамічного моменту бажано, щоб центр тиску був поблизу центру мас ракети а ще краще – позаду центру мас (в цьому випадку аеродинамічний момент буде повертати ракету до початкового напрямку). Зменшення відстані між центром мас і центром тиску веде до зменшення необхідних значень моментів органів керування, що в свою чергу зменшує їх габарити і вагу, а також витрати енергії на керування. Зменшити відстань між центрами маси і тиску можна різними засобами. Положення центру тиску можна регулювати зміною конфігурації Р-Н в польоті, а положення центру мас – завдяки переміщенню різних мас всередині Р-Н, наприклад витратою палива з різних паливних відсіків, або з різних частин об'єму паливного відсіку, переміщення вантажів і т.п.

Задача 6. Що і як можна змінювати зовні Р-Н, щоб вплинути на положення центру тиску? Що і як можна переміщувати в середині Р-Н (особливо в паливних баках, що займають до 90% всього об'єму Р-Н) для регулювання положення центру мас. Як впливає на положення центру мас густина компонентів палива.

Конструктивну компоновку Р-Н визначають:

- тип корисного вантажу;
- тип і призначення ракети-носія;
- тип двигуна і вибране паливо;
- тип системи керування і органів керування;
- тип старту;
- кількість і розташування ступеней.

Корисний вантаж (КА) відокремлюється в кінці роботи останнього прискорювача, а тому розташовується в носовому відсіку

(хоча початкове розташування корисного вантажу в компоновці багатоступеневих Р-Н не обов'язкове. Подумайте, як ще можна розташувати корисний вантаж в складі багатоступеневих ракетних систем). Корисний вантаж компонується під конічним аеродинамічним обтікачем, що скидається під час поділу першої і другої ступеней (коли густина атмосфери зменшується до значень, що не впливають на подальший рух Р-Н).

Наявність струменю реактивних газів примушує розташовувати двигун в хвості прискорювачів. Таким чином при виборі конструктивної компоновки в основному вирішується питання про взаємне розташування паливних баків окислювача і, їх форма, розташування паливних баків відносно двигуна, розташування органів керування, конструкцій систем розділення ступеней перехідних відсіків і деяких інших конструкцій і агрегатів. Приладовий відсік (відсік системи керування) зазвичай розташовують в складі останньої ступені між корисним вантажем (а іноді і в його складі) і прискорювачем.

На малюнку (рис. 2) в якості прикладу приведена конструктивно-компоновочна схема трьохступеневої Р-Н “Європа - 1”, виконаної з послідовним розташуванням ступеней (схема тандем). На рис. 3 показана схема трьохступеневої Р-Н “Титан - 3С”, виконаної з

комбінованим розташуванням ступеней. Центральний блок представляє собою трьохступеневу Р-Н, на яку навішені стартові твердопаливні прискорювачі, що починають працювати водночас з рідкопаливним двигуном першої ступені

Задача 7. Накреслити конструктивно-компоновочну схему однієї з відомих тобі Р-Н: Zenit, Циклон, Протон, Союз, Атлас і т.п. Бажано зробити малюнок, якомога простішим (складнішим рисунків 1 і 3, але простішим за рис.2). За відсутності необхідної інформації створи компоновку власної Р-Н, з описом її основних складових.

3. Конструкція Р-Н

Все, що можна бачити на рис.2, окрім корисного вантажу та двигунів, є конструкцією корпусу Р-Н. До складу конструкції Р-Н входить головний аеродинамічний обтікач при необхідності окремих приладовий відсік (на рис. 3 позиція 6), баки горючого і окислювача I і II ступеней, міжступеневі відсіки. Крім того, сюди можуть входити між бакові відсіки, що об'єднують баки пального і окислювача, а також відсіки двигунів і хвостовий відсік I ступені. Всі складові конструкції корпусу виготовляються з різних матеріалів і виконують різні функції, тому корпус не є суцільним, а складається з окремих частин (відсіків, баків, різної геометрії та інш.), що з'єднуються між собою за допомогою спеціальних технологічних вузлів-стиків. На рис. 4 показані всі складові однієї з одноступеневих ракет у стані, коли вони ще не з'єднані.

Серед складових конструкцій корпусу найгабаритнішими є баки. В них розміщуються компоненти палива, вони сприймають навантаження і забезпечують міцність ракети. Для подачі компонентів палива до двигуна і для зменшення дії навіантажного вантажу на конструкцію бака в нього під тиском в кілька атмосфер подають газ наддуву. Зважаючи на це, а також на те, що контакт компонентів палива за межами камери згорання може призвести до вибуху, конструкція баків має бути герметичною, а тому баки виготовляються з матеріалів, що зварюються між собою. Конструктивно баки можуть бути виготовлені у вигляді окремих місткостей для горючого і окислювача, а можуть бути єдиним відсіком з проміжним днищем, як на рис. 3 і 4.

Рис. 4 Основні складові конструкції корпусу Р-Н.

1 – головний обтікач; 2 – відсік з приладами керування; 3 – єдиний відсік з місткостями горючого і окислювача; 4 – перехідний відсік; 5 – балони зі стиснутим газом; 6 – хвостовий відсік; 7 – твердопаливні двигуни для гальмування ракети при відокремленні її від корисного вантажу; 8 – основний двигун ракети; 9 – блок допоміжних двигунів системи керування польотом.

Всі інші відсіки (крім паливних) називаються “сухими”. Це хвостовий, перехідний, відсік системи керування, головний обтікач. Всі вони будуються з конструкцій, що з початку використовувались в суднобудуванні, пізніше при побудові літаків і, нарешті, при побудові Р-Н. Конструкція сухих відсіків складається з оболонки – обшивки, стрингерів (ребер, що розташовані вздовж відсіків) та шпангоутів (ребер, що розташовані поперек відсіку і мають форму кола). Обшивка, стрингери та шпангоути склепуються між собою, утворюючи міцну, стійку конструкцію сухого відсіку.

З'єднуються відсіки та баки між собою в суцільний корпус болтами або пристроями, що спрацьовують при відокремленні прискорювачів і відсіків один від одного. Відокремлюється і відкидається головний обтікач, коли Р-Н виходить за щільні шари атмосфери (умовно 70-105км), Необхідно відокремлювати від Р-Н і корисний вантаж у момент виходу Р-Н на проміжну чи робочу траєкторію КА.

Для вирішення задач поділу Р-Н (в площинах поділу) необхідно встановити пристрій розчеплення і механізм розділення. Пристрій розчеплення має порушити механічний зв'язок між відсіками, а механізм розділення – надати імпульс одній чи обом частинам конструкції, для їх розходження на задану відстань. Найпоширенішими пристроями розчеплення є піроболт та механічний замок. Піроболт дуже схожий на звичайний, але в середині має порохований заряд, що спрацьовує при подачі команди системного керування. Розриваючись, болт роз'єднує відсіки. Принцип дії механічного замка може бути різним (наприклад, як замка на дверях).

Щоб розчеплені частини розійшлись на певну відстань і не зіткнулись при подальшому польоті, необхідно їх розштовхнути. Цю задачу виконують механізми розділення. Найбільш простий з них пружинний. Використовуються також пневматичні і порохові штовхачі.

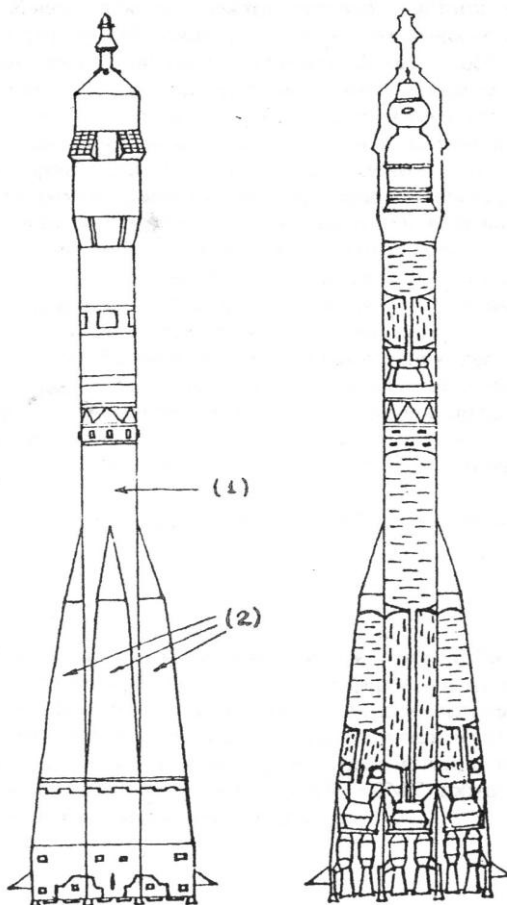
— **Задача 8.** Придумай, та намалюй (можна схематично) конструкцію механізмів розчеплення і розділення КА з прискорювачем. КА закріплений на адаптері (спеціальній фермі), що знаходиться під головним обтікачем і з'єднує КА з паливним відсіком прискорювача

4. Паливо та двигуни Р-Н

2. Паливо та двигуни.

Відомо, що на борту ракети повинні бути як горюче, так і окислювач, бо на відміну, наприклад, від літаків, двигуни ракети працюють поза атмосферою, де кисень повітря відсутній. Вибір компонентів (горючого та окислювача) має велике значення, тому що це впливає на габарити та масу ракети, її експлуатаційні та інші характеристики. Більшість відомих компонентів є дуже агресивними, а це шкідливо для доквілля. Найбільш поширеними серед них є пара рідин АТ+НДМГ (окислювач азотний тетроксид, а горюче - несиметричний диметилгідрозін).

Самі компоненти палива і продукти їх згорання дуже шкідливі. На ракеті “Зеніт” застосовано нешкідливі компоненти - рідкий кисень та гас (керосин). Це велика перевага української ракети.



Мал. 3. Ракета-носій «Союз»

Компоненти рідкого палива розміщуються в баках і по трубопроводах подаються в камеру згорання двигуна, де відбувається бурхлива хімічна реакція, продукти якої створюють величезний тиск (100 і більше атмосфер) при температурах (2000°C – 3500°C). Утворені гази витікають через спеціальний канал двигуна -- сопло, створюючи реактивну силу. Щоб подати нову порцію палива необхідно подолати тиск газів в камері. Для цього використовують турбонасосний агрегат (ТНА). Можлива схема подачі компонентів і без ТНА, але тоді в баках треба мати

тиск вищий, ніж в камері згорання, а це значно збільшує вагу баків.

Охолоджують реактивний двигун аналогічно двигуну на автомобілі, але замість охолоджуючої рідини подають один із компонентів (частіше горюче).

На відміну від ракет з рідкопаливними двигунами, де окислювач та горюче з баків подаються в камеру згорання, заряд твердого палива з самого початку розташований в середині камери згорання твердопаливного двигуна, яка є і корпусом Р-Н. Тверде паливо, як порох, може горіти без кисню повітря, бо має у своєму складі змішані між собою тверді частки окислювача та горючого. В звичайних умовах (при $t \approx 20^{\circ}\text{C}$ та при атмосферному тиску) тверде паливо не горить, але, якщо підняти тиск у камері до 10-15 атм і створити температуру більше 100°C , заряд палива почне горіти по відкритій поверхні. Площу поверхні горіння вибирають такою, щоб створити достатню кількість продуктів горіння, що витікають через сопло двигуна. Великою проблемою є вимкнення двигуна твердого палива, наприклад тоді, коли необхідно багаторазово його включити-виключити. На рідиннопаливному двигуні ця задача вирішується досить просто - подають чи не подають компоненти до камери згорання двигуна.

Задача 9. Схематично намалюй двигун на рідинних компонентах палива та двигун на твердому паливі.

Додаткові запитання:

1. Запитання №1 Які переваги та недоліки мають схеми "тандем" та "пакет"?

Запитання №2. Чи можна не охолоджувати ракетний двигун на рідкому паливі? Якщо так, то які характеристики двигуна будуть зменшуватись?

Запитання №3. Які, по-твоєму, ще недоліки має двигун на твердому паливі у порівнянні з рідиннопаливним? Які він має переваги?

Запитання №4. Перелічи всі органи керування ракетами, які ти знаєш, та виклади їх переваги та недоліки.

Запитання №5. В чому полягають переваги, а в чому недоліки окремих баків і єдиної місткості з горючим і окислювачем?

Запитання №6. Чи може бути матеріал обшивки, стрингерів та шпангоутів “сухих” відсіків таким, що не зварюється? Пояснити чому?

Рекомендована література.

Космонавтика. Енциклопедія. М., 1985. (Це одна з найбільш повних та цікавих книг. Бажано уважно ознайомитись з нею, особливо при виконанні завдань. Енциклопедія містить в собі велику бібліографію).

Андреев И.И. Ракеты многократного использования - М.-Воениздат. - 1975.

Белью Л. Стуленгер Э. Орбитальная станция «Скайлеб». США, 1973.- Скор. пер. с англ. Под ред. Г. Л. Гроздовского, М. Машиностроение. - 1977.

Варваров Н.А. Популярная космонавтика. М., Машиностроение, 1981.

Голованов Я.К. Архитектура невесомости. М., Машиностроение, 1978.

Кариозов Л.И., Киселев А.М. Азбука изобретательства. М., Воениздат, 1978.

Коваль А.Д., Тюрин Ю.А. Космос-Земля. М., Знание, 1979.

Паничкин Н.И., Слекушкин Ю.В. Конструкция и проектирование КЛА. М., Машиностроение, 1986.

Космические аппараты. Под ред. Феоктистова К.П., М., Воениздат, 1983.

Космодром. Под ред. Вольского К.П.М., Воениздат, 1977.

Краффт А. Эрик. Будущее космической индустрии. Пер. с англ. М., Машиностроение, 1974.

Ракеты-носители. Под ред. Осипова С.В., Воениздат, 1981.

Семенов Ю.П., Горшков Ю.А. Станция «Салют-6»: дом, лаборатория, машины.

Журнал «Наука и жизнь», 1981, №4.

Советские пилотируемые космические корабли и орбитальные станции. Под ред. Нариманова Г.С., М. Машиностроение, 1976.
«Союз» и «Аполлон». Под ред. Бушуева М., Политиздат, 1976.
Страницы советской космонавтики. Под ред. Нариманова Г.С. М., Машиностроение, 1975.
Тарасов В.Е. Космонавтика. Машиностроение, 1977.
Федосеев В.И. Основы техники ракетного полета. 2-е изд. М., Наука, 1981.