

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

О. Ю. Бетіна, Д. О. Бетін, О. Ю. Пащук

**ЕСКІЗНЕ ПРОЕКТУВАННЯ
ОДНОРЕЖИМНИХ ТВЕРДОПАЛИВНИХ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК**

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2021

УДК 621.454.3.01(075.8)
Б54

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. О. Я. Ніконов,
канд. техн. наук, доц. В. Ю. Колосков

Бетіна, О. Ю.

Б54 Ескізне проектування однорежимних твердопаливних двигунних установок [Текст] : навч. посіб. / О. Ю. Бетіна, Д. О. Бетін, О. Ю. Пащук. – Харків : Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харків. авіац. ін-т», 2021. – 48 с.

ISBN 978-966-662-866-7

Викладено питання проектування однокамерного однорежимного ракетного двигуна твердого палива. Наведено порівняльну характеристику видів твердих ракетних палив і критерії їх вибору. Розглянуто різноманітні типи паливних зарядів, їх переваги, недоліки й області застосування.

Для викладачів і студентів спеціальності «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Іл. 21. Табл. 17. Бібліогр.: 9 назв

УДК 621.454.3.01(075.8)

© Бетіна О. Ю., Бетін Д. О., Пащук О. Ю., 2021

© Національний аерокосмічний
університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», 2021

ISBN 978-966-662-866-7

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

РДТП – ракетний двигун твердого палива

РРД – рідинний ракетний двигун

ЛА – літальний апарат

ДУ – двигунна установка

СУ – силова установка

КЗ – камера згоряння

ТРП – тверде ракетне паливо

ТЗП – теплозахисне покриття

ПЗ – паливний заряд

ПШ – паливна шашка

БП – баліститне тверде ракетне паливо

СП – сумішеве тверде ракетне паливо

КМ – композиційні матеріали

ПД – переднє денце

ЗД – заднє денце

ВСТУП

Ракетні двигуни твердого палива (РДТП) застосовуються у багатьох виробках авіаційно-космічної техніки завдяки їх перевагам, а саме: відносній простоті конструкції та високій надійності, здатності створювати великий сумарний імпульс тяги за короткий проміжок часу та довгостроково зберігатися в оснащеному вигляді. Також ці двигуни є відносно простими та недорогими у використанні.

До недоліків РДТП можна віднести менший порівняно з іншими типами двигунів питомий імпульс тяги, складніше регулювання вектора тяги як за величиною, так і за напрямком, труднощі при здійсненні багаторазового запуску, значний вплив на роботу двигуна зовнішніх умов (особливо початкової температури заряду), чутливість двигуна до дефектів заряду, наслідком якої можуть бути зриви пусків та аварійні ситуації.

Основною особливістю РДТП, що відрізняє його від усіх інших двигунів, є те, що паливо перебуває в твердій фазі та розміщується безпосередньо в камері згоряння у вигляді спеціального заряду.

Незважаючи на велике різноманіття, зумовлене цільовим призначенням, усі РДТП мають загальні конструктивні елементи. Основними елементами є: заряд твердого палива, корпус (обичайка) з теплоізоляцією, переднє й заднє (соплове) денця, сопловий блок (сопло та змінний вкладиш), запалювач. Обичайка, герметично з'єднана з сопловим і переднім денцями, утворює камеру згоряння (КЗ). Допоміжних елементів (решітки, заглушки, переднього упору та ін.) у деяких конструкціях може не бути.

За способом установаження паливного заряду в КЗ двигуни поділяють на два класи: зі вставним й жорстко закріпленим зарядами. Спосіб установаження заряду зумовлює особливості конструкції двигуна, наявність тих чи інших допоміжних елементів.

РДТП можуть бути однорежимними й дворежимними, однокамерними й двокамерними.

Суттєво різняться й форми та конструкція паливних зарядів, що, своєю чергою, впливає на загальну конструкцію двигуна.

Наведена в начальному посібнику методика проектування дає змогу розрахувати основні параметри однорежимного РДТП і сконструювати його в першому наближенні. Вихідними даними є основні параметри ракети класу повітря – повітря, повітря – поверхня або поверхня – повітря.

1 ВИХІДНІ ДАНІ ДЛЯ ПРОЕКТУВАННЯ ОДНОРЕЖИМНОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА ТВЕРДОГО ПАЛИВА

Попередньо потрібно вказати такі параметри ЛА, для якого проектується двигунна установка (ДУ):

- 1) клас і призначення ЛА;
- 2) аеродинамічна схема, загальний вигляд і компоновальна схема ЛА;
- 3) час роботи двигуна $t_{\partial\epsilon}$ і тип паливного заряду (якщо це відомо);
- 4) льотно-технічні характеристики ЛА: максимальна дальність D , км; висота H , км; швидкість V_{max} , м/с; число Маха M_{max} польоту;
- 5) стартова маса m_0 , кг;
- 6) геометричні характеристики: довжина корпусу ℓ_{ϕ} , м, діаметр корпусу d_{ϕ} , м;
- 7) висота пуску ДУ $H_{пус}$, км (за відсутності конкретних даних для проєктованого ЛА можна використовувати статистичний діапазон висот пуску ЛА класів повітря – повітря й повітря – поверхня, що становить 3...7 км);
- 8) швидкість носія в момент пуску ДУ V_H , м/с (можна використовувати дані статистики – 150...200 м/с).

2 ПОБУДОВА ПРОФІЛЮ ШВИДКОСТІ ЛА НА АКТИВНІЙ ДІЛЯНЦІ ТРАЄКТОРІЇ

Визначення збільшення швидкості, яке необхідно забезпечити за час роботи:

- для ЛА класу повітря – повітря й повітря – поверхня

$$\Delta V = V_{max} - V_H; \quad (2.1)$$

- для ЛА класу поверхня – повітря

$$\Delta V = V_{max}. \quad (2.2)$$

Попередньо призначаємо час роботи РДТП. У таблиці 2.1 [1] наведено відповідні діапазони для ЛА різних класів.

Розраховуємо прискорення ЛА за формулою

$$\dot{V} = \frac{\Delta V}{t}. \quad (2.3)$$

Таблиця 2.1 – Час роботи двигуна t

Клас літального апарата	t, c
Повітря – повітря, поверхня – повітря	5...30
Повітря – поверхня	20...40

Отримане значення має відповідати діапазону прискорень, що є характерним для розглядуваного класу ЛА (таблиця 2.2 [1]).

Таблиця 2.2 – Прискорення ЛА \dot{V}

Клас літального апарата	$\dot{V}, m/c^2$
Повітря – повітря, поверхня – повітря	10...100
Повітря – поверхня	3...10

Далі будемо профіль швидкості ЛА на активній ділянці траєкторії (рисунки 2.1, 2.2).

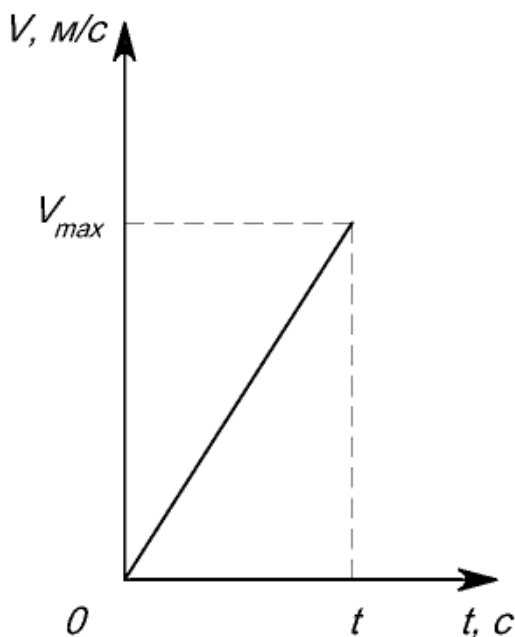


Рисунок 2.1 – Профіль швидкості ЛА класу поверхня – повітря

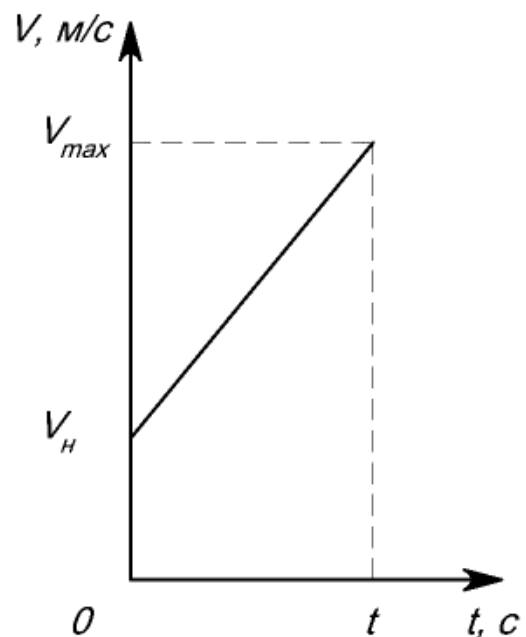


Рисунок 2.2 – Профіль швидкості ЛА класу повітря – повітря

3 ВИБІР НОМІНАЛЬНОГО ТИСКУ В КАМЕРІ ЗГОРЯННЯ

За відсутності конкретних даних на початкових стадіях проектування номінальний тиск у КЗ РДТП можна призначати, керуючись статистичними даними про середні значення тиску в двигунах такого діаметра (таблиця 3.1) [1].

Таблиця 3.1 – Значення номінального тиску в камері згоряння P_{K_0}

Діаметр камери згоряння $d_{вн.КЗ}$, м	Тиск P_{K_0} , МПа
0,15...0,25	8...15
0,3...0,5	5...7
0,5...1,0	3...5

Для цього необхідно попередньо визначити внутрішній діаметр КЗ проектованого РДТП:

$$d_{вн.КЗ} = d_{ф} - 2\delta_{об} - 2\delta_{ТЗП}, \quad (3.1)$$

де $\delta_{об}$ – товщина обшивки; $\delta_{ТЗП}$ – товщина теплозахисного покриття (ТЗП).

Використовувати вираз (3.1) у наведеному вигляді допускається у випадку, якщо обшивка фюзеляжу ракети одночасно є обшивкою КЗ, що досить поширено в однорежимних РДТП ракет класів повітря – повітря, повітря – поверхня та поверхня – повітря.

На початкових етапах проектування допустимо прийняти, що $\delta_{об} \approx \delta_{ТЗП} \approx 2$ мм.

4 ВИБІР ТИПУ ПАЛИВНОГО ЗАРЯДУ Й ПАЛИВА

Призначаємо тип паливного заряду. Для оптимального проектування РДТП рекомендується розглянути декілька варіантів паливних шашок.

За таблицями 4.1–4.3 вибираємо відносну товщину склепіння $\bar{\epsilon}$ заряду. Відносна товщина склепіння – це відношення товщини шару палива, що згоряє, до діаметра паливного заряду. Для трубчасто-щілинного та телескопічного паливних зарядів її значення наведено в таблиці 4.1, для зіркоподібного – у таблиці 4.2, для багатощашкового – у таблиці 4.3.

Таблиця 4.1 – Характеристики склепіння трубчастого, трубчато-щілинного й телескопічного зарядів

Параметри перерізу	Вид заряду		
	Трубчастий	Трубчато-щілинний	Телескопічний
$\Delta = \frac{F_{пер.ПЗ}}{F_{пер.КЗ}}$	0,82	0,88	0,78
$\bar{e} = \frac{e}{d_{ПЗ}}$	0,19	0,36	0,18

Таблиця 4.2 – Характеристики склепіння зіркоподібного заряду

Параметри перерізу	Відносна довжина склепіння					
	1,0			1,1		
	Кількість променів зірки					
	6	7	8	6	7	8
$\Delta = \frac{F_{пер.ПЗ}}{F_{пер.КЗ}}$	0,824	0,755	0,666	0,865	0,796	0,757
$\bar{e} = \frac{e}{d_{ПЗ}}$	0,150	0,142	0,125	0,206	0,190	0,180

Таблиця 4.3 – Характеристики склепіння багатощашкового заряду

Параметри перерізу	Кількість шашек				
	$n = 3$	$n = 4$	$n = 7$	$n = 13$	$n = 19$
$\Delta = \frac{F_{пер.ПЗ}}{F_{пер.КЗ}}$	0,452	0,541	0,712	0,460	0,685
$\bar{e} = \frac{e}{d_{ПЗ}}$	0,09	0,084	0,1185	0,044	0,0625

Розраховуємо наявну товщину склепіння e заряду й потрібну швидкість горіння палива $U_{e.потр}$:

$$e = \bar{e}d_{ПЗ};$$

$$U_{з.помп} = \frac{e}{t_{дв}}.$$

4.1 Основні переваги й недоліки твердих палив

Переваги твердих ракетних палив:

1 Потребується відносно нескладна конструкція корпусу РДТП і немає необхідності контролювати якість палива у двигуні під час зберігання та перед пуском ЛА, що створює умови для постійної готовності до використання.

2 Тверді палива мають більшу густину ρ_m , ніж рідкі, унаслідок чого силова установка ЛА з РДТП є значно меншою за масою та розмірами, ніж силова установка з РРД аналогічної потужності.

3 Для виготовлення твердих ракетних палив можуть застосовуватися простіші й дешевші матеріали порівняно з високовартісними компонентами рідких ракетних палив.

4 Сучасні технології дають змогу виготовляти паливні заряди у великому діапазоні габаритних розмірів: від зовсім мініатюрних до зарядів діаметром 6 м і завдовжки 35 м.

Недоліки твердих ракетних палив:

1 Тверді ракетні палива мають величину питомого імпульсу тяги J_y , на 10...20 % меншу, ніж рідкі палива.

2 Складність забезпечення рівномірного розподілу компонентів і присадок у складі палива по всьому заряду.

3 Значна залежність швидкості горіння твердих палив від температури паливного заряду, що впливає на льотні характеристики ЛА з РДТП. Для забезпечення стабільності енергетичних характеристик ракетних двигунів, що працюють на твердому паливі, деякі ЛА поміщають в транспортно-пусковий контейнер, де підтримується необхідна температура.

Вимоги до твердих ракетних палив:

Тверді ракетні палива мають відповідати таким вимогам:

- високі енергетичні якості, тобто великі значення питомого імпульсу тяги J_y і густини палива ρ_m , що забезпечує необхідні льотні характеристики ЛА при меншій масі;

- стійке горіння паливних зарядів при низьких значеннях тиску в камері згорання P_k , що дає змогу одержувати невеликий залишок незгорілого палива;

– незначна залежність швидкості горіння палива від його початкової температури, що сприяє забезпеченню стабільності льотних характеристик ЛА;

– хімічна стабільність твердого ракетного палива в різних температурних умовах довготривалого зберігання паливних зарядів і РДТП, заправлених паливом;

– задовільні механічні характеристики твердих ракетних палив, що забезпечують потрібну міцність і жорсткість паливних зарядів, на які впливають значні навантаження під час транспортування ЛА на носії, під час безпосередньо польоту ЛА й особливо під час різкого збільшення тиску в камері згорання в момент займання;

– відносно проста технологія виготовлення й невисока собівартість паливних зарядів, завдяки чому можливе масове виробництво, особливо на потребу армії;

– помірні температури горіння палив при не дуже високих значеннях тиску P_k , що дає змогу використовувати тонші корпуси РДТП, виготовлені з дешевших матеріалів або за дешевшою технологією.

Окрім зазначених основних вимог окремі паливні заряди мають задовольняти деяким специфічним вимогам, що пов'язані з особливостями конкретних ЛА

4.1.1 Основні компоненти й присадки ТРП

Сучасні ТРП підрозділяють в основному на дві групи: баліститні й сумішеві.

Баліститні ТРП

Баліститне тверде паливо є двокомпонентним і складається з пального (нітроцелюлози) та окиснювача (розчинника нітроцелюлози).

Нітроцелюлоза – це продукт оброблення целюлози азотною кислотою з додаванням сірчаної кислоти для видалення вологи. Унаслідок желатинізації нітроцелюлози окиснювачами (нітрогліцирином, нітрогліколем та іншими речовинами) утворюється колоїдна маса, з якої методом пресування під високим тиском через матриці видавлюються паливні заряди (паливні шашки) з поперечним перерізом різноманітних форм.

У звичайних атмосферних умовах баліститні ТРП є безпечними щодо займання й вибуху від детонації. Ці якості забезпечуються відповідними присадками незначної кількості різноманітних речовин. Тільки при тривалому зберіганні й хімічному розкладанні в окремих випадках паливні шашки можуть вибухати при ударах або нагріванні.

Виготовлені паливні заряди піддаються зовнішньому контролю й визначенню однорідності внутрішньої маси шляхом порівняння за густиною з контрольним зразком, виготовленим з тієї ж партії палива. Великі балісти-

тні паливні шашки можуть проходити рентгенівський контроль для виявлення внутрішніх порожнин, раковин або тріщин.

Основні присадки баліститних палив

Для покращання фізико-хімічних та енергетичних якостей баліститних палив під час їх виготовлення додаються такі присадки:

1 Стабілізатори хімічної стійкості, що запобігають розкладанню та вибуху паливних зарядів під час виготовлення й зберігання. Як стабілізатор в основному використовується централіт (діетилдифенілсечовина).

2 Пластифікатори (мінеральні масла, віск, вазелін та ін.), які підвищують пластичність паливної маси й зменшують крихкість зарядів.

3 Барвники в чорний колір (газова сажа, графіт та ін.), які застосовуються для зменшення теплопередачі від поверхні, що горить, у глибину маси палива.

4 Каталізатори й стабілізатори горіння ТРП. Уміст каталізаторів (прискорювачів горіння) становить від 0,5 до 1,5 %. До таких присадок належать окис магнію MgO , окис свинцю PbO , двоокис заліза Fe_2O_3 та ін. Ці присадки можуть збільшити швидкість горіння u в 1,5–2 рази порівняно з нормальною, тобто властивою певному паливу.

Присадки-уповільнювачі горіння (флегматизатори). При їх умісті 1,0...2,0 % швидкість горіння зазвичай зменшується в 1,5–2 рази. Як флегматизатори використовуються органічні смоли: бітуми, каніфоль, шерлак, бакеліт та інші речовини.

Присадки-стабілізатори горіння використовують з метою запобігання виникненню детонаційного горіння. Для цього зазвичай використовуються $CaCO_3$, TiO_2 та інші речовини. Уміст присадок у баліститних паливах є відносно невеликим, як це видно з даних, наведених у таблицях 4.4, 4.5 [2, 3].

Таблиця 4.4 — Склад типових баліститних ТРП

Найменування компонентів палива	Уміст, %
Нітроцелюлоза	54...60
Розчинники-пластифікатори (нітрогліцерин або нітрогліколь)	25...43
Додаткові розчинники та речовини, що регулюють енергетичні властивості палива	8...11
Стабілізатори хімічної стійкості	1...5
Технологічні добавки	до 2,0
Каталізатори й стабілізатори горіння	до 5,0

Таблиця 4.5 – Склад деяких баліститних ТРП

Найменування компонентів	Марка палива				
	JPN	M-13	MK-18	H	HM-2
	Уміст компонентів, %				
Нітроцелюлоза	51,5	57,3	53,6	57,0	54,0
Розчинники:					
– нітрогліцерин	43	40	43	28	27
– динітротолуол	–	–	–	11	15
Стабілізатори (централіт)	1,0	1,0	0,75	3,0	
Каталізатор горіння (сульфат калію)	1,2	1,5	0,82	–	–
Пластифікатори (віск, вазелін)	0,06			1,0	2,0
Флегматизатор (окис магнію)	–	–	–	–	2,0
Барвник (сажа)	0,22	0,05	0,22	–	–
Поглинач вологи (діетилфталат)	3,0	–	1,18	–	–

Бронювання баліститних паливних зарядів

Для забезпечення розрахункової площі поверхні горіння паливних зарядів $S_{гор}$ негорючою речовиною покриваються ті поверхні, які не повинні горіти. Зазвичай це торцеві поверхні вставних паливних шашок, зовнішні поверхні паливних зарядів з внутрішнім горінням та ін.

Як речовини, що бронюють, можуть використовуватися негорючі пластмаси, ацетатцелюлоза, етилцелюлоза та інші речовини, які наносяться на паливний заряд тонким шаром завтовшки від 0,3 до 3–4 мм.

Сумішеві ТРП

Сумішеві ракетні палива є механічною сумішшю неорганічних окиснювачів та органічних паливних з різними технологічними й енергетичними присадками.

Основні окиснювачі сумішевих палив

Окиснювачі сумішевих палив – це зазвичай порошкоподібні або кристалічні солі азотної або хлорної кислоти. Як окиснювачі можуть застосовуватися нітрати калію KNO_3 та амонію NH_4NO_3 , перхлорати калію $KClO_4$ та амонію NH_4ClO_4 . Найбільше використовується NH_4ClO_4 , що має задовільні експлуатаційні й високі енергетичні якості. Паливо з перхлоратом калію є більш гігроскопічним і забезпечує питомий імпульс тяги J_y , менший, ніж NH_4ClO_4 .

Нітрат калію, хоча і є дуже дешевим, але забезпечує нижчі енергетичні якості палив. Сумішеві палива з KNO_3 заливають у камери згоряння або використовують у вигляді невеликих паливних шашок у малогабаритних РДТП.

Пальне сумішевих палив

Пальне сумішевих палив зазвичай виконує й функцію зв'язуючого та має здатність тверднути внаслідок полімеризації. Основними пальними можуть бути смоли, каучуки, полімери, похідні целюлози та інші речовини:

- група смол — бітуми, асфальти, епоксиди й ін.;
- група каучуків — полісульфіди (тіоколи), карбоксилатні та поліуретанові каучуки;
- група полімерів — спіроль, бутілметакрилат та ін.;
- група похідних целюлози — нітроцелюлоза, ацетатцелюлоза тощо.

Присадки сумішевих палив

Окрім пальних та окиснювачів до складу сумішевих палив додають пластифікатори, що покращують формування паливних зарядів і полегшують процес їх заливання в камери згоряння РДТП. Як пластифікатори використовуються мінеральні масла (якщо пальне – смола), різні смоли (якщо пальне – каучук) та інші речовини [4, 5].

Енергетичні присадки підвищують питомий імпульс тяги J_y внаслідок збільшення температури горіння T_g і густини палива. Енергетичними присадками можуть бути порошки різних металів (магнію, алюмінію, берилію, бору, літію тощо), але найчастіше використовують порошки алюмінію (див. таблицю 4.6).

Присадки-прискорювачі горіння – окиси магнію MgO , свинцю PbO , двоокиси заліза Fe_2O_3 та ін. Присадки-уповільнювачі горіння (флегматизатори) – каніфоль, ебоніт, шерлак та ін.

Присадки-уповільнювачі та присадки-прискорювачі горіння можуть змінювати швидкість горіння палива в 1,5–2 рази.

Бронювання сумішевих паливних зарядів

Окремі сумішеві паливні заряди мають броньовані поверхні, на яких не передбачено горіння. Як матеріали, що бронюють, використовують речовини, що не горять: етилцелюлозу, ацетатцелюлозу та деякі пластмаси. Бронювання наноситься тонким шаром, товщина якого залежить від тривалості горіння паливного заряду, $\delta_{бр} = 0,5 \dots 3,0$ мм [6, 7].

4.1.2 Основні властивості твердих ракетних палив

Для кожного типу літальних апаратів з РДТП підбирають палива з найбільш прийнятними характеристиками: питомим імпульсом тяги J_y , густиною ρ_m , швидкістю горіння u , параметрами газу T_e , P_k . Потрібні характеристики зумовлені режимом польоту ЛА, який має забезпечити проєктований РДТП, і залежать від складу палива. Отримати ТРП з різними характеристиками можна, змінюючи його склад не тільки якісно, але й кількісно. Приклади типових складів сумішевих ТРП наведено в таблиці 4.6.

Таблиця 4.6 – Приклади складу сумішевих твердих палив [8, 9]

Найменування компонентів	Марка палива						
	ALT-161	Тіокольне		ELA	Поліуретанове		AP
		1	2		1	2	
	Склад компонентів, %						
Перхлорат калію	76	—	60	—	—	—	—
Перхлорат амонію	—	75	—	45	60	—	80
Нітрат калію	—	—	—	45	—	—	—
Нітрат амонію	—	—	—	—	—	60	—
Бітуми	17	—	—	—	—	—	1
Нафтові масла	7	—	—	—	—	—	—
Тіоколи	—	25	38,5	—	25	—	1
Алюміній (порошок)	—	—	—	—	15	—	—
Синтетичні смоли	—	—	—	10	—	40	4
Каталізатори	—	—	1,5	—	—	—	—

4.1.3 Переваги й недоліки баліститних і сумішевих палив

Переваги баліститних палив:

1 Простота виготовлення й невисока вартість паливних зарядів дають змогу використовувати їх у РДТП невеликих ЛА.

2 Завдяки не дуже високій температурі горіння (без порошоків алюмінію) у конструкціях РДТП можна використовувати дешеві конструкційні матеріали.

3 Нескладний візуальний контроль якості паливних шашок перед установленням їх у РДТП забезпечує високу надійність і безпечність пуску ДУ.

4 Завдяки достатньо високим показникам міцності та жорсткості паливні заряди сприймають значні навантаження без руйнування.

Недоліки баліститних палив:

1 Відносно мала величина питомого імпульсу тяги J_y , а з додаванням порошоків металів значно зростає температура горіння.

2 Коефіцієнт заповнення камери згоряння паливними шашками зазвичай значно менший, ніж коефіцієнт заповнення заливним сумішевим паливом.

3 Під час горіння паливних зарядів камера згоряння омивається горячими газами, і для запобігання її перегріванню встановлюється ізоляція та збільшується товщина корпусу РДТП.

4 Для стійкого горіння баліститних палив зазвичай потребується високий тиск $P_{кз}$, унаслідок чого утворюється значний залишок незгорілого палива.

5 При низьких температурах збільшується крихкість деяких баліститних палив, що може призвести до руйнування паливних зарядів під дією невеликих навантажень.

6 Практично неможливо виготовити великі баліститні паливні заряди (діаметром понад 1 м) через труднощі отримання однорідної маси.

Переваги сумішевих палив:

1 Сумішеві палива мають більші питомий імпульс тяги J_y і густину ρ_m , ніж баліститні.

2 Сумішеві палива можуть заливатися в камеру згоряння й склеюватися з її внутрішньою поверхнею, що виключає необхідність застосування опорної решітки, дає змогу збільшити коефіцієнт заповнення камери паливом і зменшити масу корпусу РДТП.

3 Заливний паливний заряд може тривалий час зберігатися в РДТП, що забезпечує високу готовність літального апарата до пуску.

4 Сумішеві палива на основі перхлорату амонію мають відносно низький мінімальний тиск стійкого горіння $P_{к.min}$, а це сприяє зменшенню залишку незгорілого палива.

5 Зазвичай сумішеві палива мають меншу залежність швидкості горіння від температури, ніж баліститні, що забезпечує більш стабільні характеристики ДУ та ЛА.

Недоліки сумішевих палив:

1 Складність контролю якості палива, залитого в камеру згорання, через що ускладнюється визначення надійності роботи РДТП.

2 Відносно низькі механічні характеристики окремих сумішевих палив, унаслідок чого обмежуються допустимі величини перевантажень, що діють на літальний апарат.

3 Більша, ніж у випадку застосування баліститних палив, трудомісткість технологічного процесу при забезпеченні однорідності речовини паливного заряду.

4 Висока вартість окремих компонентів сумішевих палив, унаслідок чого обмежується застосування паливних зарядів великої маси m_m .

Незважаючи на зазначені недоліки, сумішеві палива в теперішній час широко застосовуються як в РДТП великих ЛА, так і в малогабаритних двигунах.

У таблицях 4.7 і 4.8 наведено характеристики навчальних марок сумішевих (СП) и двохосновних (ДП) твердих палив. Паливо вибираємо відповідно до визначеної потрібної швидкості горіння.

Наведені в таблицях 4.7 і 4.8 характеристики палив для РДТП відповідають стандартним умовам горіння: тиск у КЗ $P_{K30} = 7$ МПа, початкова температура паливного заряду $T_{30} = 293$ К, тиск на зрізі сопла $P_{a0} = 0,1$ МПа.

Процеси горіння в твердих ракетних паливах суттєво залежать від початкової температури паливного заряду й тиску в КЗ. Через те, що реальні умови експлуатації проектного РДТП найчастіше значно відрізняються від стандартних, необхідно уточнити кілька характеристик твердого палива з урахуванням дійсних значень тиску в КЗ і на зрізі сопла й початкової температури заряду (температури навколишнього середовища). Тиск у камері згорання залежить від температури:

$$P_{K3} = P_{K30} e^{\frac{m+D}{1-\nu}(T_{\phi}-T_{30})}, \quad (4.1)$$

де P_{K30} — тиск у камері згорання (неуточнене значення), МПа; T_{30} — нормальна температура паливного заряду, К; m — відносний температурний коефіцієнт, 1/К; D — коефіцієнт температурної чутливості швидкості горіння, 1/К. Значення коефіцієнтів m і D наведено в таблиці 4.9.

Температуру горіння T_{K3} палива в камері згорання залежно від тиску P_{K3} визначаємо за формулою

$$T_{K3} = T_{e.п} + 10,98(P_{K3} - 3,9), \quad (4.2)$$

где $T_{e.п}$ — стандартна температура горіння палива.

Таблиця 4.7 – Характеристики сумішевих палив

Марка палива	ρ_p , г/см ³	J_0 , м/с	$T_{з.п.}$, К	k	P_{min} , МПа	ν	β	u_0 , мм/с	β_t , 1/град
СП-1	1,65	2392	2781	1,25	1,4	0,30	4,31	7,73	0,0025
СП-2	1,73	2312	2888	1,25	1,4	0,19	12,62	18,3	0,0040
СП-3	1,74	2590	3170	1,24	1,4	0,26	6,29	10,4	0,0036
СП-4	1,53	2669	2490	1,24	1,4	0,40	9,87	21,5	0,0033
СП-5	1,75	2325	2821	1,25	1,37	0,40	4,22	9,20	0,0025
СП-6	1,77	1850	1750	1,27	2,0	0,70	10,24	40,0	0,0020
СП-7	1,74	1950	2240	1,25	1,5	0,60	10,89	35,0	0,0024
СП-8	1,77	2000	2020	1,25	1,5	0,62	7,78	26,0	0,0023
СП-9	1,55	2871	3650	1,24	0,1	0,15	149,3	200,0	0,0020
СП-10	1,75	2000	2673	1,25	1,4	0,40	5,97	13,0	0,0022
СП-11	1,70	2500	3140	1,24	0,1	0,24	7,34	11,7	0,0035
СП-12	1,68	2380	2860	1,24	0,1	0,45	5,11	5,63	0,0034
СП-13	1,70	2360	2780	1,24	1,4	0,20	8,67	12,8	0,0034
СП-14	1,52	1710	2130	1,27	0,1	0,50	8,13	21,5	0,0020
СП-15	1,55	1750	1673	1,27	0,7	0,40	1,38	8,0	0,0025
СП-16	1,84	1780	1320	1,27	2,8	0,74	4,15	17,5	0,0025
СП-17	1,80	2000	2660	1,24	1,5	0,60	0,16	0,5	0,0030
СП-18	1,20	700	2540	1,27	1,05	0,50	0,943	2,5	0,0020
СП-19	1,72	2540	3520	1,26	1,2	0,40	2,75	6,0	0,0013
СП-20	1,70	2500	3500	1,25	1,3	0,75	2,72	11,7	0,0014

(Характеристики навчальної марки СП-18 відповідають реальному паливу марки "чорний порох".)

Таблиця 4.8 – Характеристики двохосновних палив

Марка палива	$\rho_{п}$, г/см ³	J_0 , м/с	$T_{г.п}$, К	k	P_{min} , МПа	ν	β	u_0 , мм/с	β_t , 1/град
ДП-1	1,60	2217	2371	1,24	3,9	0,60	2,82	9,06	0,0150
ДП-2	1,58	2480	3163	1,17	3,0	0,75	3,21	13,8	0,0040
ДП-3	1,62	2481	3065	1,21	1,9	0,69	4,38	16,8	0,0040
ДП-4	1,60	2300	3160	1,17	2,0	0,71	4,27	17,0	0,0043
ДП-5	1,64	2200	2535	1,22	1,8	0,69	2,04	7,8	0,0041
ДП-6	1,65	1800	2340	1,22	4,0	0,70	1,92	7,5	0,0038
ДП-7	1,64	1600	3030	1,22	2,3	0,70	1,84	7,2	0,0040
ДП-8	1,62	2100	2160	1,21	2,0	0,72	4,56	18,5	0,0042
ДП-9	1,68	2433	3068	1,18	3,0	0,60	0,89	2,86	0,0041
ДП-10	1,60	2000	2250	1,25	2,4	0,60	2,74	8,8	0,0040

Таблиця 4.9 – Значення коефіцієнтів m та D для різних типів палив

Тип палива	m	D
ДП	0,0002	0,0038...0,005
СП	0,0002	0,002...0,003

Під час розрахунків припускають, що заряди твердого палива, які використовуються в РДТП, горять паралельними шарами. Фронт горіння в будь-який момент часу є паралельним своєму початковому положенню. Таким чином, керуючись цим припущенням, можна заздалегідь розрахувати зміну поверхні горіння з часом за елементарними геометричними залежностями. Важливою характеристикою робочого процесу РДТП є лінійна швидкість горіння палива, тобто швидкість переміщення поверхні горіння вглиб заряду, що визначається природою палива, співвідношенням його

компонентів і суттєво залежить від тиску P_{K3} у камері згоряння й початкової температури заряду T_{ϕ} :

$$u_e = u_P(P_{K3})u_t(T_{\phi}). \quad (4.3)$$

Залежність швидкості горіння від тиску в камері згоряння визначається дослідним шляхом і виражається емпіричними формулами

$$u_P(P_{K3}) = \beta P_{K3}^{\nu}, \quad (4.4)$$

$$u_P(P_{K3}) = \alpha + \beta P_{K3}. \quad (4.5)$$

Степеневу залежність (4.4) зазвичай використовують при $P_K = 2...15$ МПа, а при більшому тиску – лінійну (4.5).

Швидкість горіння більшості твердих палив значною мірою залежить від початкової температури заряду T_{ϕ} . Для розрахунків зазвичай застосовують емпіричну залежність

$$u_t(T_{\phi}) = 1 + \beta_t(T_{\phi} - T_{30}), \quad (4.6)$$

де β_t – температурний градієнт швидкості горіння, 1/К.

Після уточнення швидкості горіння твердого палива необхідно скоригувати час роботи двигуна:

$$t_{\partial s}^* = \frac{e}{u_e}. \quad (4.7)$$

5 РОЗРАХУНОК ПИТОМОГО ІМПУЛЬСУ ТЯГИ

Основними параметрами РДТП є тяга та питомий імпульс тяги. Тяга ракетного двигуна – це рівнодійна всіх сил, що діють на двигун. Сили, що діють на РДТТ: внутрішні сили, що зумовлені внутрішньокамерними процесами, і тиск незбуреного зовнішнього середовища.

Питомим імпульсом ракетного двигуна називають відношення тяги до секундної масової витрати палива.

Питомий імпульс тяги є найбільш загальною характеристикою енергетичних властивостей двигуна.

Стандартний питомий імпульс тяги J_0 є характеристикою енергетичних можливостей палива. Як стандартний беруть теоретичний питомий імпульс тяги за умов рівноважного витікання продуктів згоряння, при тиску в камері згоряння $P_{K30} = 7$ МПа й тиску на зрізі сопла $P_{a0} = 0,1$ МПа. Крім того, припускають, що сопло працює на розрахунковому режимі.

Значення питомого імпульсу тяги для різних палив отримують під час термодинамічних розрахунків. Для визначення розрахункової величини питомого імпульсу двигуна може бути використана наближена залежність

$$J_y = \eta J_0 + 190 + 73P_{K3} - 2,82P_{K3}^2 - 6723P_a + 23530P_a^2, \quad (5.1)$$

де η — коефіцієнт, що враховує втрати в камері згоряння ($\eta = 0,95 \dots 0,96$); P_a — тиск на зрізі сопла, МПа; P_{K3} — тиск в камері згоряння, МПа.

6 ЕРОЗІЙНЕ ГОРІННЯ ТВЕРДИХ РАКЕТНИХ ПАЛИВ

Ерозійним називають такий процес горіння, коли потік газів відносить масу незгорілого палива з РДТП. Зазвичай ерозійне горіння може виникнути на початку роботи двигуна, коли швидкість газу у вузьких каналах паливного заряду набуває значення 400 м/с. Швидкість потоку, при якій розпочинається ерозійне горіння, називається пороговою швидкістю та позначається $V_e = 100 \dots 120$ м/с.

При ерозійному горінні збільшується швидкість горіння паливного заряду, яку можна обчислити за такою формулою:

$$u = u_0 [1 + K_e (V - V_e)], \quad (6.1)$$

де u_0 — швидкість горіння палива без урахування дії швидкісного потоку; V — швидкість потоку газу в розрахунковому перерізі газового каналу (зазвичай на вході до сопла); K_e — ерозійний коефіцієнт, величина якого залежить від V , $K_e = 0,0022 \dots 0,0024$ с/м.

З метою запобігання ерозійному горінню виконують розрахунок прохідних перерізів каналів за граничним значенням критерію Побєдоносцева $\chi_{пр}$:

$$\chi = \frac{F_{гор}}{F_в} \leq \chi_{пр}, \quad (6.2)$$

де $F_{гор}$ — площа поверхні горіння каналу (рисунок 6.1); $F_в$ — площа вільного прохідного перерізу каналу (зазвичай на виході газу з каналу).

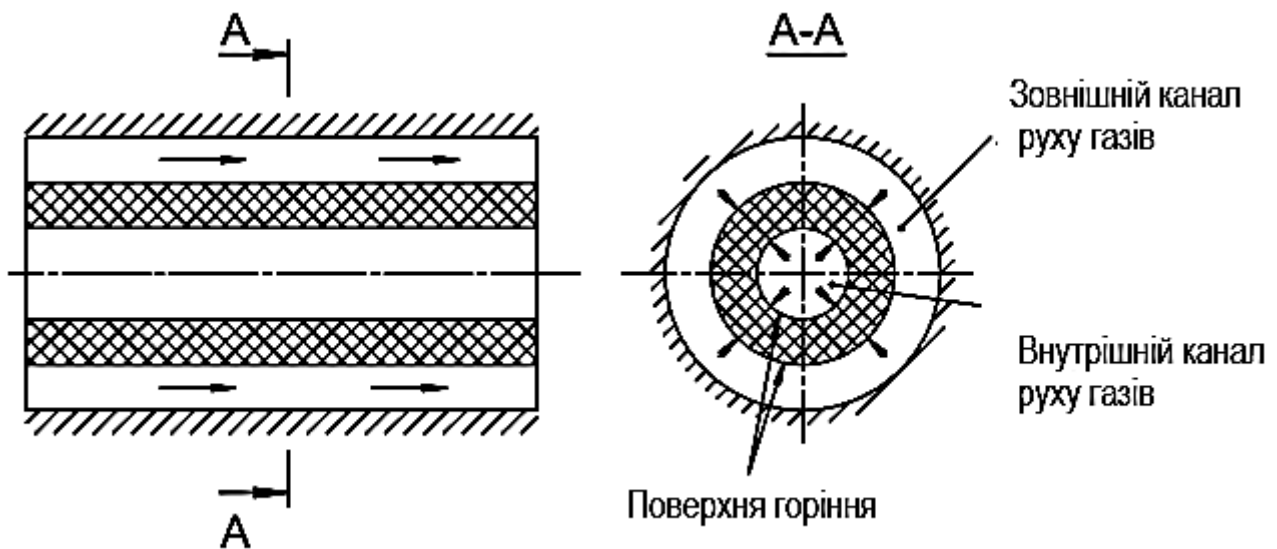


Рисунок 6.1 — Схема горіння паливного заряду

Критерій Победоносцева χ можна розраховувати для різних палив або використати наближені значення: для баліститних палив $\chi = 80...100$, для сумішевих — $\chi = 100...160$.

За допомогою критерію Победоносцева χ контролюють швидкість руху газів усередині каналу таким чином, щоб вона не перевищувала порогової: $V_{газ} < V_{газ.порог}$, коли розвивається ерозійне горіння палива в каналі, унаслідок чого можливими є різке підвищення тиску в камері та вибух. Критерій Победоносцева залежить від виду палива (ДП або СП) і від тиску в камері.

Для ДП при тиску в камері $P_{кз} < 8$ МПа можна взяти $\chi = 80...100$. Для $P_{кз} > 8$ МПа χ визначається за таблицями 6.1 і 6.2. На рисунку 6.2 показано графік залежності χ від $P_{кз}$ для сумішевих палив.

Таблиця 6.1 — Значення критерію Победоносцева χ для двохосновних палив

$P_{кз}$, МПа	8	10	12	14
χ	120	146	156	178

Таблиця 6.2 — Значення критерію Победоносцева χ для сумішевих палив

$P_{кз}$, МПа	2	4	6	8	10	12	14
χ	100	130	150	160	170	180	185

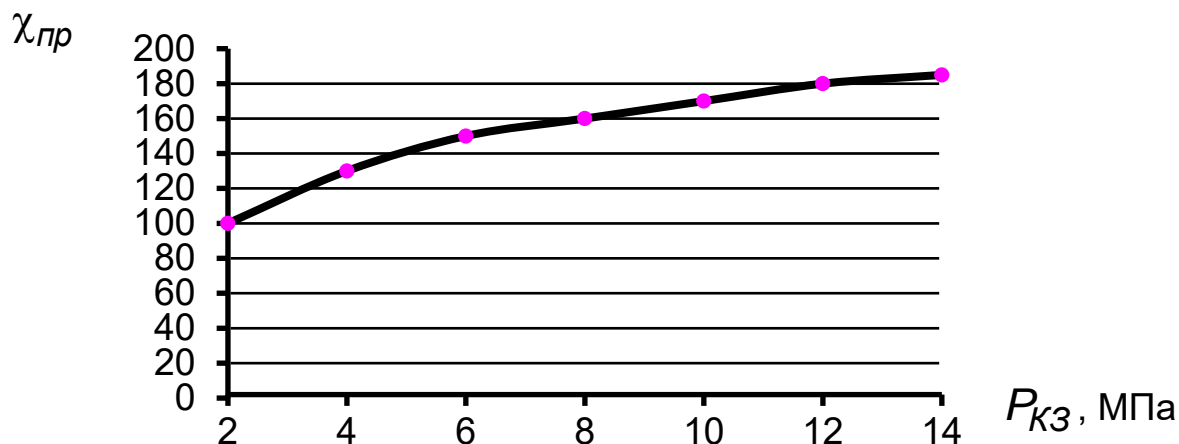


Рисунок 6.2 — Залежність критерію Победоносцева $\chi_{пр}$ від тиску $P_{кз}$ для сумішевих твердих палив

7 ВИЗНАЧЕННЯ ПОТРІБНОГО ЗАПАСУ ПАЛИВА

Визначаємо коефіцієнт потрібного запасу палива за формулою

$$\mu_m = 1 - e^{-\frac{\Delta V k_v}{J_y}}, \quad (7.1)$$

де $k_v = 1, 1 \dots 1, 2$.

Після чого визначаємо потрібну масу палива

$$m_{п} = \mu_m m_0, \quad (7.2)$$

секундну витрату палива

$$\dot{m}_{п} = \frac{m_{п}}{t_{дв}^*}, \quad (7.3)$$

тягу двигуна

$$P = \dot{m}_{п} J_y. \quad (7.4)$$

8 ТЕПЛОЗАХИСНЕ ПОКРИТТЯ

Температури горіння твердого палива є досить великими. Корпуси РДТП, виконані з металу, можуть витримувати такі температури при достатній товщині, а композиційні матеріали (КМ) зазвичай не мають такої здатності. У випадку використання жорсткоскріплених зарядів циліндрична частина корпусу двигуна майже весь час роботи захищена паливом заряду, яке має дуже добрі теплозахисні властивості. В інших випадках, а саме: невелика товщина обичайка для зменшення маси, використання КМ як основного конструкційного матеріалу, застосування вкладних зарядів з дуже великою площею горіння, необхідно захищати циліндричну частину

корпусу від прогорання та усі деталі, що кріпляться до фюзеляжу в межах відсіку силової установки, – від незапланованого нагрівання.

Для розрахунку теплозахисного покриття (ТЗП) обичайки в першому наближенні можна використовувати такі характеристики матеріалу:

- $\rho = 2100 \text{ кг/м}^3$;
- $T_{аб} = 2500 \text{ К}$;
- $\lambda = 0,51 \text{ Вт/м}^2$;
- $c = 1,2 \text{ Дж/кг}$.

Допустима температура нагрівання $t = 200 \text{ }^\circ\text{С}$.

Товщину ТЗП обичайки розраховуємо за формулою

$$\delta_{ТЗО} = 10^{-3} \sqrt{t}. \quad (8.1)$$

Навіть при захищеності обичайки паливом у випадку використання жорсткоскріпленого заряду денця КЗ можуть виявитися незахищеними. Заднє денце весь час роботи двигуна нагрівається струменем продуктів згорання, що витікають, тож може нагріватися значно більше, ніж обичайка або переднє денце. Отже, потребується використання або окремих видів ТЗП, або товщого шару того самого матеріалу.

Для розрахунку теплозахисного покриття денця у першому наближенні можна використовувати такі характеристики матеріалу:

- $\rho = 600 \text{ кг/м}^3$;
- $T_{аб} = 3000 \text{ К}$;
- $\lambda = 16,8 \text{ Вт/м}^2$;
- $c = 0,71 \text{ Дж/кг}$.

Допустима температура нагріву $t = 150 \text{ }^\circ\text{С}$.

Товщину теплозахисту денця розраховуємо за формулою

$$\delta_{mз\partial} = 2 \cdot 10^{-3} \sqrt{t}. \quad (8.2)$$

Матеріал сопла на ділянці біля критичного перерізу перебуває під впливом ще достатньо великих температур газів, що витікають, і найбільшої швидкості їх витікання, що може призводити до віднесення матеріалу ТЗП потоком. Отже, як теплозахист сопла слід використовувати інші, більш стійкі матеріали.

Для розрахунку теплозахисного покриття сопла в першому наближенні можна використовувати такі характеристики матеріалу:

- $\rho = 1750 \text{ кг/м}^3$;
- $T_{аб} = 2150 \text{ К}$;
- $\lambda = 0,55 \text{ Вт/м}^2$;
- $c = 0,24 \text{ Дж/кг}$.

Застосовуємо абляційне ТЗП БКМ-75.
Допустима температура нагріву $t = 250$ °С.

9 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ПАЛИВНОГО ЗАРЯДУ

Для забезпечення заданого профілю швидкості ЛА необхідно спроектувати паливний заряд, що складається з однієї або більше шашок, які мають потрібну масу палива $m_{\text{п}}$, а також час горіння, що відповідає часу роботи двигуна $t_{\text{дв}}^*$. До того ж розміри паливного заряду мають бути узгоджені з розмірами ЛА з урахуванням товщин обичайки та теплозахисного покриття.

Визначаємо потрібну величину площі поверхні горіння за формулою

$$F_{\text{г}} = \frac{m_{\text{п}}}{t_{\text{дв}}^* \rho_{\text{п}} u_{\text{г}}} = \frac{\dot{m}_{\text{п}}}{\rho_{\text{п}} u_{\text{г}}}. \quad (9.1)$$

Уточнюємо внутрішній діаметр КЗ з урахуванням дійсної товщини ТЗП:

$$d_{\text{вн.КЗ}} = d_{\text{ф}} - 2\delta_{\text{об}} - 2\delta_{\text{ТЗП}}. \quad (9.2)$$

Потім розраховуємо геометричні параметри заряду відповідного типу.

9.1 Розрахунок геометрії трубчастої шашки

Трубчаста шашка (одношашковий циліндричний паливний заряд) – це вільно вставлена одноканальна шашка, що горить по внутрішній і зовнішній циліндричних поверхнях (рисунок 9.1). Торці частіше за все бронюють. Заряд і процес його горіння мають такі особливості:

1 Якщо паливну шашку заброньовано з обох торців, то площа поверхні горіння не змінюється з часом.

2 Внутрішня поверхня камери згоряння омивається продуктами згоряння палива, швидкість руху яких може набувати порівняно великих значень, особливо поблизу входу в сопло. У зв'язку з цим камера потребує надійного теплового захисту по всій внутрішній поверхні, унаслідок чого коефіцієнт маси конструкції двигуна виходить більшим.

3 Інколи в одношашкових зарядах спостерігається нестійке горіння, що характеризується різкими коливаннями тиску, що часто призводить до затухання горіння. Відомо декілька способів забезпечення стійкого горіння:

– у внутрішній канал заряду вставляється стрижень з негорючого матеріалу; цей спосіб використовують тільки для зарядів, що виготовляються

з порівняно низькокалорійних палив ($T_{e,п} < 2500$ K), і двигунів з нетривалим часом роботи;

– зовнішня та внутрішня поверхні заряду з'єднуються радіальними отворами, розташованими в шахматному порядку або вздовж гвинтової лінії через 120° ; діаметр отвору рекомендується вибирати рівним 0,4 діаметра каналу; радіальні отвори збільшують початкову площу поверхні горіння шашки (порівняно з шашкою без отворів), потім під час горіння в деякий момент часу вона дорівнює площі поверхні горіння шашки без отворів, а далі стає меншою за неї, тобто циліндрична шашка з радіальними отворами має дегресивну поверхню горіння.

4 Одношашкові заряди дуже погано опираються бічним та осьовим перевантаженням, а також легко руйнуються під дією відцентрових сил.

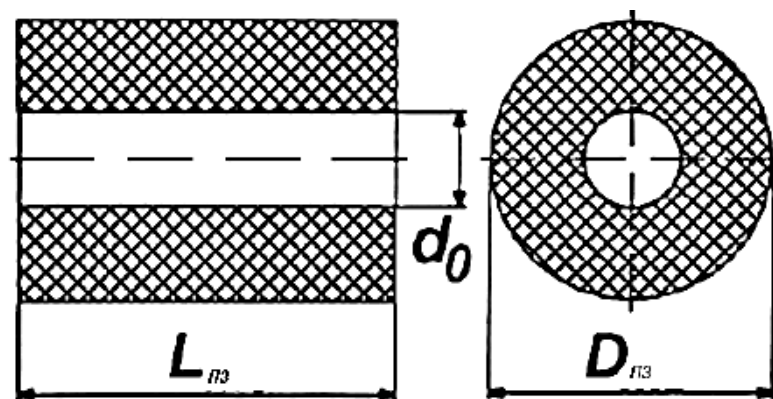


Рисунок 9.1 — Одношашковий трубчастий циліндричний заряд

Розраховують геометричні розміри одношашкового циліндричного заряду з урахуванням рівності швидкостей течії продуктів згорання біля заднього торця у внутрішній і зовнішній порожнинах камери. Цій умові відповідає рівність критеріїв Победоносцева для обох порожнин (внутрішньої та зовнішньої) камери згорання.

Вихідними для розрахунку розмірів паливної шашки є такі залежності:

$$F_z = \pi(d_0 + D_{ПЗ})L_{ПЗ}; \quad (9.3)$$

$$D_{ПЗ} = d_0 + 4u_2t_2; \quad (9.4)$$

$$\chi_{вн} = \frac{4L_{ПЗ}}{d_0}, \quad \chi_{зовн} = \frac{4D_{ПЗ}L_{ПЗ}}{(d_{вн.КЗ}^2 - D_{ПЗ}^2)}; \quad (9.5)$$

$$\chi_{вн} = \chi_{зовн} = \chi_{л},$$

де $\chi_{л}$ — потрібний критерій Победоносцева; $\chi_{вн}$, $\chi_{зовн}$ — критерії Победоносцева для внутрішньої та зовнішньої порожнин шашки; d_0 — діаметр внутрішнього каналу паливної шашки; $d_{вн.КЗ}$ — внутрішній діаметр ка-

мери згоряння.

Величина $\chi_{\text{п}}$ є характеристикою палива: для баліститних палив $\chi_{\text{п}} \approx 100$, для сумішевих — $\chi_{\text{п}} \approx 100 \dots 150$.

Шляхом нескладних перетворень залежностей (9.3)–(9.5) можна отримати формули для безпосереднього розрахунку геометричних розмірів паливної шашки:

– діаметр внутрішнього каналу шашки

$$d_0 = -u_2 t_{\text{дв}}^* + \sqrt{(u_2 t_{\text{дв}}^*)^2 + \frac{2F_e}{\pi\chi}}; \quad (9.6)$$

– зовнішній діаметр шашки

$$D_{\text{ПЗ}} = d_0 + 2e = d_0 + 4u_2 t_{\text{дв}}^*; \quad (9.7)$$

– довжина паливної шашки

$$L_{\text{ПЗ}} = 0,25d_0\chi_{\text{п}}; \quad (9.8)$$

Тоді внутрішній діаметр камери згоряння визначається так

$$d_{\text{вн.КЗ}} = \sqrt{d_{\text{ПЗ}}(d_{\text{ПЗ}} + d_0)}. \quad (9.9)$$

9.2 Розрахунок геометрії телескопічного заряду

Розглянемо особливості телескопічного заряду та його горіння (рисунок 9.2).

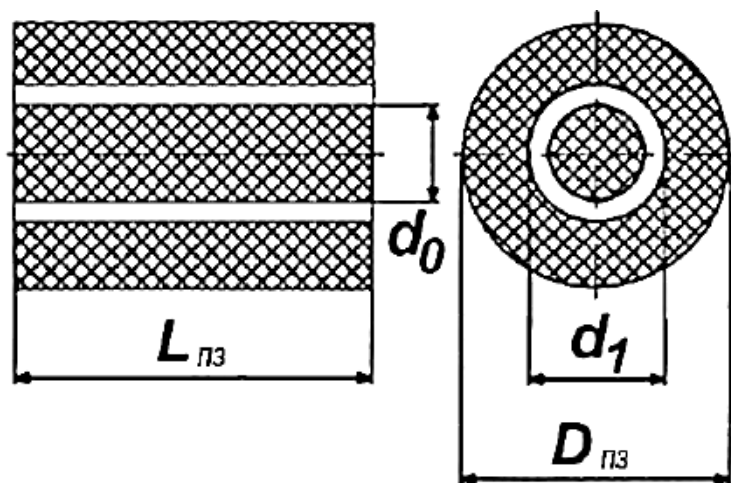


Рисунок 9.2 – Телескопічний заряд

1 Якщо зовнішня та внутрішня шашки телескопічного заряду мають однакову довжину, а поверхні їх торців розташовані в площинах, перпендикулярних до осі заряду, то закон змінення площі поверхні горіння буде нейтральним при броньованих торцях і дегресивним при неброньованих.

2 Якщо зовнішня шашка є коротшою за внутрішню, то в процесі горіння заряду його поверхня буде зменшуватися, і, навпаки, якщо внутрішня поверхня шашки є коротшою за зовнішню, то заряд буде горіти прогресивно.

3 Внутрішній діаметр камери згоряння РДТП з телескопічним зарядом завжди більше чотирьох товщин склепіння.

4 Внутрішня поверхня камери згоряння термоізолюється паливом порожнистої зовнішньої шашки протягом усього часу роботи двигуна.

З метою захисту від механічних пошкоджень і для покращання внутрішньокамерних процесів внутрішня шашка зазвичай закріплюється в камері. Існує декілька способів закріплення шашки:

а) центральну шашку можна скріплювати з порожнистою шашкою за допомогою сухарів, виготовлених з твердого палива; зазвичай такі сухарі приклеюють до шашок;

б) у деяких випадках внутрішня шашка виготовляється із зовнішніми виступами;

в) внутрішня шашка кріпиться за допомогою центрального стрижня, який доцільно виготовляти зі спеціальної пластмаси з низькою теплопровідністю;

г) у деяких випадках з метою зменшення маси конструкції РДТП центральна шашка з броньованими торцями кріпиться до переднього та заднього донець за допомогою коротких трубчастих кронштейнів, передній з яких може бути використаний як корпус запалювача.

Для розрахунку геометрії телескопічного заряду з броньованими торцями використовують такі співвідношення:

$$\begin{aligned}F_e &= \pi(d_1 + d_0)L_{ПЗ}; \\d_0 &= 2u_2 t_{\partial e}; \\D_{ПЗ} &= d_1 + 2u_2 t_{\partial e}; \\\chi &= \frac{4L_{ПЗ}}{(d_1 - d_0)},\end{aligned}\tag{9.10}$$

де d_0 — діаметр центральної шашки; d_1 — внутрішній діаметр порожнистої (зовнішньої) шашки; $D_{ПЗ}$ — зовнішній діаметр порожнистої шашки; χ — критерій Побєдоносцева.

Зі співвідношень (9.10) можна отримати формули для розрахунку геометричних розмірів телескопічного паливного заряду:

$$d_0 = 2u_2 t_{\partial e};$$

$$\begin{aligned}
D_{ПЗ} &= 2u_2 t_{\partial в} + \sqrt{(2u_2 t_{\partial в})^2 + \frac{4F_e}{\pi\chi_{П}}}; \\
d_1 &= D_{ПЗ} - 2u_2 t_{\partial в}; \\
d_{вн.КЗ} &\cong D_{ПЗ}; \\
L_{ПЗ} &= \frac{F_e}{\pi(d_1 + d_0)}.
\end{aligned}
\tag{9.11}$$

Уважаємо, що в формулах (9.11) відомим є значення граничної величини критерію Победоносцева $\chi_{П}$.

9.3 Розрахунок геометрії трубчасто-щілинного заряду

Щілинний заряд – це порожнистий циліндр, броньований по зовнішній поверхні. З одного боку заряду на деяку глибину $\ell_{щ}$ прорізано щілини (рисунок 9.3), які можуть доходити або не доходити до зовнішньої поверхні заряду.

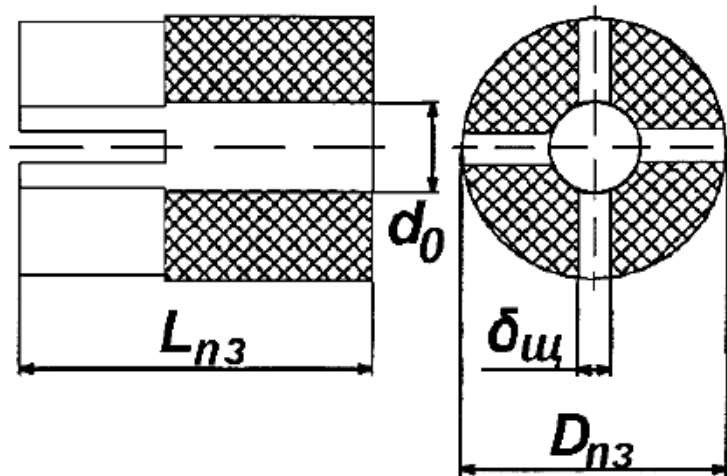


Рисунок 9.3 – Трубчасто-щілинний заряд

Бувають випадки, коли в заряді виконано обидва типи щілин. Торці заряду можуть бути плоскими або мати більш складну просторову форму. Щілинна частина дає регресивну площу поверхні горіння, а порожниста, навпаки, – прогресивну. Варіюючи кількістю та формою щілин, можна забезпечити задану програму змінення площі поверхні горіння з часом. Щілинний заряд на деякій довжині порожнистої шашки може бути природною ізоляцією стінок камери згоряння.

Зовнішній діаметр заряду завжди є більшим від двох товщин склепіння:

$$D_{ПЗ} = d_k + 2u_2 t_{\partial в}, \tag{9.12}$$

де d_k — діаметр внутрішнього каналу.

При сталій площі горіння довжина щілини зазвичай є меншою від половини довжини заряду: $\ell_{щ} < 0,5L_{ПЗ}$.

Щілинний заряд може бути розміщений у камері згорання двома способами: порожниста шашка займає задню частину камери; порожниста шашка займає передню частину камери. У першому випадку продукти згорання палива, що утворюються на всій площі палаючої поверхні заряду, протікають крізь площу циліндричного отвору біля заднього торця заряду. Діаметр каналу залежить від допустимої швидкості руху продуктів згорання вздовж каналу:

$$d_k = 2 \sqrt{\frac{F_e}{\pi \chi_{П}}}, \quad (9.13)$$

де $\chi_{П}$ — критерій Побєдоносцева.

У другому випадку діаметр каналу d_k можна зробити меншим, тому що крізь переріз каналу в кінці порожнистої шашки протікає тільки та частина продуктів згорання, що утворюється безпосередньо в каналі. Діаметр каналу визначається формулою

$$d_k = \frac{4(L_{ПЗ} - \ell_{щ})}{\chi_{П}}. \quad (9.14)$$

Розміщувати заряд за другою схемою не варто, якщо щілинна частина догоряє раніше порожнистої. У цьому випадку та частина, що залишилась, якщо вона не скріплена з камерою, під дією сил може зміститися вздовж корпусу та зруйнуватися. Однак в цілому щілинні заряди, особливо скріплені з камерою згорання, добре опираються осьовим і поперечним перевантаженням, що виникають під час руху літального апарата по активній ділянці траєкторії. Технологія виготовлення щілинних зарядів є достатньо простою.

Якщо щілинна частина заряду знаходиться в головній частині двигуна, то за наявності дуже вузьких і глибоких щілин продукти згорання палива можуть рухатися вздовж поверхні щілини з порівняно великими швидкостями. Для забезпечення нормального горіння по поверхні щілин потрібно правильно організувати поле швидкостей руху продуктів згорання в щілині, що досягається відповідним вибором ширини щілини $\delta_{щ}$. Її можна розрахувати за формулою

$$\delta_{щ} = \frac{2}{\chi_{П}} \left(\frac{D_{ПЗ}}{2} - \sqrt{\frac{F_e}{\pi \chi_{П}}} \right). \quad (9.15)$$

Поверхня горіння в момент початку роботи двигуна наближено визначається залежністю

$$F_g = L_{\Gamma 3} \left[\pi d_k + 4 \bar{l}_{\text{щ}} (D_{\Gamma 3} - d_k - \delta_{\text{щ}}) \right], \quad (9.16)$$

де

$$\bar{l}_{\text{щ}} = \frac{l_{\text{щ}}}{L_{\Gamma 3}}. \quad (9.17)$$

Зі співвідношення (9.16) при відомій потрібній площі горіння можна знайти довжину паливного заряду $L_{\Gamma 3}$.

Якщо заряд розташовано щільною частиною до сопла, то методика визначення d_k і $\delta_{\text{щ}}$ дещо змінюється.

Альтернативна формула для визначення ширини щілини є такою:

$$\delta_{\text{щ}} = (0,02 \dots 0,03) D_{\Gamma 3}. \quad (9.18)$$

З урахуванням того, що

$$L_{\Gamma 3} = \frac{F_g}{\pi d_0 + 4 \bar{l}_{\text{щ}} (d_{\text{вн.кз}} - \delta_{\text{щ}} - d_0)}, \quad (9.19)$$

отримаємо

$$l_{\text{щ}} = \bar{l}_{\text{щ}} L_{\Gamma 3}.$$

9.4 Розрахунок геометрії багатощашкового заряду

Найбільш раціональним відповідно до коефіцієнта заповнення є схеми зарядів, зображені на рисунку 9.4, що видно з таблиці 9.1.

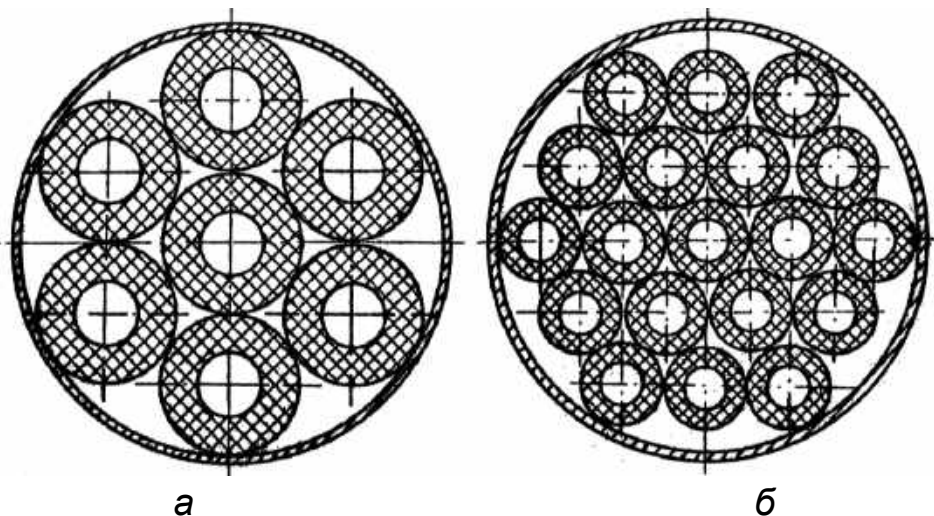


Рисунок 9.4 — Схема поперечного перерізу збірних трубчастих паливних зарядів:
а — 7 трубчастих шашок; б — 19 трубчастих шашок

Таблиця 9.1 – Відносні параметри багатощашкового паливного заряду

Основні параметри	Кількість шашок $n_{ш}$						
	3	4	5	7	12	14	19
Відношення зовнішнього діаметра шашки до діаметра камери $\bar{d} = \frac{D_{пш}}{d_{вн.кз}}$	0,464	0,414	0,370	0,333	0,244	0,220	0,200
Коефіцієнт заповнення поперечного перерізу камери згоряння $\varepsilon_{пр} = \frac{F_{пз}}{F_{кз}}$	0,452	0,541	0,539	0,714	0,638	0,668	0,757

Співвідношення для визначення внутрішнього діаметра шашок має вигляд

$$d_0 = -u_2 t_{дв}^* + \sqrt{(u_2 t_{дв}^*)^2 + \frac{2F_2}{n_{ш}\pi\chi_{п}}}, \quad (9.20)$$

де $n_{ш}$ – кількість шашок у заряді.

Зовнішній діаметр і довжина шашки є такими:

$$D_{пш} = d_0 + 2e = d_0 + 4u_2 t_{дв}^*; \quad (9.21)$$

$$L_{пз} = 0,25d_0\chi_{п}. \quad (9.22)$$

Перевірка:

$$d_{вн.кз} = \sqrt{n_{ш}(D_{пш} + d_0)D_{пш}}. \quad (9.23)$$

Якщо задано \bar{d} (див. таблицю 9.1), то розрахунок здійснюємо таким чином:

$$D_{пш} = d_{вн.кз}\bar{d}; \quad (9.24)$$

$$d_0 = D_{пш} - 4u_2 t_{дв}^*; \quad (9.25)$$

$$F_2 = \frac{m_{п}}{t_{дв}\rho_{п}u_2}; \quad (9.26)$$

$$L_{пз} = 0,25d_0\chi_{п} = \frac{F_2}{n_{ш}\pi(D_{пш} + d_0)}. \quad (9.27)$$

Для перевірки використовуємо вираз (9.23).

9.5 Розрахунок геометрії зіркоподібного заряду

Розрахунки свідчать про те, що зіркоподібний заряд з кількістю променів $n < 6$ застосовувати нераціонально внаслідок незадовільних основних параметрів. У цьому випадку кращі результати дають поверхні горіння пелюсткової форми та подібні до неї.

Зіркоподібна поверхня горіння паливного заряду (рисунки 9.5 та 9.6) з $F_2 = const$ будується на основі вихідної товщини склепіння, що горить $e = U_e t_{\partial e}$.

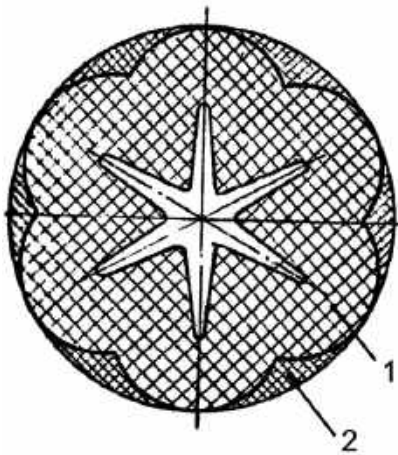


Рисунок 9.5 — Схема зіркоподібної поверхні горіння ТРП:
1 — паливо, що витрачається;
2 — залишок палива

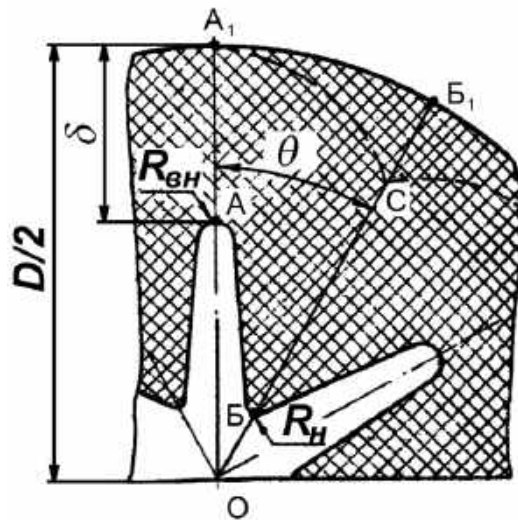


Рисунок 9.6 — Схема побудови геометричних параметрів зіркоподібної поверхні горіння твердого палива

Послідовність побудови (див. рисунок 9.6):

– відкладають величину $e = AA_1$;

– кінці зірки заокруглюють внутрішнім радіусом

$$R_{вн} = (0,02 \dots 0,03) D_{ПЗ};$$

– від центра кола діаметром заряду $D_{ПЗ}$ проводять лінії OA і OB

під кутом $\theta = \frac{360^\circ}{2n}$;

– проводять лінію променя зірки AB до прямої OB_1 завдовжки

$$l_{AB} = l_{A_1B_1}$$

$$R_{зовн} = 0,5R_{вн};$$

– з точки A радіусом $R_A = AA_1$ проводять дугу A_1C кола, що відокремлює залишок палива від тієї його частини, що згорає (залишок простору заповнюють пінопластом).

Деякі кращі значення параметрів \bar{e} , ε і $m_{зал}$ отримують при збільшенні периметра Π у процесі горіння паливного заряду, що видно з таблиці 9.2 при $\sigma_{\Pi} = 1,1$.

Таблиця 9.2 – Основні параметри зіркоподібних поверхонь горіння

Найменування	Значення					
	1,0			1,1		
Відносна довжина склепіння $\sigma_{\Pi} = \frac{\Pi}{\pi D_{\Gamma 3}}$						
Кількість променів зірки	6	7	8	6	7	8
Відносна товщина склепіння паливного заряду $\bar{e} = \frac{e}{D_{\Gamma 3}}$	0,150	0,142	0,125	0,206	0,190	0,180
Коефіцієнт заповнення паливом поперечного перерізу камери згоряння $\varepsilon = \frac{F_{\Gamma 3}}{F_{К 3}}$	0,824	0,755	0,666	0,865	0,796	0,757
Відносна величина залишка, що не згоряє $\bar{m}_{зал} = \frac{m_{зал}}{m_{\Gamma 3}}$	0,150	0,127	0,117	0,088	0,083	0,069
Відношення критерію Побєдоносцева до відносної довжини паливного заряду $\frac{\chi}{\bar{e}_{\Gamma 3}}$	25,6	18,1	13,5	26,6	17,5	14,9

10 ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ РДТП

На цьому етапі проектування деякі параметри РДТП (рисунок 10.1) уже однозначно обумовлені розміром і формою паливного заряду (наприклад, довжина циліндричної частини КЗ), деякі можна розрахувати з умов забезпечення міцності, знаючи тиск газів у КЗ, а деякі ще є невизначеними, їх рекомендується призначати за статистичними даними для РДТП розглядуваного класу.

10.1 Розрахунок геометричних параметрів камери згоряння

Довжину переднього денця еліптичної форми приблизно визначаємо за співвідношенням

$$L_{\Gamma Д} = \frac{D_{К 3}}{4}, \quad (10.1)$$

де $D_{КЗ}$ — зовнішній діаметр КЗ.

Тоді довжина камери згоряння

$$L_{КЗ} = L_{ГД} + \delta_y + L_{ПЗ} + \delta_p, \quad (10.2)$$

де δ_p — товщина амортизувального кільця, якщо воно є необхідним.

Об'єм камери згоряння визначаємо наближено, використовуючи просте геометричне співвідношення

$$V_{КЗ} = \alpha_v \left(\frac{\pi D_{КЗ}^2 L_{КЗ}}{4} \right), \quad (10.3)$$

де $\alpha_v = 1,3$ — коефіцієнт вільного простору в районі донець.

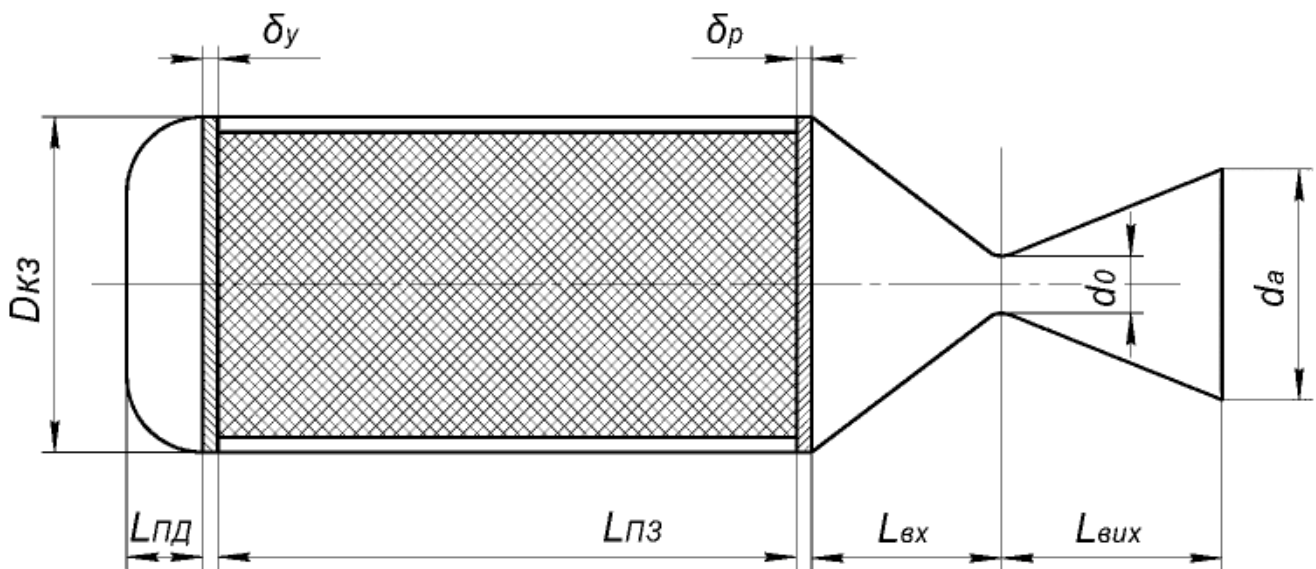


Рисунок 10.1 — Геометричні параметри КЗ

10.2 Визначення геометричних параметрів сопла

Коефіцієнт адиабати $k = 1,18...1,4$ (або коефіцієнт питомої теплоємності) продуктів згоряння палива, вочевидь, залежить від виду вибраного палива й визначається за таблицями 4.4 і 4.5.

Для розрахункової висоти польоту за таблицею стандартної атмосфери (див. Додаток А) визначаємо атмосферний тиск ρ_H . Розглядаємо розрахунковий режим роботи двигуна, тобто $\rho_a = \rho_H$ (тиск на зрізі сопла дорівнює атмосферному на відповідній висоті).

Обчислюємо зведену швидкість газового потоку у вихідному перерізі сопла:

$$\lambda_a = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_H}{P_{K3}}\right)^{\frac{k-1}{k}}}. \quad (10.4)$$

Розраховуємо теоретичне значення ступеня розширення сопла:

$$\varepsilon_c = \frac{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}}{\lambda_a \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_a^2\right)^{\frac{1}{k-1}}}. \quad (10.5)$$

Визначаємо площу критичного перерізу, попередньо розрахувавши газодинамічні функції:

$$z(\lambda_a) = \frac{1}{2} \left(\lambda_a + \frac{1}{\lambda_a} \right); \quad (10.6)$$

$$f_{кр} = 2 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (10.7)$$

Далі визначаємо:

— площу критичного перерізу

$$F_{кр} = \frac{P}{\left[f_{кр} z(\lambda_a) - \left(\frac{p_H}{P_{K3}} \right) \varepsilon_c \right] P_{K3}}; \quad (10.8)$$

— діаметр критичного перерізу

$$d_{кр} = 2 \sqrt{\frac{F_{кр}}{\pi}}; \quad (10.9)$$

— площу вихідного перерізу

$$F_a = \varepsilon_c F_{кр}; \quad (10.10)$$

— діаметр вихідного перерізу

$$d_a = 2 \sqrt{\frac{F_a}{\pi}}. \quad (10.11)$$

Якщо $d_a > d_\phi$ (сопло виступає за корпус), то слід змінити відношення P_H / P_{K3} і повторити розрахунок. Можна також укоротити сопло на 20...30 %, що незначною мірою погіршить імпульс тяги. Відносна площа

зрізу сопла $f_a = \frac{F_a}{F_{кр}}$ є ступенем розширення сопла й призначається залежно від відношення атмосферного тиску на розрахунковій висоті до тиску в камері згоряння $\frac{P_H}{P_{КЗ}}$ (див. таблицю 9.1).

За таблицю 10.1 можна оцінити правильність розрахунку ε_c .

Таблиця 10.1 – Рекомендовані ступені розширення сопла

f_a	4,00	6,25	9,00	12,25	16,00	20,25	25,00
$\frac{P_H}{P_{КЗ}}$	0,039	0,021	0,013	0,008	0,006	0,004	0,003

10.3 Визначення геометричних параметрів газоводу

Діаметр газоводу визначається співвідношенням

$$d_e = 1,25d_{кр}. \quad (10.12)$$

Максимальну довжину газоводу знаходимо за формулою

$$l_e = 2,7d_{кр} + l_0. \quad (10.13)$$

Далі визначаємо тиск:

– у критичному перерізі

$$P_{кр} = P_p \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad (10.14)$$

– у дозвуковому газоводі

$$P_e = \frac{P_p + P_{кр}}{2}. \quad (10.15)$$

Товщину стінки газоводу розраховуємо таким чином:

$$\delta_e = \frac{P_e d_e}{2\sigma_e} \quad (10.16)$$

10.4 Проектування елементів РДТП

Схему навантаження РДТП показано на рисунку 10.2.

Вибираємо конструкційний матеріал для КЗ проєктованого РДТП з урахуванням особливостей технології виробництва.

Розрахунковий тиск у камері згоряння [1]

$$P_p = f_k f_1 f_2 P_{K3}, \quad (10.17)$$

де $f_k = 1,6$ – коефіцієнт безпеки КЗ; $f_1 = 1,4$ – коефіцієнт, що враховує збільшення тиску в КЗ у момент займання паливного заряду; $f_2 = 1,15$ – коефіцієнт, що враховує збільшення тиску в КЗ унаслідок збільшення швидкості горіння при нагріванні паливного заряду.

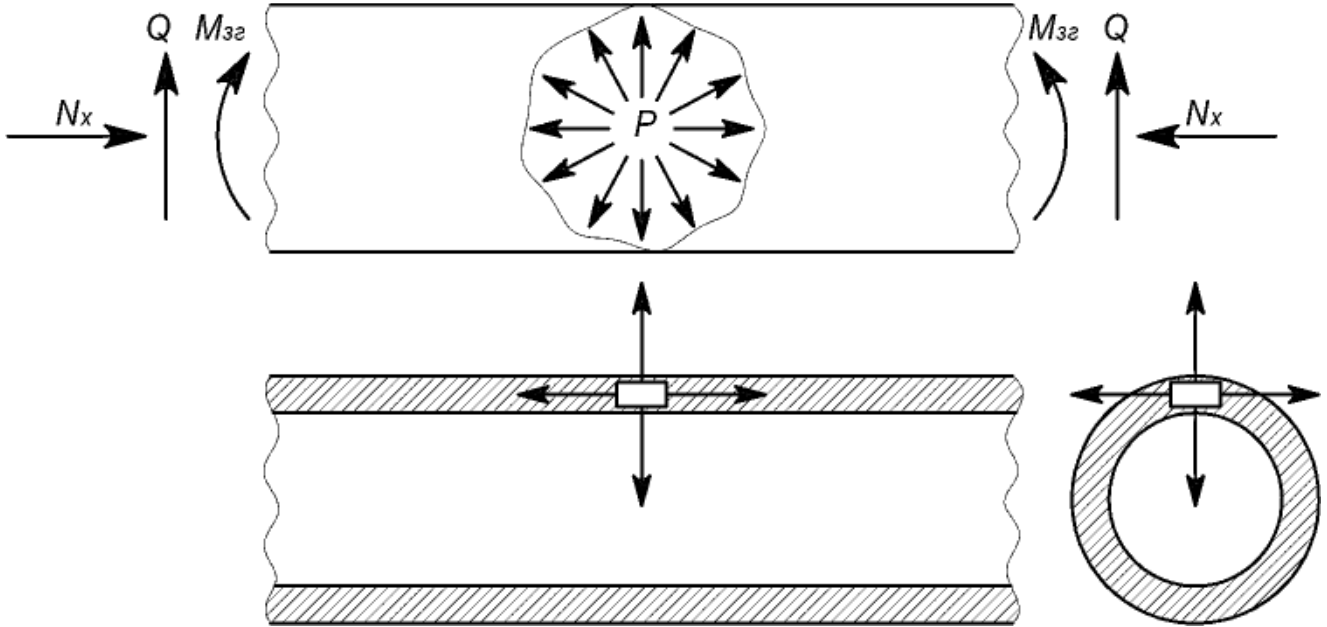


Рисунок 10.2 – Схема навантаження камери згорання РДТГ

Тоді товщина стінки камери згорання визначається формулою [1]

$$\delta_{K3} = \frac{P_p D_{K3}}{2\sigma_v}, \quad (10.18)$$

де σ_v – тимчасове напруження; D_{K3} – діаметр камери згорання,

$$D_{K3} = D_{ПЗ} + 2\delta_{ТЗП} + 2\delta_{K3}. \quad (10.19)$$

Товщину стінки переднього денця розраховуємо таким чином:

$$\delta_{ПД} = \frac{f P_p D_{K3}}{2\sigma_v} \left(\frac{D_{K3}^2}{24L_{ПД}^2} + \frac{1}{3} \right). \quad (10.20)$$

Обчислюємо тиск дифузора сопла:

$$P_{pa} = f_k f_1 f_2 P_{fc}; \quad (10.21)$$

$$P_{fc} = \frac{P_a + P_{кр}}{2}. \quad (10.22)$$

Знаходимо товщину дифузора сопла. Для цього визначаємо розривну силу:

$$F_{розр} = P_{pa} S_{диф}, \quad (10.23)$$

де $S_{\text{диф}}$ — площа трапеції (бокової проекції дифузора).

Товщину можна знайти з умови

$$\frac{F_{\text{розр}}}{2L\partial} = \frac{\sigma}{f}, \quad (10.24)$$

де $f = 1,6$ — коефіцієнт безпеки.

З формули (10.24) випливає, що

$$\partial = \frac{F_{\text{розр}} f}{2\sigma_e L}. \quad (10.25)$$

Сумарна довжина силової установки визначається формулою

$$L_{\text{су}} = L_{\text{кз}} + L_a + l_2. \quad (10.26)$$

10.5 Розрахунок запалювача

Відповідно до рекомендацій роботи [1] як запалювач вибираємо чорний порох.

Розраховуємо об'єм вільного простору всередині КЗ:

$$W_{\text{В.КЗ}} = \alpha_v \frac{\pi D_{\text{в}}^2}{4} L_{\text{КЗ}} - \frac{m_{\text{п}}}{\rho}. \quad (10.27)$$

Маса запалювача визначається виразом [1]

$$M_3 = \frac{1}{1-\sigma} \cdot \frac{P_{\text{min}} W_{\text{В.КЗ}}}{R_3 T_3}. \quad (10.28)$$

11 РОЗРАХУНОК МАСИ КОНСТРУКЦІЇ КОРПУСУ РДТП І КОЕФІЦІЄНТІВ ЙОГО МАСОВОЇ ДОСКОНАЛОСТІ

11.1 Розрахунок мас силових елементів

Маса циліндричної частини камери згоряння визначається формулою

$$M_{\text{ц}} = \rho_{\text{ц}} \pi \delta_{\text{кз}} D_{\text{кз}} L_{\text{кз}}, \quad (11.1)$$

де $\rho_{\text{ц}}$ — густина конструкційного матеріалу циліндричної частини КЗ.

Маса переднього денця

$$M_{\text{пд}} = \rho_{\text{пд}} \delta_{\text{пд}} D_{\text{кз}}^2, \quad (11.2)$$

де $\rho_{\text{пд}}$ — густина конструкційного матеріалу переднього денця.

Далі визначаємо:

— масу сопла

$$M_{\text{с}} = \frac{\pi}{4 \sin(\theta_{\text{с}})} (\varepsilon_{\text{с}} - 1) \rho_{\text{с}} d_{\text{кр}}^2 \delta_{\text{ас}}; \quad (11.3)$$

— масу теплозахисного покриття циліндричної частини камери згоряння

$$M_{ТЗЦ} = \rho_{ТЗ} \pi \delta_{ТЗЦ} D_{КЗ} L_{КЗ}; \quad (11.4)$$

— масу теплозахисного покриття донець

$$M_{ТЗД} = 2 \rho_{ТЗД} \delta_{ТЗД} D_{КЗ}^2; \quad (11.5)$$

— масу конструкції силової установки

$$M_{КСУ} = M_{ц} + M_{ГД} + M_{с} + M_{ТЗЦ} + M_{ТЗД} + M_{з}; \quad (11.6)$$

— масу силової установки

$$M_{СУ} = M_{КСУ} + m_{п}. \quad (11.7)$$

11.2 Визначення показників масової досконалості СУ

Коефіцієнт масової досконалості силової установки визначається формулою

$$\alpha_{дв} = \frac{m_{п}}{M_{СУ}}. \quad (11.8)$$

Відносну масу силової установки розраховуємо таким чином:

$$\mu_{СУ} = \frac{M_{СУ}}{m_0}, \quad (11.9)$$

а відносну масу конструкції силової установки так:

$$\mu_{КСУ} = \frac{M_{КСУ}}{m_0}. \quad (11.10)$$

12 ПРИКЛАДИ КОНСТРУКЦІЙ РДТП

Маршовий двигун з вкладним зарядом, що горить по внутрішніх поверхнях (рисунок 12.1), має броньовані зовнішні поверхні заряду. На розглядуваному двигуні між камерою згоряння й соплом встановлено газовід, який дає змогу розмістити її ближче до центра мас ЛА, що покращує стійкість ЛА в поздовжньому русі. В іншому конструкція цього двигуна не відрізняється від конструкції двигуна з вкладним зарядом, зображеного на рисунку 12.2, і від двигуна з жорсткоскріпленим зарядом (рисунок 12.3).

Маршові двигуни з жорсткоскріпленим зарядом застосовують в основному на маломаневрових ЛА. Оскільки паливо є поганим провідником тепла, заряд захищає стінки камери згоряння від впливу високотемпературного газового потоку, що дає змогу зменшити товщину стінки. Обичайка та переднє денце часто виготовляються з композиційних матеріалів. Такі двигуни (зазвичай великогабаритні та потужні) вигідно робити з соплом, частково заглибленим у камеру згоряння. Перевага цієї компоновальної

схеми – компактність РДТП і ЛА в цілому, що дає вигаш за масою, недолік – складна організація теплозахисту соплового блока.

Конструктивна реалізація заглибленого соплового блока може бути різноманітною. Частина сопла розташовується в спеціальному заглибленні, зробленому в заряді. Сопло – профільоване, облицьоване термоерозійностійким матеріалом, окрім основної функції рушія в розглядуваній конструкції виконує функцію газодинамічного органу керування.

Дворежимні РДТП широко застосовуються на сучасних ЛА. Вони поділяються на двокамерні й однокамерні. Одна камера двокамерних РДТП створює тягу на стартовому режимі, інша – на маршовому. Можлива спільна робота камер на стартовому режимі. Тоді у створенні стартової тяги беруть участь обидві камери, а маршової – тільки одна. Ступінчасте регулювання тяги в дворежимних двигунах здійснюється шляхом змінення секундної витрати твердого палива.

Двокамерні двигуни виконуються у вигляді конструкції з бічними соплами (рисунок 12.4) або з подовженим газоводом (рисунок 12.5), а однокамерні – з двошаровими зарядами, вкладеними один в одного (рисунок 12.6), або з двома окремими зарядами, кожний з яких забезпечує свій режим (рисунок 12.7). Різноманітні варіанти паливних зарядів показано на рисунках 12.8, 12.9.

Переваги двокамерних РДТП: практично необмежений діапазон змінення тяги при переході від стартового до маршового режиму роботи; можливість забезпечити найвигідніші умови роботи кожної камери як наслідок їх незалежності одна від одної. Недоліками є підвищена маса та збільшені габарити через наявність донець між камерами, газоводів, соплових блоків і запалювачів у кожній камері та ін. Окрім того, у схемі з боковими соплами мають місце втрати тяги через нахил сопел і підвищений ексцентриситет тяги, зумовлений різною тяговою силою сопел. Варіант з газоводом є складнішим у конструктивному й технологічному відношеннях, унаслідок чого знижується надійність двигуна і відбувається деяка втрата питомого імпульсу тяги.

В однокамерних дворежимних РДТП маршова та стартова тяги забезпечуються однією й тією ж камерою. Хоча внутрішній об'єм двигуна такої схеми розділяється внутрішньою діафрагмою на дві камери, передня з них практично є газогенератором. У ній спалюється маршове паливо, гази крізь отвір витікають до основної камери та при її достатній довжині майже повністю гальмуються. Тяга створюється соплом основної камери та тиском, що встановлюється в ній. Варіант однокамерного дворежимного двигуна з авторегульованим соплом (див. рисунок 12.6) забезпечує найвигідніші умови роботи двигуна за величиною тиску в КЗ на стартовому й маршовому режимах. Однак наявність регульованого сопла призводить до збільшення габаритів і маси РДТП і зниження його надійності.

На рисунках 12.8, 12.9 зображено різні типи паливних шашок. На рисунку 12.10 показано можливі види горіння.

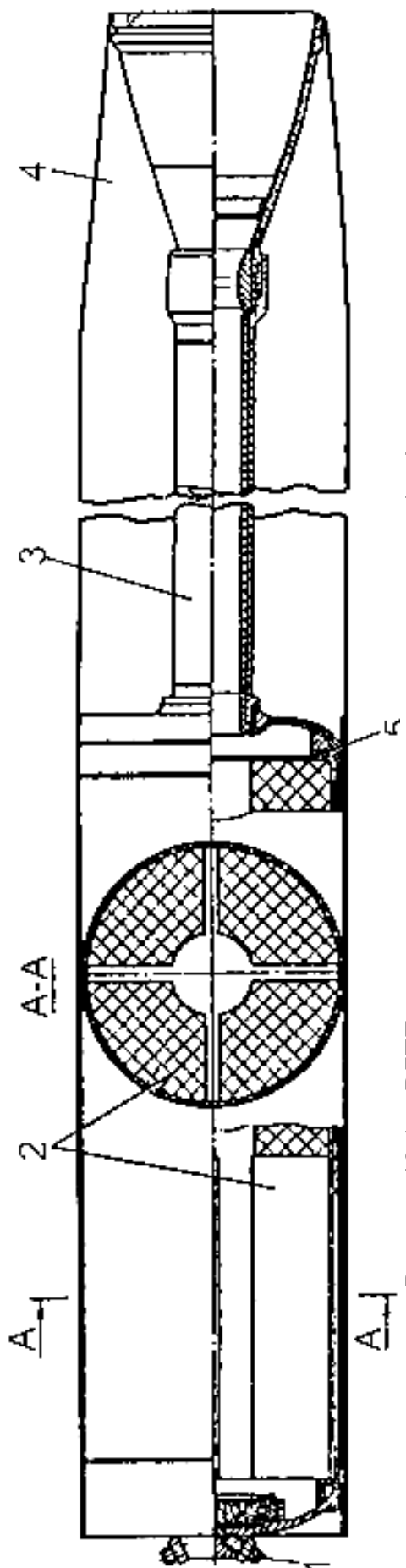


Рисунок 12.1 — РДТП з вкладним зарядом, що горить по внутрішніх поверхнях:

1 — переднє денце; 2 — трубчасто-щілинний заряд ТП; 3 — сопловід; 4 — сопловий блок; 5 — амортизувальна прокладка

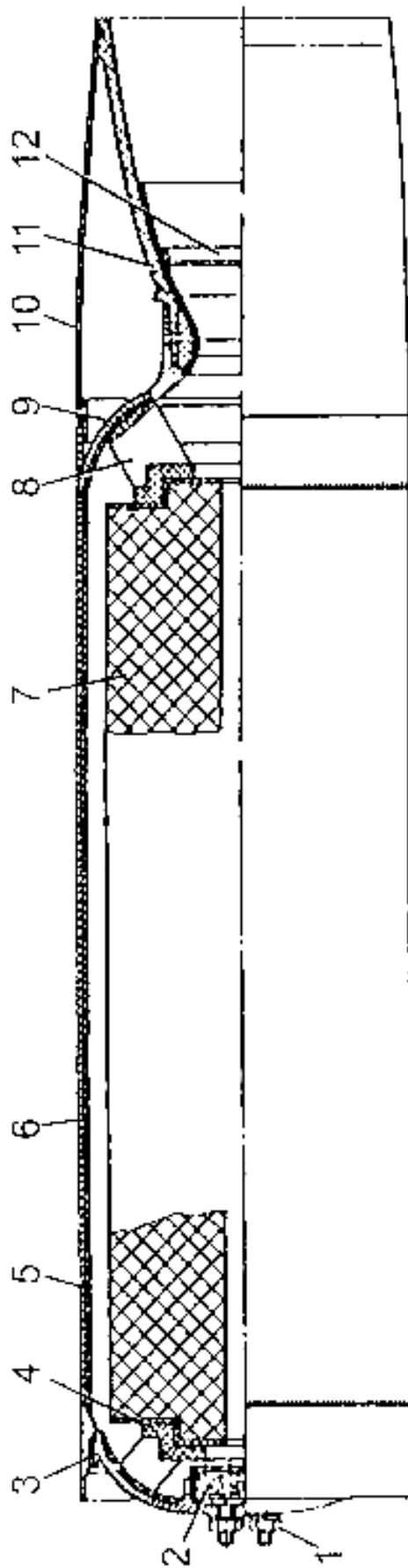


Рисунок 12.2 — РДТП з вкладним зарядом:

1 — піропатрон; 2 — запалювач; 3 — ТЗП; 4 — переднє денце; 5 — обичайка; 6 — заряд твердого палива; 7 — заднє денце; 8 — змінний вкладиш; 9 — сопловий раструб; 10 — заглушка; 11 — кормовий обтікач

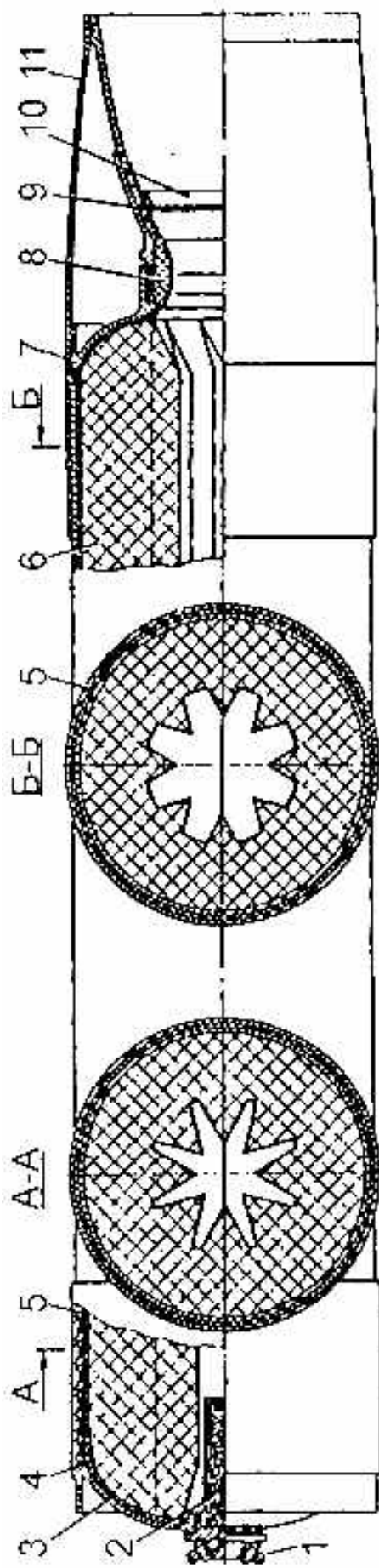


Рисунок 12.3 — РДТП з жорсткоскріпленим зарядом: 1 — піропатрон; 2 — запалювач; 3 — ТЗП; 4 — переднє денце; 5 — текстолітова обичайка; 6 — заряд твердого палива; 7 — заднє денце; 8 — змінний вкладиш; 9 — сопловий кладиш; 10 — заглушка; 11 — кормовий обтікач

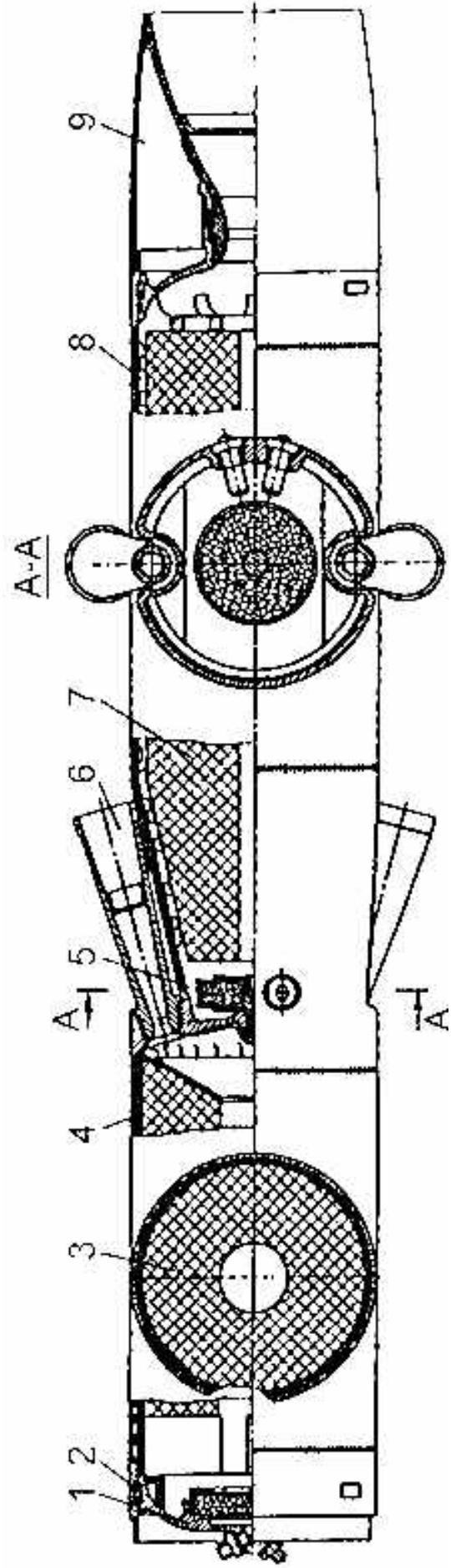


Рисунок 12.4 — Дворежимний двокамерний РДТП з бічними соплами: 1 — переднє денце; 2 — з'єднувальна рейка; 3 — маршовий заряд ТП; 4 — бронювач стартової камери; 5 — запалювач; 6 — бічне сопло; 7 — стартувий заряд ТП; 8 — змінний вкладиш; 9 — сопловий кладиш; 10 — заглушка; 11 — кормовий обтікач

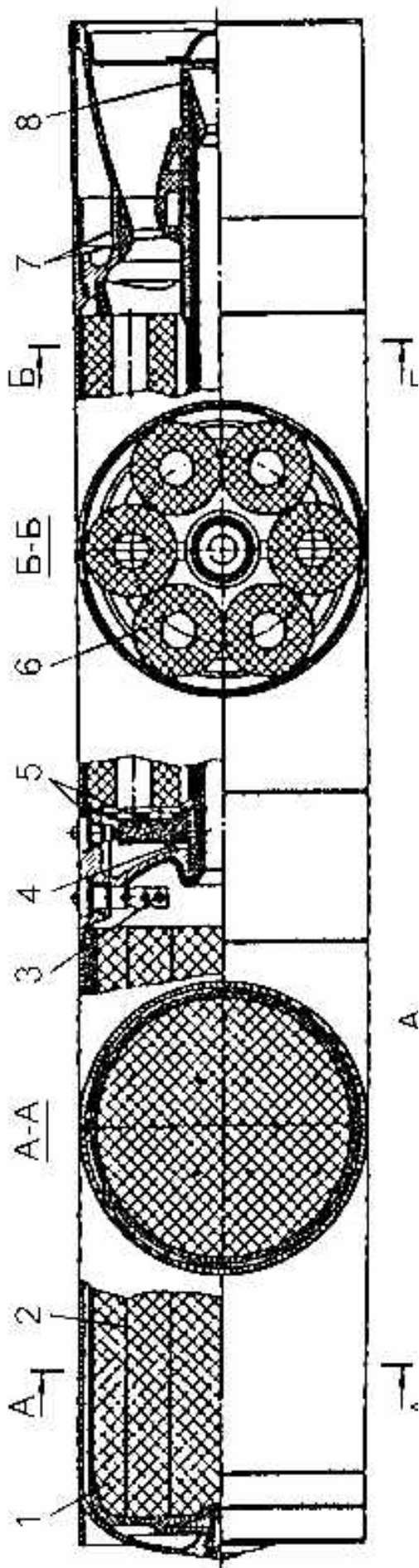


Рисунок 12.5 — Дворежимний двокамерний РДТП з газоводом:

1 — маршовий заряд ТП; 2 — дротяний каталізатор горіння;
3, 5 — запалювальний пристрій; 4 — газовід; 6 — багатощабковий
стартовий заряд ТП; 7, 8 — соплові блоки стартової та маршової камер

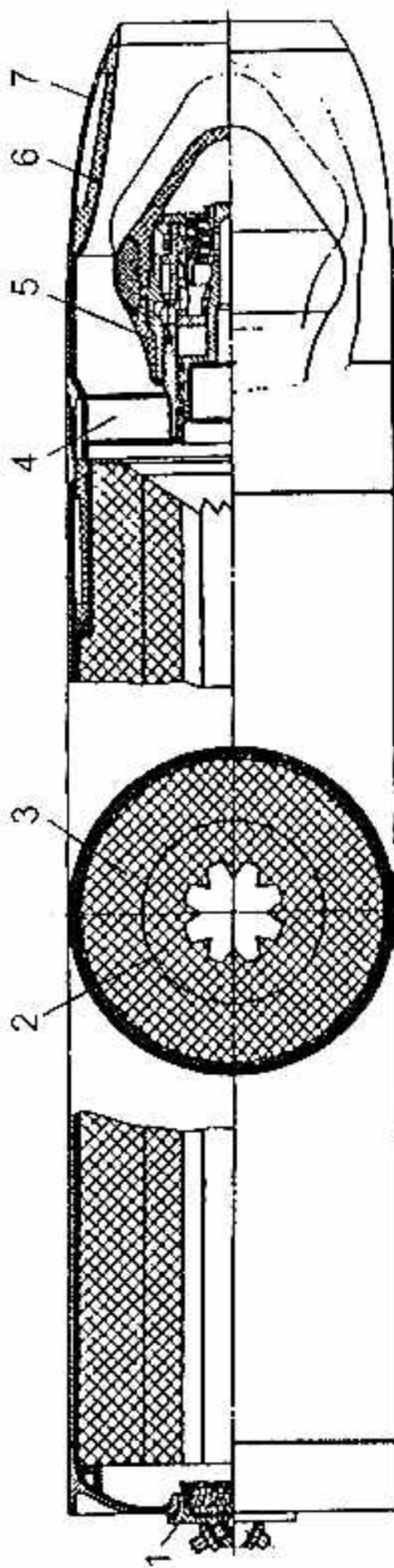


Рисунок 12.6 — Дворежимний однокамерний РДТП з двошаровим зарядом:

1 — запалювальний пристрій; 2 — заряд ТП стартового режиму; 3 — заряд ТП маршового режиму; 4 — кронштейн; 5 — двошаровий заряд;
6 — сопло; 7 — обтікач

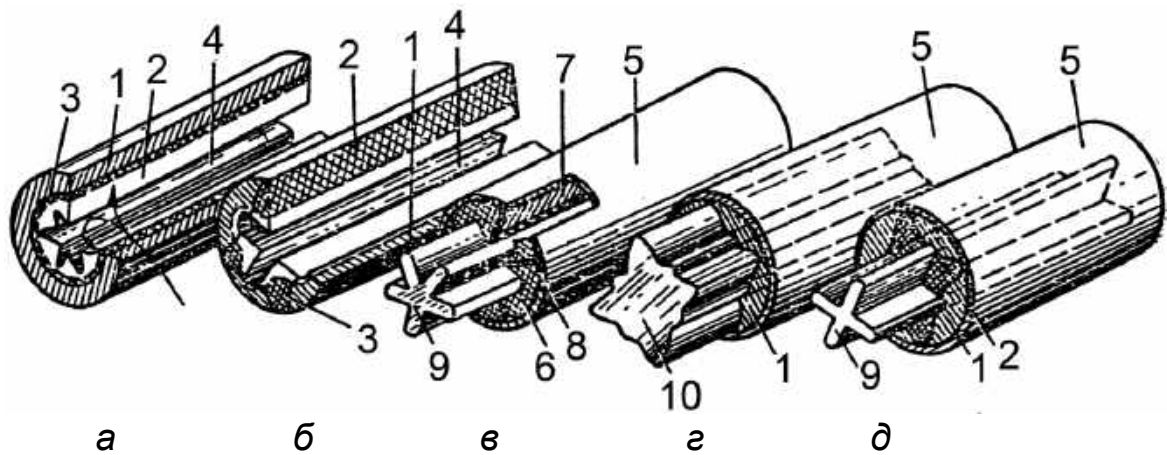


Рисунок 12.7 — Складні монолітні заряди:

а — з послідовним горінням палив; *б* — з одночасним горінням палив; *в* — вилівка простого монолітного заряду; *г, д* — порядок виливання складного заряду; 1 — паливо, що повільно згорає; 2 — паливо, що швидко згорає; 3 — поверхня розділення палив; 4 — внутрішній канал заряду; 5 — корпус; 6 — заряд з поздовжнім підкріпленням палива; 7 — поздовжня опорна пластина; 8 — ділянка, що не згорає, заповнена пенопластом; 9 — оправка, що утворює внутрішній канал; 10 — оправка для виливання палива, що повільно згорає

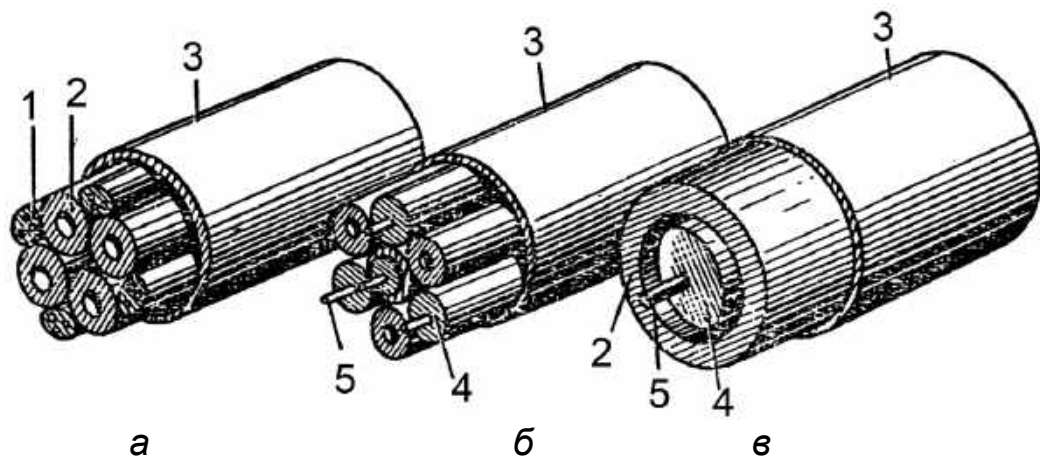


Рисунок 12.8 — Составні (збірні) заряди: *а* — змішаний з циліндричних одноканальних і триканальних шашок; *б* — змішаний трубчато-циліндричний; *в* — трубчато-циліндричний; 1 — триканальна циліндрична шашка; 2 — одноканальна циліндрична шашка; 3 — корпус; 4 — циліндрична шашка; 5 — стрижень кріплення шашки

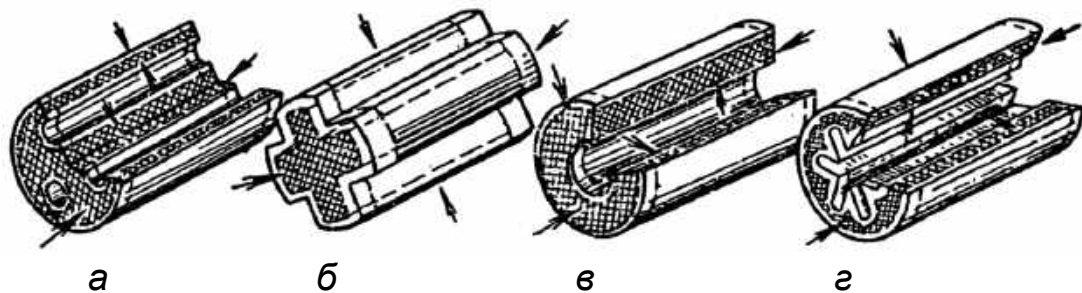


Рисунок 12.9 — Види горіння паливних шашок: *а* — прогресивне; *б* — дегресивне; *в* — нейтральне; *г* — змінне

ДОДАТОК А
Параметри моделі «Атмосфера Стандартна» (СА-81)

Висота H , м	Тиск ρ , Па	Густина ρ , кг/м ³	Температура T , К	Швидкість звуку a , м/с	Прискорення вільного падіння g , м/с ²
0	101325,0	1,22500	288,150	340,294	9,8066
500	95461,3	1,16727	284,900	338,370	9,8051
1000	89876,3	1,11166	281,651	336,435	9,8036
1500	84559,7	1,05810	278,402	334,489	9,8020
2000	79501,4	1,00655	275,154	332,532	9,8005
2500	74691,7	0,956954	271,906	330,563	9,7989
3000	70121,2	0,909254	268,659	328,584	9,7974
3500	65780,4	0,863402	265,413	326,592	9,7959
4000	61660,4	0,819347	262,166	324,589	9,7943
4500	57752,6	0,777038	258,921	322,573	9,7928
5000	54048,3	0,736429	255,676	320,545	9,7912
5500	50539,3	0,697469	252,431	318,505	9,7897
6000	47217,6	0,660111	249,187	316,452	9,7882
6500	44075,5	0,624310	245,943	314,385	9,7866
7000	41105,3	0,590018	242,700	312,306	9,7851
7500	38299,7	0,557192	239,457	310,212	9,7836
8000	35651,6	0,525786	236,215	308,105	9,7820
8500	33154,2	0,495757	232,974	305,984	9,7805
9000	30800,7	0,467063	229,733	303,848	9,7789
9500	28584,7	0,439661	226,492	301,697	9,7774
10000	26499,9	0,413510	223,252	299,532	9,7759
10500	24540,2	0,388570	220,013	297,351	9,7743
11000	22699,9	0,364801	216,774	295,154	9,7728
11500	20984,7	0,337429	216,650	295,069	9,7713
12000	19399,4	0,311937	216,650	295,069	9,7697
12500	17934,0	0,288375	216,650	295,069	9,7682
13000	16579,6	0,266595	216,650	295,069	9,7667
13500	15327,6	0,246464	216,650	295,069	9,7651
14000	14170,3	0,227855	216,650	295,069	9,7636
14500	13100,6	0,210654	216,650	295,069	9,7621
15000	12111,8	0,194755	216,650	295,069	9,7605
15500	11197,7	0,180057	216,650	295,069	9,7590
16000	10352,8	0,166470	216,650	295,069	9,7575
16500	9571,73	0,153911	216,650	295,069	9,7559
17000	8849,70	0,142301	216,650	295,069	9,7544
17500	8182,24	0,131568	216,650	295,069	9,7529
18000	7565,21	0,121647	216,650	295,069	9,7513
18500	6994,80	0,112475	216,650	295,069	9,7498
19000	6467,47	0,103995	216,650	295,069	9,7483
19500	5979,97	0,0961565	216,650	295,069	9,7468
20000	5529,29	0,0889097	216,650	295,069	9,7452

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. Околота, Н. В. Эскизное проектирование топливных зарядов двухрежимных двигательных установок беспилотных летательных аппаратов: учеб. пособие по лаб. практикуму [Текст] / Н. В. Околота, А. Н. Колоскова. – Харьков : ХАИ, 2010. – 58 с.
2. Вербенец, П. Ф. Эскизное проектирование силовых установок ЛА с РДТТ [Текст] / П. Ф. Вербенец. – Харьков : ХАИ, 1982. – 96 с.
3. Вербенец, П. Ф. Определение исходных данных для разработки РДТТ ЛА классов П – В, В – П, В – В [Текст] / П. Ф. Вербенец. – Харьков : ХАИ, 1982. – 40 с.
4. Андриенко, А. И. Проектировочный расчет РДТТ с использованием ЭВМ [Текст] / А. И. Андриенко. – Харьков : ХАИ, 1986. – 48 с.
5. Веницкий, А. М. Ракетные двигатели на твердом топливе [Текст] / А. М. Веницкий. – М. : Машиностроение, 1973. – 348 с.
6. Голубев, И. С. Проектирование конструкций ЛА [Текст] / И. С. Голубев, А. В. Самарин. – М. : Машиностроение, 1991. – 512 с.
7. Новиков, В. Н. Основы устройства и конструирования ЛА [Текст] / В. Н. Новиков, Б. М. Авхимович, В. Е. Вейтин. – М. : Машиностроение, 1991. – 368 с.
8. Фахрутдинов, И. Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива [Текст] / И. Х. Фахрутдинов, А. В. Котельников. – М. : Машиностроение, 1987. – 328 с.
9. Ерохин, Б. Т. Теоретические основы проектирования РДТТ [Текст] / Б. Т. Ерохин. – М. : Машиностроение, 1991. – 560 с.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	3
ВСТУП.....	4
1 ВИХІДНІ ДАНІ ДЛЯ ПРОЕКТУВАННЯ ОДНОРЕЖИМНОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА ТВЕРДОГО ПАЛИВА.....	5
2 ПОБУДОВА ПРОФІЛЮ ШВИДКОСТІ ЛА НА АКТИВНІЙ ДІЛЯНЦІ ТРАЕКТОРІЇ.....	5
3 ВИБІР НОМІНАЛЬНОГО ТИСКУ В КАМЕРІ ЗГОРЯННЯ.....	7
4 ВИБІР ТИПУ ПАЛИВНОГО ЗАРЯДУ Й ПАЛИВА.....	7
4.1 Основні переваги й недоліки твердих палив.....	9
4.1.1 Основні компоненти й присадки ТРП.....	10
4.1.2 Основні властивості твердих ракетних палив.....	14
4.1.3 Переваги й недоліки балістичних і сумішевих палив.....	14
5 РОЗРАХУНОК ПИТОМОГО ІМПУЛЬСУ ТЯГИ.....	19
6 ЕРОЗІЙНЕ ГОРІННЯ ТВЕРДИХ РАКЕТНИХ ПАЛИВ.....	20
7 ВИЗНАЧЕННЯ ПОТРІБНОГО ЗАПАСУ ПАЛИВА.....	22
8 ТЕПЛОЗАХИСНЕ ПОКРИТТЯ.....	22
9 ПРОЕКТУВАЛЬНИЙ РОЗРАХУНОК ПАЛИВНОГО ЗАРЯДУ.....	24
9.1 Розрахунок геометрії трубчастої шашки.....	24
9.2 Розрахунок геометрії телескопічного заряду.....	26
9.3 Розрахунок геометрії трубчасто-щілинного заряду.....	28
9.4 Розрахунок геометрії багатозашкового заряду.....	30
9.5 Розрахунок геометрії зіркоподібного заряду.....	32
10 ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ РДТП.....	33
10.1 Розрахунок геометричних параметрів камери згоряння.....	33
10.2 Визначення геометричних параметрів сопла.....	34
10.3 Визначення геометричних параметрів газоводу.....	36
10.4 Проектування елементів РДТП.....	36
10.5 Розрахунок запалювача.....	38
11 РОЗРАХУНОК МАСИ КОНСТРУКЦІЇ КОРПУСУ РДТП І КОЕФІЦІЄНТІВ ЙОГО МАСОВОЇ ДОСКОНАЛОСТІ.....	38
11.1 Розрахунок мас силових елементів.....	38
11.2 Визначення показників масової досконалості СУ.....	39
12 ПРИКЛАДИ КОНСТРУКЦІЙ РДТП.....	39
ДОДАТОК А Параметри моделі «Атмосфера Стандартна» (СА-81).....	45
БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК.....	46

Навчальне видання

**Бетіна Олена Юріївна
Бетін Денис Олександрович
Пащук Олександр Юрійович**

**ЕСКІЗНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ОДНОРЕЖИМНИХ ТВЕРДОПАЛИВНИХ
ДВИГУННИХ УСТАНОВОК**

Редактор Т. О. Іващенко

Зв. план, 2021

Підписано до друку 11.01.2022

Формат 60x84 1/16. Папір офс. Офс. друк

Ум. друк. арк. 2,7. Обл.-вид. арк. 3. Наклад 50 пр.

Замовлення 325. Ціна вільна

Видавець і виготовлювач

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Видавничий центр «ХАІ»

61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів
видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001