

В. Г. Єнотов, Б. І. Кушнір, О. В. Пустовгарова, А. М. Чубаров

МЕТОДОЛОГІЯ ВИБОРУ ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ МАРШОВИХ ДВИГУНІВ НА ТВЕРДОМУ ПАЛИВІ. МАТЕМАТИЧНЕ ТА ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Розглянуто методологію проектного розроблення маршових двигунів на твердому паливі на етапах робіт, що передують випуску конструкторської документації, виготовленню та випробуванням маршових двигунів. Ці етапи є найважливішими під час створення маршових двигунів, на них визначають конструктивні особливості та проектні параметри двигуна. У статті подано перелік і методологія вибору цих параметрів, величини яких повинні забезпечувати максимальну ефективність ракетного комплексу, тобто мати оптимальні значення. Метою оптимізації є знаходження екстремального значення цільової функції (критерію) від шуканих (тих, що оптимізуються) параметрів. Розглянуто різні види критеріїв, у тому числі найбільш застосовувані в практичній діяльності. Показано, що під час оптимізації проектних параметрів окрім основного в тій чи іншій мірі ураховуються й інші параметри. Великий обсяг розрахункових робіт під час вибору основних характеристик та оптимальних проектних параметрів викликає гостру технічну необхідність розроблення методик, що дозволяють в обмежений строк, без залучення широкого кола вузьких спеціалістів і з достатньою точністю визначити характеристики маршових двигунів та поставити їх на автоматизований розрахунок. На ДП «КБ «Південне» такі методики були створені у період з 2005 по 2019 рр. для різного класу маршових двигунів. У статті подано стислий опис цих методик із зазначенням діапазону параметрів, у якому вони були апробовані. Пошук оптимальної сукупності великої кількості проектних параметрів маршових двигунів і ракети, що визначена обраним критерієм ефективності, може бути здійснено за допомогою, наприклад, генетичного алгоритму, реалізованого в комп'ютерному додатку Optimization toolbox з пакета MATLAB. Для розв'язання цієї задачі крім програми з розрахунку маршового двигуна й алгоритму оптимізації необхідна програма автоматизованого розрахунку характеристик ракети, сполучна з програмою автоматизованого зовнішньобалістичного розрахунку критерію ефективності ракетної системи (наприклад, дальність стрільби). Ці програми повинні бути об'єднані в одну, якою повинен користуватися один спеціаліст. Ураховуючи великий обсяг робіт і відсутність на цей час об'єднаної програми, у статті дано рекомендації щодо зменшення кількості розрахунків, а також щодо діапазонів варіювання під час пошуку їхнього оптимального значення. Окрім загальноприйнятих критеріїв ефективності маршових двигунів (розділ 3) розглянуто та проаналізовано й інші критерії ефективності, запропоновані авторами. Показано, що критерії ефективності маршових двигунів повинні бути тісно пов'язані з параметрами ракети, у якій їх застосовують.

Ключові слова: проектні параметри, критерії ефективності, маршовий двигун, ракета, тверде паливо.

This paper dwells on the methodology of solid-propellant main engines design in the phases prior to release of design documentation, manufacturing and ME testing. These phases are the most important in the ME development, when design features and design parameters of the engine are defined. Article includes the list and methodology of these parameters selection, values of which should provide peak efficiency of the rocket complex, i.e. should have optimum values. The optimization purpose is to find the extreme value of the objective function (criterion) from required (optimizable) parameters. Various kinds of criteria, including the most used in practical activities are considered. It is shown that when optimizing design parameters besides the key one other parameters are also considered to some extent. Great amount of design work in selecting key characteristics and optimum design parameters leads to acute technical necessity of procedure development, which would define the ME characteristics within the limited time, with sufficient degree of accuracy and without involvement of wide range of narrow specialists and then set to the automated calculation on the personal computer (PC). Similar procedures were developed within the period from 2005 to 2019 for the various types of main engines in Yuzhnoye State Design Office. The article gives short description of these procedures, specifying the range of parameters they had been tested for. Optimum set of large number of ME and rocket design parameters, defined by the selected efficiency criterion can be selected, using the optimization algorithm, for example, the genetic algorithm realized in the Optimization toolbox application from MATLAB software package. To solve this problem besides the ME calculation program and optimization algorithm, the program for the automated calculation

of rocket characteristics, combined with the program of automated extra ballistic calculation of the missile system efficiency criterion (for example, range of firing) is also required. These programs should be combined into one to be used by only one specialist. Considering great amount of work and no combined program available, the article provides recommendations on reduction of the amount of calculations, and on variation ranges when searching for optimum value. Besides the conventional ME efficiency criteria (section 3), other authors-suggested efficiency criteria are also considered and analyzed. It is shown that ME efficiency criteria should be tightly linked with rocket parameters they are installed in.

Key words: design parameters, efficiency criterion, main engine, rocket, solid propellant.

1. Постановлення завдання

У цей час існує дуже багато технічної літератури з теорії ракетних двигунів на твердому паливі (РДТП). Зокрема, можна відзначити роботи таких авторів, як Я. М. Шапіро, Р. Я. Соркін, Я. Б. Зельдович, В. Я. Алемасов, Н. Ф. Дюнзе, Б. В. Орлов, Г. Ю. Мазінг, І. Х. Фахрутдінов, М. Баррер і ін. У цих роботах розглянуто фундаментальні положення з теорії процесів, що проходять у РДТП, викладено методи розрахунків внутрішньообалістичних параметрів, енергетичних характеристик, напружено-деформованого стану заряду твердого палива, проаналізовано методи й результати досліджень процесів горіння ТП, описано можливі конструктивні схеми й особливості двигунів.

Проте фахівцям у галузі твердопаливного двигунобудування важливо не тільки розрахувати характеристики РДТП, але й разом з розробником ракети вибрати їхні конкретні значення, за яких забезпечується максимальна ефективність ракетної системи і які визначають як оптимальні проектні параметри двигуна (ОПП).

З цього питання також існує ряд робіт [1, 2, 6], але, як правило, параметри ракети визначають у них не прямими розрахунками, а за допомогою емпіричних залежностей, параметри двигунів – на підставі статистичних даних. Такий підхід можливий для суцільно попередньої оцінки вигляду ракети та двигуна під час розроблення, наприклад, курсового або дипломного проєктів у вищих навчальних закладах (про що, до речі, і говорить назва робіт [1, 6]), але не під час серйозних досліджень, які проводять у конструкторському бюро. Саме методологію цих досліджень і підхід до вибору ОПП двигуна й ракети розглянуто в пропонованій статті.

2. Характеристики й умови роботи маршового двигуна, що визначають його вигляд. Параметри МД, що підлягають оптимізації

До особливостей і параметрів двигуна, що визначають його вигляд, належать:

- конструктивно-компонувальна схема;
- зовнішній діаметр (калібр) корпусу двигуна D_k ;
- маса заряду твердого палива m_3 ;
- секундна витрата продуктів згоряння (якщо вона змінна, то залежно від часу роботи) \dot{m} ;
- питомий імпульс тяги в пустоті $I_{\text{пит.п}}$;
- маса конструкції двигуна $m_{\text{констр}}$;
- діаметр зрізу сопла d_a .

Умови роботи, що впливають на характеристики МД:

- температурний діапазон експлуатації;
- тиск навколишнього середовища;
- необхідність збереження цілісності конструкції МД на пасивному відрізку польоту після закінчення роботи МД (при невідокремлюваній головній частині).

Ці величини й вимоги, як правило, заносять в технічне завдання (ТЗ) на МД, після чого формально починається його розроблення. Проте, щоб задати правильні значення характеристик, необхідно провести великий обсяг спільних досліджень розробникам ракети та маршового двигуна, метою яких є знаходження необхідних величин, що забезпечують максимальну ефективність ракетної системи, тобто метою є знаходження їхніх оптимальних значень.

Із зазначених вище характеристик оптимізації підлягають такі:

- діаметр корпусу;
- секундна витрата;
- діаметр зрізу сопла.

Маси заряду твердого палива й конструкції МД, звичайно, не мають оптимуму.

Особливо слід зупинитися на такому параметрі двигуна, як тиск у камері згоряння P_k . Ця величина, як правило, не входить до вимог технічного завдання. Розробника ракети вона формально не цікавить. Йому важливі маса конструкції МД і його питомий імпульс тяги. Проте від тиску в камері згоряння (КЗ) залежать усі балістичні, енергетичні й масово-габаритні характеристики двигуна. Тому визначення оптимального значення тиску в камері згоряння є першорядним завданням під час розроблення МД.

Також підлягає оптимізації крім діаметра зрізу сопла його відносна довжина надзвукової частини $\bar{L}_{\text{надзв}}$ – відношення довжини надзвукової частини до діаметра зрізу. Збільшення $\bar{L}_{\text{надзв}}$ з одного боку, веде до збільшення питомого імпульсу тяги, з другого боку – до погіршення масових характеристик МД і хвостового відсіку ракети й навпаки.

Таким чином, для одноступінчастої ракети проводять оптимізацію таких параметрів МД:

- тиску в камері згоряння;
- зовнішнього діаметра корпусу;
- секундної витрати продуктів згоряння;
- діаметра зрізу сопла;
- відносною довжини надзвукової частини сопла.

Для багатоступінчастої ракети крім оптимізації параметрів МД кожного ступеня визначають оптимальне співвідношення мас палива між ступенями.

3. Критерії для визначення оптимальних характеристик МД і ракети

Мета оптимізації полягає у визначенні екстремального значення цільової функції (критерію) ракетної системи $F_{\text{ц}} = f(\Pi_i)$, де Π_i – оптимізуваний параметр або тип схемного або конструкторського розв'язання, тобто визначення Π_i за якого функція $F_{\text{ц}}$ має краще (з урахуванням наявних обмежень) значення.

Методи оптимізації різняться за видом цільової функції (критерію ефективності) ракетної системи:

- балістична – умова забезпечення максимального значення корисного навантаження $m_{\text{к.н}}$ при постійній стартовій (початковій) масі ракети $m_{\text{поч}}$ й необхідних зовнішньобалістичних параметрах (наприклад, даль-

ність стрільби L) або умови забезпечення екстремальних значень зовнішньобалістичних параметрів при $m_{\text{к.н}} = \text{const}$ і $m_{\text{поч}} = \text{const}$;

- масово-габаритна – умова одержання мінімальної стартової маси й (або) мінімальних габаритів при постійних значеннях маси корисного навантаження та значень зовнішньобалістичних параметрів;

- економічна (вартісна) функція – умова створення ракетної системи з мінімальними фінансовими витратами при $m_{\text{к.н}} = \text{const}$, $L = \text{const}$;

- часова функція – умови розроблення ракетної системи;

- надійнісна – використання в ракетній системі випробуваних і відпрацьованих технічних рішень або збільшення обсягу експериментального відпрацьовування.

Слід зазначити такі обставини:

1. Із зазначених об'єктів оптимізації тільки для основних параметрів МД залежність цільової функції $F_{\text{ц}}$ від їхніх значень може бути подана в аналітичному та графічному вигляді, що дозволяє досить точно визначити положення точки екстремуму, за якого $\frac{\partial F_{\text{ц}}}{\partial \Pi_i} = 0$.

2. Знаходження точки екстремуму, наприклад, під час вибору конструктивно-компонувальних схем (ККС) або конструктивних рішень (КР) може бути здійснено перебором певної кількості цих об'єктів оптимізації (ККС, КР). У цьому випадку цільова функція буде мати точкові значення, а їхні екстремальні значення (умовні оптимуми) можуть бути отримані тільки методом порівняльного оцінювання.

3. Окремі цільові функції ракетної системи в загальному випадку не є незалежними одна від одної, і практично в будь-якому процесі ця залежність присутня.

Як правило, під час проектування МД за основу беруть зовнішньобалістичну функцію (дальність стрільби, кінцева швидкість, висота польоту й т. п. при $m_{\text{к.н}} = \text{const}$, $m_{\text{поч}} = \text{const}$), під час розрахунку якої враховують й інші функції й умови: наявність або необхідність створення нового технічного наробку, дослідних зразків-аналогів, матеріалів, палив, виробничої та випробної баз, відпрацьованість технічних рішень і т. д., тобто все, що впливає на економічну, часову й надійнісну функції.

Отже, визначення оптимальних проектних параметрів маршових двигунів можливе тільки після спільних досліджень розробників МД і ракети, після завершення яких отримані результати вносять у технічне завдання.

4. Математичне та програмне забезпечення розрахунків

Під час розробляння двигуна необхідно проводити роботи з оптимізації п'яти параметрів: P_k , D_k , \dot{m} , d_a , $\bar{L}_{\text{нальв}}$. Для знаходження оптимального значення будь-якого параметра необхідно як мінімум три розрахунки МД для трьох значень (трьох точок) цього параметра. При цьому, якщо припустити, що, вибравши оптимальне значення якого-небудь параметра (наприклад, тиску в КС) при постійних («заморожених») значеннях інших характеристик, воно не буде оптимальним при варіюванні цими характеристиками, то загальне число розрахунків МД (якщо є базовий варіант, про який буде сказано нижче) становитиме $k = n^m - n^{m-1}$, де k – загальна кількість розрахунків; n – кількість розрахунків одного параметра; m – кількість варіюваних параметрів.

При $n = 3$ і $m = 5$ число розрахунків становить $k = 3^5 - 3^4 = 162$. Звичайно, що провести такий обсяг робіт із залученням фахівців з розрахунків енергетичних, газодинамічних, внутрішньобалістичних характеристик, розрахунків теплових режимів і міцності практично неможливо. При цьому, якщо теоретично припустити, що оптимальне значення параметра перебуватиме між розглянутими трьома точками, то завдання стає взагалі нездійсненне.

Ця обставина викликає необхідність розроблення методик і програм, що дозволяють в обмежений строк, без залучення широкого кола вузьких фахівців і з достатньою точністю визначити характеристики МД. Проблемам створення таких методик і програм проектного розрахунку та визначення характеристик маршових двигунів присвячено ряд робіт, проведених ДП «КБ «Південне» у період з 2003 по 2019 рр. На підставі цих досліджень було розроблено ряд навчально-методичних посібників (НМП) для автоматизованого визначення характеристик маршових двигунів на

твердому паливі ракет різного класу та призначення.

1. НМП для розрахунків МД тактичних, оперативно-тактичних і зенітних керованих ракет. Корпуси цих МД виконані з високоміцних металевих матеріалів, сопла стаціонарні. Як підваріант розглянуто стаціонарні сопла, з'єднані з корпусами газоводами для розміщення у хвостовому відсіку елементів керування ракети в атмосфері [4, 6].

Навчально-методичний посібник апробовано у таких діапазонах проектних параметрів МД:

- за зовнішнім діаметром корпусу – від 300 до 900 мм;
- за масою заряду твердого палива – від 300 до 3000 кг;
- за тиском у камері згоряння – від 40 до 150 кгс/см²;
- за часом роботи МД – від 10 до 50 с;
- за ступенем розширення сопла – від 2,5 до 3,5.

2. НМП для розрахунків МД оперативно-тактичних ракет, ракет середньої та міжконтинентальної дальності, ракет-носіїв космічного призначення. Корпуси цих МД виконано з композиційних матеріалів, сопла поворотні керувальні із системою гідравлічних і електричних приводів [5, 6].

Ця методика апробована й дозволяє вести розрахунки МД у таких діапазонах параметрів:

- за зовнішнім діаметром корпусу – від 900 до 2500 мм;
- за масою заряду твердого палива – від 2100 до 65000 кг;
- за тиском в камері згоряння – від 40 до 120 кгс/см²;
- за часом роботи двигуна – від 10 до ≈ 100 с;
- за ступенем розширення сопла – від 2 до 10.

3. До МД зенітних керованих ракет ставлять вимогу щодо дворезимності роботи: стартовий (форсований) і маршовий режими. У зв'язку з цим було розроблено навчально-методичний посібник [3], що дозволяє визначити умови, необхідні для виконання параметрів дворезимної діаграми тяги (витрати), а у випадку невиконання цих умов – надати можливі варіанти здійснення діаграм витратно-тягових

характеристик розробнику ракети для вибору найбільш прийняттого.

Усі зазначені методики поставлено на автоматизований розрахунок на ПК із графічною побудовою схеми МД.

У загальному спрощеному вигляді суть розроблених методик зводиться до такого:

1. Визначають перелік аргументів, від яких залежить шуканий параметр маршового двигуна, і ступінь їхнього впливу на цей параметр.

2. Використовуючи основні положення теорії РДТП, міцності, теплообміну й т. п., формують основні базові дані про розглянутий параметр.

3. З метою підвищення точності розрахунків ураховують наявні статистичні дані, у тому числі й експериментальних досліджень з уже розроблених двигунів.

4. Проводять оброблення отриманих результатів і визначають аналітичну залежність (для складних залежностей за допомогою Microsoft Office Excel і Mathcad 15) для розрахунків тієї або іншої характеристики двигуна або його вузла.

5. Визначають порядок розрахунків МД і його складових, розробляють програму автоматизованого розрахунку на ПК. Стандартна структура програми являє собою хмcd-файл, що дозволяє наочно вводити вихідні дані, записувати математичні вирази (формули, залежності) у їхній загальній традиційній нотації (нормального багатоперехового математичного рівняння), що істотно спрощує її використання.

Програма дозволяє відстежувати проміжні розрахунки, контролювати правильність отриманих результатів, мати можливість їх модифікувати та відстежувати можливі помилки, допущені під час введення формул або під час створення самої математичної моделі.

Після введення в ПК проектних параметрів, що задаються, а також характеристик палива, матеріалів конструкції, умов роботи розрахунок характеристик МД відбувається практично миттєво з виведенням їх на друк, включаючи габаритну схему маршового двигуна. При виборі оптимальних проектних параметрів, коли число варіантів обчислюється десятками, характеристики палива, матеріалів, умови роботи вводять один раз, змінюються тільки значення варіюваних параметрів. Для цього розроб-

нику МД необхідно знати діапазон варіювання параметрів, який визначають разом з розробниками ракети.

5. Визначення діапазону варіювання проектними параметрами

Для визначення діапазону варіювання проектних параметрів МД необхідний базовий варіант ракети з попереднім визначенням її характеристик виходячи із заданих вимог до значення корисного вантажу, дальності стрільби (або іншого балістичного критерію), рівня прийнятих характеристик палива й матеріалів конструкції.

У принципі базовий варіант може бути сформований за допомогою аналітичних залежностей, запропонованих у згаданих вище роботах [1, 2, 6]. Проте цей шлях може призвести до істотних помилок у визначенні його характеристик. Наприклад, визначення дальності стрільби повинне проводитися не за допомогою аналітичних залежностей, а прямим зовнішньобалістичним розрахунком. Це тим більше важливо, що в цей час під час розроблення ряду ракетних систем використовують не тільки балістичну, але й аеробалістичну траєкторію польоту, за якої ракета або її відокремлювана частина робить маневри (у тому числі й в атмосфері). Визначати з необхідною точністю дальність польоту таких ракет за допомогою аналітичних залежностей неможливо.

ДП «КБ «Південне» має великий досвід створення ракетних систем і маршових двигунів різного класу. Таким чином, характеристики базового варіанта необхідно визначати з урахуванням наявного досвіду, на підставі розроблених методик і з обов'язковим проведенням прямого зовнішньобалістичного розрахунку.

При виборі базового варіанта характеристики МД, що визначають вигляд ракети, знаходять не за допомогою статистичних даних, а розрахунком, проведеним за методиками, викладеними у попередньому розділі, що ще більше підтвердить обґрунтованість характеристик базового варіанта.

Після вибору базового варіанта ракети, а отже – і параметрів, що підлягають оптимізації (P_k , D_k , \dot{m} , d_a , $\bar{L}_{\text{надзв}}$), призначають діапазон їх варіювання для визначення оптимальних значень, який звичайно становить

$\pm 15\text{--}20\%$ базових значень. Застосування під час оптимізації для розрахунків обраного критерію (у цьому випадку дальність стрільби L) емпіричних залежностей не прийнятне, як і під час розрахунків базового варіанта, через їхню малу точність.

У практиці робіт бувають випадки, коли проводять оцінку зміни дальності стрільби при зміні будь-якого параметра, що впливає на нього (маси конструкції, палива, питомого імпульсу тяги, секундної витрати) за допомогою частинних похідних $\frac{\partial L}{\partial m_3}$, $\frac{\partial L}{\partial \dot{m}}$, $\frac{\partial L}{\partial m_{\text{констр}}}$, $\frac{\partial L}{\partial I_{\text{пит.п}}}$.

Під час оптимізації проектних параметрів використання частинних похідних неможливе з таких причин:

- частинні похідні можна використовувати у вузькому діапазоні, тобто в найближчому околу змінюваного параметра;
- для розрахунків частинних похідних однаково потрібне проведення прямих балістичних розрахунків.

6. Визначення оптимальних параметрів двигуна та ракети

Значний обсяг розрахунків під час пошуку оптимальної сукупності та великої кількості проектних параметрів, обумовлених обраним критерієм, може проводитися за допомогою алгоритму оптимізації, наприклад генетичного алгоритму, реалізованого в додатку Optimization toolbox з пакета програм MATLAB. У результаті розрахунків варіантів ракет з розрахованими варіантами МД за зазначеними в розділі методиками у багатомірному просторовому зображенні з'являється ряд точок з екстремальними значеннями обраного критерію (наприклад, дальності стрільби). У результаті дослідження області з максимальними значеннями отриманих екстремумів за допомогою зазначеного алгоритму знаходимо глобальний екстремум з відповідним комплектом набору значень варіюваних параметрів.

Для розв'язання такої задачі необхідні такі програми:

1. Програма автоматизованого розрахунку маршового двигуна на твердому паливі.

2. Програма автоматизованого розрахунку характеристик ракети, сполучена із програмою прямого зовнішньобалістичного розрахунку критерію ефективності.

3. Комп'ютерний додаток Optimization toolbox.

Ці програми повинні бути об'єднані в одну, якою повинен користуватися один оператор, і це, звичайно, повинен бути проєктант-розробник ракетної системи.

Програми автоматизованого розрахунку маршових двигунів різного призначення розроблені, пакет програм MATLAB є на ДП «КБ «Південне». У той же час програму автоматизованого розрахунку ракети, сполучену із програмою зовнішньобалістичного розрахунку, ще необхідно буде розробити. Через цю обставину з урахуванням необхідності розрахунку значної кількості варіантів розв'язування задачі знаходження глобального оптимуму за допомогою алгоритму, реалізованого в додатку Optimization toolbox з пакета програм MATLAB, у цей час не можливо.

Проте виходячи з багаторічного досвіду ДП «КБ «Південне» з урахуванням особливостей проєктування ракетних систем з маршовими двигунами на твердому паливі кількість розрахунків з вибору оптимальних проектних параметрів може бути значно скорочена.

7. Особливості проєктування маршових двигунів і ракет на твердому паливі

Як зазначалося вище, види цільових функцій (критеріїв ефективності) не є незалежними один від одного. При використанні балістичного критерію враховують і інші цільові функції, у тому числі виробничий і промисловий наробок, необхідне встаткування й оснащення, вимірювальну апаратуру й інструментарій.

Тут досить цікаво розглянути історію створення перших балістичних ракет у СРСР – 8А11 (аналог ФАУ-2), 8Ж38, 8К51, 8К63. Ракета 8К63 перевищує 8А11 за стартовою масою майже в три рази, за дальністю стрільби – майже в сім раз. У той же час їхній діаметр (як і ракет 8Ж38 і 8К51) становить 1652 мм, що пояснювалося наявністю виробничого наробку. І тільки під час розроблення ракети 8К65 з масою та дальністю,

що перевищують масу та дальність 8К63 в ~ 2 рази, був здійснений перехід з діаметра 1652 мм на діаметр 2400 мм.

Другий приклад. Триступінчаста ракета 15Ж61 (залізничний комплекс) має діаметр усіх ступенів (і двигунів) той самий – ~ 2400 мм, хоча з погляду критерію оптимальності другий, а тим більше третій ступені повинні бути виконані в меншому діаметрі. Тут свою роль зіграла не оптимальність ракети, а обмеження на її розміщення (за довжиною) у залізничному вагоні.

Такий же підхід дотримували до більшості тактичних і оперативно-тактичних ракет – у першу чергу на діаметр впливає не балістичний фактор, а промисловий наробок, габаритні обмеження, кількість ракет на транспортно-пусковій машині й т. п.

У практиці не було випадків оптимізації твердопаливних ракет за діаметром, за винятком того часу, коли на ДП «КБ «Південне» почалися роботи з твердопаливного напрямку й коли не було жодної статистики та жодного виробничого наробку з цієї тематики. У цьому випадку діаметр двигуна, як правило, до оптимізовуваних параметрів не входить, завдяки чому кількість розрахунків скорочується втричі. Винятком тут іноді можуть бути МД зенітних керованих ракет або ракет, що працюють у подібних умовах.

У роботі [1] розглянуто приклад розрахунків міжконтинентальної триступінчастої ракети. Висота закінчення робіт її ступенів становить:

- перший ступінь – $\sim 30\text{--}35$ км;
- другий ступінь – ~ 70 км;
- третій ступінь – більше 100 км.

Атмосферний тиск P_h на цих висотах для першого та другого ступенів становить відповідно 0,012 і 0,0005 кгс/см², а для третього – практично відсутній. У результаті проведених розрахунків у зазначеному прикладі оптимальний тиск на зрізі сопла P_a (для забезпечення розрахункового або близького до нього розрахункового режиму витікання продуктів згоряння) становить за ступенями 0,6; 0,15 і 0,08 кгс/см².

У той же час, якщо взяти триступінчасту ракету 15Ж60, то тиск на зрізі сопел МД першого, другого та третього ступенів становить відповідно 0,9; 0,25 і 0,125 кгс/см².

Один з розроблених ДП «КБ «Південне» маршових двигунів оперативно-тактич-

ної ракети працює починаючи з поверхні Землі ($P_h \approx 1$ кгс/см²) до висоти ≈ 25 км ($P_h \approx 0,02$ кгс/см²) за тиску навколишнього середовища на середній висоті активного відрізка траєкторії ($h = 12$ км), що дорівнює $\approx 0,2$ кгс/см². У той же час на зрізі сопла цього двигуна тиск становить ≈ 1 кгс/см².

Як видно з наведених даних усі сопла цих двигунів явно недорозширені, що викликано в більшості випадків необхідністю зменшення діаметра зрізу сопла (порівняно з його оптимальним значенням) через обмеження об'єма – за довжиною та діаметром – хвостового відсіку ракети під час його компонування. Це, по-перше, пояснює, чому в технічному завданні на розроблення МД поставлено вимогу до діаметра зрізу сопла, а не до тиску на його зрізі, і, по-друге, дозволяє оптимізацію d_a взагалі не проводити, а брати його максимально можливим з умови компонування, завдяки чому також знижується кількість розрахунків на вибір ОПП.

У розділі 4 сказано, що якщо вибрати оптимальне значення якого-небудь параметра при постійних («заморожених») значеннях інших характеристик, наприклад, базового варіанта, то воно не буде оптимальним при варіюванні цими іншими характеристиками, чим пояснюється така велика кількість розрахунків. Проте практика показує, що, наприклад, тиск у камері згоряння залежить не тільки від параметрів МД, а в першу чергу визначається питомою міцністю матеріалів конструкції (чим вище питома міцність, тим вище оптимальний тиск у КС) і умовами роботи двигуна, тобто номером ступеня (оптимальний тиск у камері згоряння за ступенями, починаючи від першого, знижується).

У цьому випадку вибір проектних параметрів проходить двома етапами:

1. Визначають оптимальний тиск у камері згоряння за постійних інших параметрів базового варіанта. Розробник уточнює характеристики МД для $P_k = P_{k, \text{опт}}$;

2. Проводять оптимізацію інших параметрів при $P_k = P_{k, \text{опт}}$.

У цьому випадку кількість варіантів, які перебирають, якщо є точки базового варіанта, становитиме десять (два варіанти для $P_{k, \text{опт}}$ вибору й вісім при варіюванні й виборі чотирьох параметрів – $D_k, \dot{m}, d_a, \bar{L}_{\text{надзв}}$). При постійних значеннях D_k і d_a – шість варіантів.

Така кількість варіантів може бути перелічена в прийнятний термін і при відсутності програми автоматизованого розрахунку ракети та комп'ютерного додатка Optimization toolbox з пакета програм MATLAB.

При виборі ОПП слід дотримуватися обмежень, які можуть виявитися в діапазоні варіювання якої-небудь характеристики. До них можна віднести обмеження за швидкістю горіння обраного палива, часом роботи МД і, отже, секундною витратою, обмеження за довжиною двигуна, зокрема, ступенем заглибленості сопла в корпус і т. п. За отриманими результатами оптимізації та з урахуванням наявних обмежень проводять розрахунок маршового двигуна та ракети в цілому для обраних значень про-

ектних параметрів. Отримані результати вносять у технічне завдання на розроблення двигуна.

8. Порядок розроблення МД після випуску та погодження ТЗ

Після отримання технічного завдання розробник МД проводить уточнення проектно-конструкторських рішень (якщо є потреба) і формує вихідні дані та вимоги до спеціалізованих підрозділів-розробників двигуна. Розрахунок цих вихідних даних на ДП «КБ «Південне» автоматизований і проводиться на ПК [7]. Типову блок-схему розроблення МД після отримання ТЗ подано на рис. 1.

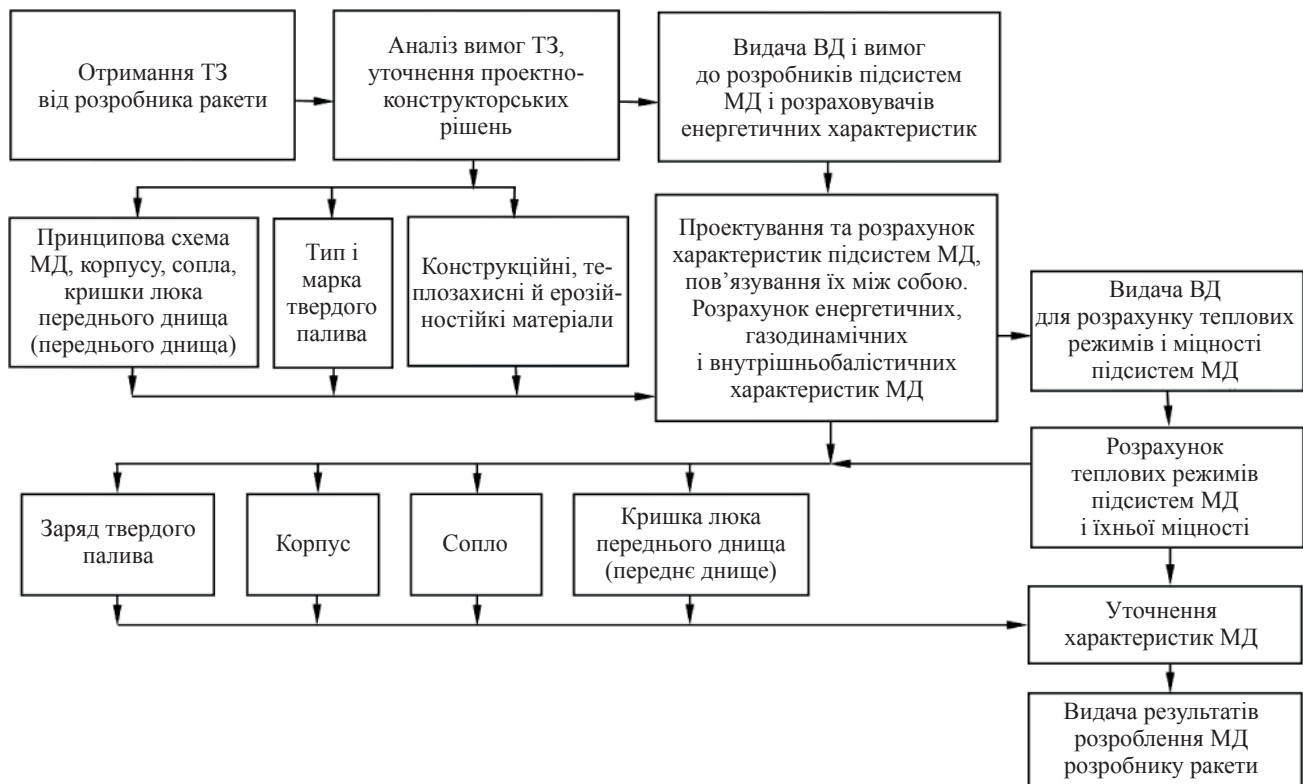


Рис. 1. Порядок проектування МД (типова блок-схема)

Може трапитися, що після робіт, проведених як розробниками ракети, так і розробниками вузлів МД, розраховувачами енергетики, внутрішньої балістики, теплових режимів і міцності, характеристики двигуна можуть змінитися. Як показує досвід робіт ДП «КБ «Південне» і численні статистичні дані, критерій ефективності ракетної системи, наприклад дальність стрільби L , може змінитися, але не змінить місце екстрему-

му відносно раніше варіюваних параметрів. У разі, якщо значення L виявиться нижче необхідного, як правило, коректують масу твердого палива. Це відбувалося неодноразово в практиці робіт під час створення маршового двигуна ЗД65. Збільшення маси палива становило від 2 до 4 %. Причому в деяких випадках це коректування було проведено на етапі розроблення проектно-конструкторської документації, то в інших –

на етапі, коли вже було створено значний наробіток з виробничого оснащення з відповідними фінансовими витратами. Цей факт ще раз говорить про особливу важливість робіт, проведених на етапі пошукових і проектних досліджень.

9. Аналіз інших критеріїв ефективності маршових двигунів на твердому паливі

Прийняті критерії ефективності маршових двигунів і ракетних систем на твердому паливі розглянуто в розділі 3. При цьому КЕ для двигунів не можуть бути самостійними й відокремленими від критеріїв ефективності ракети хоча б виходячи з того, що маса споряджених двигунів для одноступінчастої ракети становить до $\approx 70\%$ від її маси, а для МБР – до $\approx 85\%$.

Очевидно, для спрощення розрахунків і зменшення їх обсягу ряд авторів [6] пропонують ввести такий КЕ для РДТП:

$$K = \frac{I_{\Sigma п}}{m_{поч}} = \frac{I_{пит.п} m_3}{m_3 + m_{констр}} = \frac{I_{пит.п} m_3}{m_3 + \alpha m_3} = \frac{I_{пит.п}}{1 + \alpha},$$

де $I_{\Sigma п}$ – сумарний імпульс тяги в пустоті; $m_{поч}$ – маса спорядженого двигуна;

$\alpha = \frac{m_{констр}}{m_3}$ – коефіцієнт масової досконалості двигуна.

Відразу ж впадає в око той факт, який автори визнають, що пропонований критерій не пов'язаний з параметрами ракети й умовами її польоту. Тут необхідно розрізняти відмінність від критерію ефективності двигуна у складі ракети від його енергомасової досконалості, яка може визначатися виразом $K = \frac{I_{пит.п}}{1 + \alpha}$. Можна безмежно збільшувати масу палива, збільшувати масу двигуна й ракети зі збільшенням її дальності стрільби (при цьому критерії не розглядаються) навіть при постійному значенні показника α (який при збільшенні маси палива має тенденцію до зниження) і при цьому залишати пропонований КЕ незмінним.

Для більшої переконливості розглянемо три варіанти двигунів з постійним значенням пропонованого коефіцієнта ефективності та проведемо розрахунки дальності стрільби ракети з цими двигунами. Розрахунок параметрів проводитимемо у вузькому діапазоні стартових мас, при якому можуть бути збережені діаметр ракети, маси елементів її конструкції, а також головної частини, за винятком маси конструкції двигунів, яку будемо розраховувати при постійному коефіцієнті масової досконалості α .

Ці розрахунки наведено в табл. 1.

Таблиця 1

Результати розрахунків дальності стрільби при постійному значенні КЕ

Найменування характеристики	Значення		
	Варіант 1	Варіант 2	Варіант 3
Маса головної частини й елементів конструкції ракети, за винятком маси конструкції маршового двигуна, кг	500	500	500
Маса заряду твердого палива, кг	1000	1100	900
Маса конструкції МД, кг	100	110	90
Маса спорядженого двигуна, кг	1100	1210	990
Маса ракети, кг: – початкова; – кінцева	1600 600	1710 610	1490 590
Питомий імпульс тяги в пустоті, с	260	260	260
Пропонований коефіцієнт ефективності, с	236,36	236,36	236,36
Швидкість Ціолковського, м/с	2502	2588	2363
Швидкість польоту ракети наприкінці активного відрізка траєкторії, м/с	1746	1816	1641
Дальність стрільби, км	332	364	286,6

Як видно з табл. 1, при тому самому значенні КЕ дальність стрільби істотно змінюється (до 27 %) через різний запас палива та стартової маси ракети.

Розглянемо тепер три варіанти ракети з постійною стартовою масою й постійною масою спорядженого двигуна, але з різним питомим імпульсом тяги в пустоті (табл. 2).

Таблиця 2

Результати розрахунків ракетної системи з постійною масою спорядженого двигуна й різним питомим імпульсом тяги в пустоті

Найменування характеристики	Значення		
	Варіант 4	Варіант 5	Варіант 6
Маса головної частини й елементів конструкції ракети, кг	500	500	500
Маса заряду твердого палива, кг	1000	1000	1000
Маса конструкції двигуна, кг	100	100	100
Маса спорядженого МД, кг	1100	1100	1100
Маса ракети, кг: – початкова; – кінцева	1600 600	1600 600	1600 600
Питомий імпульс тяги в пустоті, с	260	250	270
Сумарний імпульс тяги в пустоті, кг·с	260000	250000	270000
Пропонований КЕ, с	236,36	227,27	245,45
Швидкість Ціолковського, м/с	2501,7	2405,5	2597,9
Швидкість польоту ракети наприкінці активного відрізка траєкторії, м/с	1747,30	1673,64	1824,10
Дальність стрільби, км	332,90	300,83	367,00

Як видно, у цьому випадку тенденція зміни коефіцієнта ефективності двигуна збігається з тенденцією зміни коефіцієнта ефективності ракети – дальності стрільби, тобто спостерігається якісна картина, але не кількісна. Так, якщо у варіанті 6 порівняно з варіантом 5 дальність стрільби збільшилася на $\approx 22\%$, то КЕ – на $\approx 8\%$. Крім того, пропонований коефіцієнт ефективності на відміну від розглянутих у розділі 4 (балістичний, часовий, вартісний і т. п.) не несе будь-якої змістової інформації.

Крім цього прийняття коефіцієнта ефективності $K = \frac{I_{\text{пит.п}}}{1 + \alpha}$ призводить ще до ряду невідповідностей.

Маршовідвигуни тактичних, оперативно-тактичних, зенітних керованих ракет, ракет класу «повітря-повітря» і «повітря-земля»,

МД перших ступенів стратегічних ракет і ракет космічного призначення працюють при тиску навколишнього середовища (атмосферному тиску). У цьому випадку прагнення підвищити пропонований КЕ за рахунок питомого імпульсу тяги в пустоті, що входить в нього, наприклад, за рахунок збільшення ступеня розширення сопла (збільшення d_a , зменшення діаметра критичного перерізу сопла за рахунок зниження витрати) може привести до зниження питомого імпульсу тяги при наявності атмосферного тиску за рахунок висотного додатка $\frac{S_a P_h}{\dot{m}}$. У цьому випадку, формально підвищуючи коефіцієнт ефективності $K = \frac{I_{\text{пит.п}}}{1 + \alpha}$, можна погіршити ефективність МД і ракети.

Висновки

1. Проведено огляд методології вибору проектних параметрів маршових двигунів на твердому паливі.

2. Розглянуто етапи й порядок розроблення МД до початку випуску конструкторської документації, виготовлення та випробувань двигуна.

3. Розглянуто критерії ефективності МД і їхній взаємозв'язок.

4. Визначено перелік характеристик маршових двигунів, що підлягають оптимізації при виборі ОПП.

5. Дано оцінку кількості варіантів розрахунків при взаємозалежності оптимумів варіюваних параметрів.

6. Наведено необхідне математичне та програмне забезпечення, у тому числі під час пошуку глобального оптимуму.

7. На підставі наявного досвіду та статистичних даних розроблено пропозиції щодо скорочення обсягу проектних робіт.

8. Показано, що коефіцієнт ефективності маршового двигуна повинен бути пов'язаний з параметрами ракети, у якій його застосовують.

Список використаної літератури

1. Павлюк Ю. С. Баллистическое проектирование ракет: учеб.-метод. пособие для вузов. УДК 623.451.8. Изд-во ЧГТУ, Челябинск, 1996. 92 с.

2. Николаев Ю. М., Соломонов Ю. С. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. М., 1979. 240 с.

3. Енотов В. Г., Кириченко А. С., Пустовгарова Е. В. Особенности расчета и выбора

расходной диаграммы двухрежимных маршевых РДТТ: учеб.-метод. Пособие. Под ред. академ. А. В. Дегтярева. Днепр, 2019. 68 с.

4. Енотов В. Г., Кушнир Б. И., Пустовгарова Е. В. Методика-программа проектной оценки характеристик маршевых двигателей на твердом топливе с корпусами из высокопрочных металлических материалов, стационарными соплами и постановка ее на автоматизированный расчет: учеб.-метод. пособие. Второе изд., переработ. и доп. Под ред. А. С. Кириченко. Днепр, 2019. 91 с.

5. Енотов В. Г., Кириченко А. С., Кушнир Б. И., Пустовгарова Е. В. Методика проектной оценки характеристик маршевых двигательных установок на твердом топливе с поворотными управляющими соплами, пластиковыми цельномотанными корпусами и постановка ее на автоматизированный расчет: учеб.-метод. пособие. Второе изд., переработ. и доп. Под ред. академ. А. В. Дегтярева. Днепр, 2019. 149 с.

6. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. М., 1980. 55 с.

7. Расчетные материалы для подготовки и выдачи исходных данных на разработку узлов маршевых двигательных установок на твердом топливе. Расчет ИД методом автоматизированного проектирования оперативно-тактических ракет: инженерн. записка 553–376 ИЗ. ГП «КБ «Южное». Днепропетровск, 2017. 30 с.

8. Методика автоматизированного проектирования оперативно-тактических ракет: науч.-техн. отчет ОЗ-453/32 НТО. ГП «КБ «Южное». Днепропетровск, 2010. 127 с.

Стаття надійшла 17.02.2021