

Державний концерн "Укроборонпром"  
Державне підприємство "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро  
"Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка

**УЛІТЕНКО ЮРІЙ ОЛЕКСАНДРОВИЧ**



УДК 629.7.083

**УДОСКОНАЛЕНИЙ НАУКОВО-МЕТОДИЧНИЙ АПАРАТ  
ОБҐРУНТУВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ТА ХАРАКТЕРИСТИК  
ПОВІТРЯНО-РЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ СИЛОВИХ УСТАНОВОК  
ВИСОКОШВИДКІСНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

05.05.03 – Двигуни та енергетичні установки

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

Запоріжжя – 2019

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана у Державному підприємстві "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка Державного концерну "Укроборонпром".

### **Науковий керівник:**

кандидат технічних наук, доцент **Кіслов Олег Володимирович**, Національний аерокосмічний університет імені М.Є. Жуковського "ХАІ", Міністерство освіти і науки України, професор кафедри теорії авіаційних двигунів.

### **Офіційні опоненти:**

доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії України, **Панін Владислав Вадимович**, Державний університет інфраструктури та технологій Міністерства освіти і науки України (м. Київ), в.о. ректора Державного університету інфраструктури та технологій.

доктор технічних наук, професор, **Українець Євген Олександрович**, Харківський національний університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба Міністерства оборони України (м. Харків), професор кафедри конструкції та міцності літальних апаратів та двигунів.

Захист відбудеться «21» лютого 2020 року о 14:30 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради К17.740.01 у Державному підприємстві "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка за адресою: 69068, м. Запоріжжя, вул. Іванова, 2, корпус конструкторського науково-дослідного комплексу, кімн. 301.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Державного підприємства "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка, 69068, м. Запоріжжя, вул. Іванова, 2, та на сайті підприємства [www.ivchenko-progress.com](http://www.ivchenko-progress.com) у розділі "Про підприємство" - "Спеціалізована вчена рада".

Автореферат розісланий «19» грудня 2019 року.

### **Вчений секретар**

спеціалізованої вченої ради К17.740.01  
кандидат технічних наук



О.В. Петров

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** Протягом останніх років розглядаються принципово нові транспортні космічні системи (ТКС), що можуть бути створені на основі авіаційно-космічних систем (АКС) з комбінованою силовою установкою. При цьому комбінована силова установка може складатися з декількох типів повітряно-реактивних двигунів (ПРД) і рідинного ракетного двигуна. У даній роботі у якості комбінованої силової установки досліджено два типи двигунів: турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згорання (ТРДДФ) та прямоточний ПРД (ППРД). Аналіз профілів польоту АКС свідчить, що на більшій частині атмосферної ділянки траєкторії розгону використовується повітря для створення сили тяги, а для окислення палива – атмосферний кисень. Це дозволяє зменшити стартову масу системи. Така АКС здатна доставити на навколосемну орбіту вантаж, вага якого дорівнює 3...5 % від його максимальної злітної маси. Як відомо, питома вартість доставки таким шляхом в 20...50 разів менше, ніж при використанні ракет-носіїв. При цьому найбільш важливою науково-технічною задачею є раціональний вибір параметричного обрису ПРД силової установки у складі високошвидкісного літального апарату (ЛА) для польоту за складною траєкторією з виведенням корисного навантаження на задану орбіту.

Важливу роль у дослідженнях АКС внесли відомі наукові діячі зі Сполучених Штатів Америки (США) (наприклад, G.A. Landis, S.P. Langley, A. Rudolph, P.M. Bowers, E. Rees, A. Silverstein та інші), Європи (W. von Braun, M. von Braun, K. Dannenberg, E. Stuhlinger, H. von Ohain, K.A. Ehricke та інші), Радянського Союзу (Д.Є. Охоцимський, М.О. Пілюгін, М.К. Янгель, В.М. Челомей, Г.Є. Лозино-Лозинський, В.Ф. Уткін, О.А. Туполєв, О.К. Антонов, В.І. Близнюк, Г.М. Скопєць та інші). Нині активно ведуться роботи щодо створення АКС на основі застосування комбінованої силової установки з ТРДДФ, ППРД і гіперзвуковими ППРД. Оптимальне компонування таких систем у найменшій мірі піддається формалізації і тому, на початковому етапі проектування, не може бути однозначно визначене та автоматизоване. Його технічну та економічну ефективність можливо оцінити різними методами і з різних позицій в залежності від комбінації елементів силової установки. Таким чином, удосконалення науково-методичного апарату обґрунтування параметрів та характеристик ПРД силової установки високошвидкісного ЛА є актуальним науково-технічним завданням.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Основні етапи дисертаційної роботи виконані відповідно до напрямів наукових досліджень Державного підприємства "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка на 2012...2019 роки та науково-дослідних робіт: № держреєстрації 0112U006671 "Розробка концепції створення силової установки на базі ТРДД АИ-222-25Ф для польотів з швидкостями 0...6 М на висотах до 25...40 км", Інв. № М-58066 (Т/о № 127/2016) "Визначення вигляду прямоточного повітряно-реактивного двигуна для транспортно-космічної системи", Інв. № М-58716 (Т/о № 159/2016) "Визначення вигляду перспективних прямоточних повітряно-реактивних двигунів для безпілотних літальних апаратів"

та Інв. № М-59168 (Т/о № 194/2017) "Визначення вигляду перспективних прямоточних повітряно-реактивних двигунів для ракет космічного призначення".

Робота відповідає основним завданням "Стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості на період до 2020 року", що схвалена розпорядженням Кабінету Міністрів України від 27 грудня 2008 р. № 1656-р. Матеріали дисертаційних досліджень частково викладені в науково-дослідних роботах і технічних звітах, що виконувалися Державним підприємством "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка.

**Мета і завдання досліджень.** Метою дисертаційної роботи є удосконалення науково-методичного апарату обґрунтування параметрів та характеристик ПРД силової установки високошвидкісного ЛА для покращення його експлуатаційних характеристик.

Для досягнення поставленої мети необхідно було вирішити наступні задачі:

- провести аналіз і узагальнити сучасний стан науково-методичного апарату щодо напрямів розширення експлуатаційного діапазону існуючих і перспективних високошвидкісних ЛА та їх силових установок;

- удосконалити науково-методичний апарат обґрунтування параметрів та характеристик ПРД силової установки високошвидкісного ЛА на основі комплексного дослідження параметрів та характеристик;

- провести дослідження удосконаленого науково-методичного апарату на основі визначення максимальної крейсерської дальності польоту високошвидкісного ЛА з оптимальним розподілом маси між ступенями комбінованої силової установки;

- розробити заходи щодо покращення параметрів та характеристик ПРД силової установки на основі впорскування води на вході в ПРД;

- обґрунтувати параметри та характеристики ПРД силової установки на основі розробки відносного критерію для оцінювання ступеня впливу нового технічного рішення на якість виконання завдання АКС;

- запропонувати рекомендації щодо вибору раціонального параметричного обрису ПРД силової установки високошвидкісного ЛА на основі потенціалу вітчизняної промисловості України.

**Об'єкт дослідження** – робочий процес повітряно-реактивних двигунів силової установки високошвидкісного літального апарату.

**Предмет дослідження** – параметри та характеристики повітряно-реактивних двигунів силової установки високошвидкісного літального апарату.

**Методи дослідження:**

1. Методи системного аналізу для проведення ієрархічного аналізу основних параметрів і характеристик високошвидкісного ЛА та ПРД силової установки та їх математичного моделювання.

2. Методи статистичного аналізу для визначення вагових, геометричних та аеродинамічних характеристик елементів планеру АКС та висотно-швидкісних характеристик ПРД силової установки з уточненням їх вибору для математичного моделювання льотно-технічних характеристик високошвидкісного ЛА.

3. Ретроспективний метод, що дозволяє розробити і проаналізувати відносний критерій оцінювання ступеня впливу нового технічного рішення на якість виконання

завдання АКС. На основі ретроспективного аналізу визначаються технічні характеристики, що відображають ступінь досконалості і складність конструкції та виробничі показники, що характеризують технології виготовлення АКС.

4. Методи математичного моделювання робочого процесу в елементах ПРД силової установки для покращення параметрів і характеристик двигуна на основі впорскування води на вході в ПРД.

Достовірність отриманих результатів і висновків у дисертаційній роботі забезпечується використанням фундаментальних положень системного аналізу, теорії і конструкції ПРД, динаміки польоту ЛА. Отримані результати математичного моделювання двигунів та експлуатаційних характеристик ЛА задовільно узгоджуються з даними експериментальних і теоретичних досліджень інших авторів. Крім того, одержані теоретичні положення щодо ТРДДФ підтверджені результатами успішного проведення випробувань нових газотурбінних двигунів та досвідом експлуатації існуючих ЛА досліджуваного типу.

**Наукова новизна отриманих результатів** полягає у наступному:

1. Вперше обґрунтовано розширення діапазону висот і швидкостей АКС на основі форсування робочого процесу ПРД силової установки високошвидкісного ЛА шляхом впорскування води в повітрозабірник та визначені переваги в порівнянні з іншими варіантами збільшення тяги двигунів високошвидкісного ЛА.

2. Удосконалено науково-методичний апарат обґрунтування параметрів та характеристик ПРД силової установки високошвидкісного ЛА на основі комплексного дослідження його параметрів та характеристик, що на відміну від існуючого науково-методичного апарату, має єдиний науково-методичний підхід з урахуванням заданого польотного циклу літака та життєвого циклу двигунів.

3. Отримав подальший розвиток метод проектування АКС на основі розробленого критерію для оцінювання ступеня впливу нових технічних рішень на якість виконання завдання АКС. На відміну від існуючих показників і критеріїв, запропонований відносний критерій враховує вплив нових технічних рішень на різних етапах життєвого циклу підсистем ПРД силової установки на характеристики АКС в цілому.

**Практичне значення отриманих результатів.** На основі удосконаленого науково-методичного апарату обґрунтовані параметри та характеристики ПРД силової установки з оцінюванням ступеня впливу нових технічних рішень на якість виконання завдання АКС.

Удосконалений науково-методичний апарат дозволяє на ранніх етапах науково-дослідних робіт (НДР) і дослідно-конструкторських робіт (ДКР) щодо АКС та їх ПРД силової установки скоротити кількість варіантів конструктивно-компонувальних рішень шляхом обґрунтованих вимог до вартості їх життєвого циклу в умовах обмежених матеріальних і часових ресурсів. Це, у свою чергу, дозволить знизити витрати і час проектування нових, глибокої модернізації існуючих зразків АКС і їх складових частин.

Отримані наукові результати можуть бути використані в науково-дослідних та проектних організаціях, конструкторських бюро, організаціях авіабудівної та ракетно-космічної галузі, авіакомпаніях та інших організаціях спеціального призначення.

**Особистий внесок здобувача.** Всі положення наукової новизни, висновки і рекомендації, викладені в дисертації виконані особисто автором. В статтях, що опубліковані в співавторстві, формулювання задач, проведення досліджень і аналіз результатів виконані автором особисто. У спільних роботах автору належить:

[1] – Аналіз проблем створення двигунів силової установки для першого ступеня ТКС, обґрунтування результатів вибору параметрів та характеристик. Розроблені можливі конструктивні компоновки двигунів для силової установки першого ступеня ТКС.

[2, 3] – Розробка математичних моделей та параметричні дослідження в напрямі розширення швидкісного діапазону експлуатації ПРД шляхом впорскування води на вході в ПРД. Виконаний аналіз отриманих результатів.

[4] – Аналіз можливих законів керування та обґрунтування вибору алгоритмів системи автоматичного керування ПРД.

[5] – Розробка математичної моделі ППРД з впорскуванням води на вході в двигун та параметричні дослідження з впливу впорскування води на вході на характеристики двигуна.

[6] – Удосконалено метод для обґрунтування схеми та вибору параметрів силової установки ЛА для швидкостей польоту  $M_{\text{п}} = 0 \dots 5$ .

[9] – Аналіз проблем, що виникають при створенні газотурбінних двигунів для безпілотних ЛА, а також пошук шляхів їх вирішення на етапі проектування.

[11] – Аналіз способів захисту та проведення параметричних досліджень з захисту елементів конструкції ПРД від інтенсивного теплового нагріву.

[12, 13] – Параметричні дослідження для обґрунтування параметрів та характеристик ТРДДФ для легкого тактичного літака.

[14] – Аналіз можливості створення ПРД для перспективних ЛА розробки ДП "КБ "Південне" ім. М.К. Янгеля на базі промислових потужностей ДП "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка.

[16] – Проведення параметричних досліджень щодо визначення обрису ПРД.

**Апробація результатів дисертації.** Основні результати роботи доповідались, обговорювались і отримали позитивну оцінку на:

XVIII Міжнародному конгресі авіадвигунобудівників Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут" (НАКУ "ХАІ"), с. Рибаче, 2013 р.; VIII та IX Міжнародних молодіжних науково-технічних читаннях ім. О.Ф. Можайського, м. Запоріжжя, 2015-2016 рр.; XXI та XXIV Міжнародному конгресі авіадвигунобудівників Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут" (НАКУ "ХАІ"), смт. Коблево, 2016 р. та 2019 р.; VI Міжнародній конференції "Космічні технології: сучасне та майбутнє", м. Дніпро, 2017 р.; Міжнародній науково-практичній конференції "Перспективи розвитку військової авіації. Кооперація підприємств авіаційної промисловості з іноземними компаніями – головний напрямок військово-технічного співробітництва та основа для створення нових зразків авіаційної техніки", м. Київ, 2017 р.; Міжнародній науково-практичній конференції "Актуальні проблеми розвитку авіаційної техніки" м. Київ, 2018 р.; XI та XII Міжнародних молодіжних

науково-технічних читаннях ім. О.Ф. Можайського, м. Запоріжжя-Приморськ, 2018-2019 рр.

**Публікації.** Основні наукові положення і практичні результати дисертаційної роботи опубліковані в 8 статтях в журналах [1–8], що входять до переліку наукових фахових видань України, в 7 тезах конференцій [9–15] та 1 патенті [16].

**Структура і обсяг дисертації.** Дисертація складається із анотацій, вступу, чотирьох розділів, висновків, списку використаних джерел і 12 додатків. Загальний обсяг дисертації складає 236 сторінок, з них 132 сторінки основного тексту, 25 рисунків за текстом, 12 додатків на 53 сторінках, список використаних джерел із 227 найменувань на 24 сторінках.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

**У вступі** обґрунтована актуальність теми дисертації, показано зв'язок роботи з науковими планами та темами, сформульовані мета і задачі досліджень, методи дослідження, викладені наукова новизна та практична значимість отриманих результатів, наведені дані щодо особистого внеску, публікацій та апробацій результатів наукових досліджень, наведена структура і обсяг дисертації.

**У першому розділі** проведено аналіз сучасного стану і напрямів розширення експлуатаційного діапазону високошвидкісних ЛА. Нині роботи щодо створення ТКС та АКС проводяться в США, Росії, Китаї, Японії, Німеччині, Великобританії, Франції та інших країнах. В Україні ДП "КБ "Південне" ім. М.К. Янгеля також виконує роботи з визначення технічного обрису перспективної ТКС. Розробляється цілий ряд концепцій створення АКС цивільного та спеціального призначення. Слід зазначити, що визначення параметричного обрису і льотно-технічних характеристик АКС зумовили створення і розвиток нових методів дослідження як в теоретичному і розрахунковому, так і в експериментальному планах. Істотна нестационарність траєкторій розгону і спуску зі значною протяжністю цих ділянок призвели до необхідності постановки і вирішення завдань мінімізації витрати палива на розгін-набір висоти, а також мінімізації теплових потоків і маси систем теплозахисту при вході апарату в атмосферу, гальмуванні і спуску.

Однією з ключових проблем створення високошвидкісних ЛА є задача розширення діапазону експлуатації двигунів силової установки (збільшення висоти польоту ( $H_{\text{п}}$ ) та числа Маха польоту ( $M_{\text{п}}$ )). Вирішення цієї проблеми може досягатися комбінуванням різних типів двигунів, модернізацією існуючих типів ПРД та інше.

Наведено аналіз науково-методичного апарату щодо покращення характеристик підсистем силових установок високошвидкісних ЛА. Проаналізовані методи форсування ПРД для розширення експлуатаційного діапазону високошвидкісних ЛА. Одним із способів зниження вартості запуску ракети-носія є спосіб впорскування рідини на вході в силову установку (технологія попереднього водяного охолодження компресора – WIPCC (Water injection pre-compressor cooling)).

Аналіз конструктивно-компонувальних схем ракет-носіїв та ТКС показує, що розробка нових АКС потребує надійних наукових методів для раціональної інтеграції робочих процесів повітряних і космічних об'єктів.

У другому розділі наведено удосконалений науково-методичний апарат обґрунтування параметрів та характеристик силової установки високошвидкісного ЛА. Основою для досліджень є розроблений комплекс математичних моделей ТРДДФ і ППРД на основі загального підходу до рішення системи рівнянь, що описують газодинамічні, термодинамічні та фізичні зв'язки в ПРД. Детально розкрита математична модель ТРДДФ. В проведених дослідженнях математична модель побудована за модульним принципом, суть якого полягає в розподіленні програми на самостійні блоки, кожний з яких описує певний вузол двигуна, що дозволяє повною мірою реалізувати об'єктно-орієнтований підхід. Математична модель дозволяє розраховувати параметри робочого процесу в двигуні у вхідних і вихідних перерізах його основних вузлів у діапазоні режимів від малого газу до повного форсування у всьому діапазоні зміни висот і швидкостей польоту ЛА.

Математична модель ППРД принципово не відрізняється від математичної моделі ТРДДФ. При розробці математичної моделі ППРД використані підходи, аналогічні до підходів, що застосовані для математичного моделювання ТРДДФ. За основу модуля розрахунку камери згоряння ППРД взятий модуль форсажної камери згоряння ТРДДФ, однак характеристики камери згоряння ППРД представлені в більш розширеному вигляді, ніж для форсажної камери згоряння ТРДДФ.

Наведені математичні моделі для розрахунку висотно-швидкісних характеристик ПРД з впорскуванням води. Визначається потрібна кількість води для охолодження повітря на вході в двигун та її вплив на властивості робочого тіла. При застосуванні впорскування, вода вводиться за замикаючим прямим стрибком у повітрязбірник перед входом в двигун, де вона випаровується і охолоджує повітря до необхідної температури.

У третьому розділі проведено методичні дослідження та обґрунтовано достовірність удосконаленого науково-методичного апарату. Обґрунтування достовірності результатів математичного моделювання характеристик проведено у два етапи: дослідження закономірностей випаровування води, що впорскується у повітрязбірник, та порівняння з висотно-швидкісними характеристиками ТРДДФ РД 33-2С. Задовільний збіг розрахункових та експериментальних даних дозволяє зробити висновок про працездатність удосконаленої математичної моделі та достатню точність для проведення моделювання. Аналіз результатів залежностей  $P = f(M_{п})$  та  $C_{пит} = f(M_{п})$  при  $H_{п} = 5000$  м (де  $P$  – тяга, Н;  $C_{пит}$  – питома витрата пального, кг/(с·Н)),  $P = f(H_{п})$ ,  $C_{пит} = f(H_{п})$ ,  $P = f(M_{п})$  та  $C_{пит} = f(M_{п})$  на режимі "Повний форсажний" показує, що середньоквадратична похибка не перевищує 5 %. З огляду на те, що математична модель ППРД складається з модулів, що використані в математичній моделі ТРДДФ можливо стверджувати, що похибка отриманих результатів характеристик ППРД також не перевищує 5 %. Аналіз результатів математичного моделювання випаровування води, що впорскується у повітрязбірник, у порівнянні з експериментальними даними показав задовільну збіжність, а середньоквадратична похибка по кожній залежності не перевищує 1 %.



Впорскування води з температурою ( $t_b$ ) більшою  $40\text{ }^\circ\text{C}$  не ефективно через збільшення витрати води ( $G_b$ ) на охолодження  $1\text{ кг}$  робочого тіла та зменшення статичного тиску з збільшенням  $H_{\text{п}}$ , що призводить до зменшення температури кипіння ( $t_k$ ) (рис. 1). У певних умовах польоту, вода з  $t_b > 40\text{ }^\circ\text{C}$  потрапляє до проточної частини повітрязабірника з температурою більшою за температуру кипіння, що призведе до передачі енергії від води до робочого тіла і його підігріву. На рис. 2 у відносному вигляді наведена зміна витрати води на охолодження всього робочого тіла у визначеному діапазоні експлуатації.

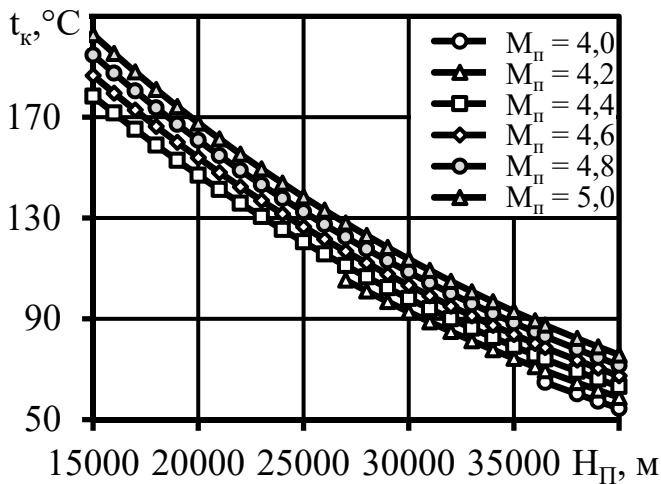


Рисунок 1 – Залежність зміни температури кипіння води від умов експлуатації з урахуванням втрати повного тиску у повітрязабірнику

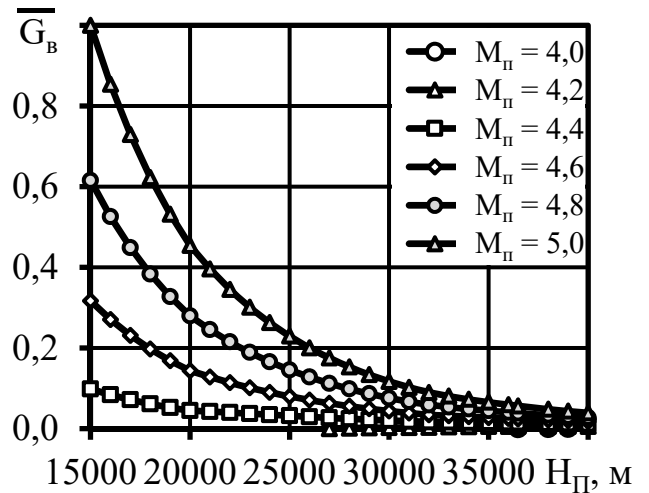


Рисунок 2 – Залежність зміни витрати води ( $t_b = 20\text{ }^\circ\text{C}$ ) на охолодження робочого тіла від умов експлуатації

Проведені методичні дослідження щодо обґрунтування параметрів та характеристик ПРД силової установки високошвидкісного ЛА. Для поліпшення характеристик ЛА існує технічне рішення – застосування двоступеневої схеми. Попереднє оцінювання ефективності двоступеневої схеми проведено на основі аналізу значення дальності польоту:

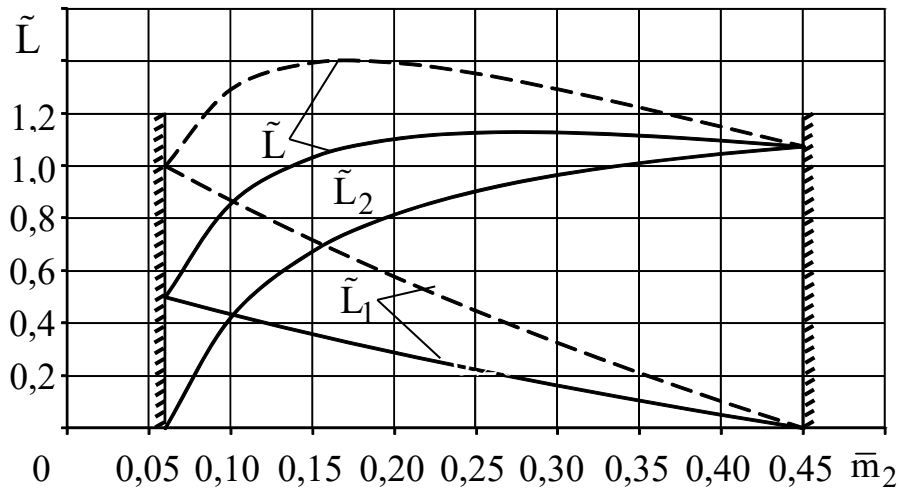
$$L_{\text{п}} = \frac{K \cdot V}{C_{\text{пит}} \cdot g} \cdot \ln \left( \frac{G_{\text{поч}}}{G_{\text{к}}} \right) = \frac{K \cdot V}{C_{\text{пит}} \cdot g} \cdot \ln \left( \frac{1 - \bar{G}_{\text{п.р-н}}}{\bar{G}_{\text{пос}} + \bar{G}_{\text{п.пос+АНЗ}}} \right), \quad (1)$$

де  $K$  – аеродинамічна якість;  
 $V$  – швидкість польоту, м/с;  
 $g = 9,81$  – прискорення вільного падіння, м/с<sup>2</sup>;  
 $G_{\text{поч}}$  – вага ЛА на початку крейсерського польоту, кг;  
 $G_{\text{к}}$  – вага ЛА наприкінці крейсерського польоту, кг;  
 $\bar{G}_{\text{п.р-н}}$  – відносна вага палива на розгін-набір висоти;  
 $\bar{G}_{\text{пос}}$  – відносна мінімальна посадкова вага ЛА (без палива);  
 $\bar{G}_{\text{п.пос+АНЗ}}$  – відносна вага палива на планування, посадку та аеронавігаційний запас.

Найбільш раціональний варіант високошвидкісного ЛА двоступеневої схеми буде мати крейсерський ступінь, оптимізований для польоту на швидкості  $M_{\pi} = 4,5$ . Його силова установка має маршові ППРД, що запускаються на режимі розгону літака. Крім того, для забезпечення посадки та перельоту на інший аеродром ступінь матиме турбореактивний двоконтурний двигун (ТРДД) з тягою приблизно 0,1 від злітної ваги АКС. Повітрозабірники ТРДД під час маршового польоту зачинені. Найбільш раціональним варіантом є тандемне з'єднання "розгонщика" і крейсерського ступеня. Таке рішення сприятливе не тільки для зниження аеродинамічного опору на трансзвукових швидкостях, але й для забезпечення безпечного роз'єднання. Після роз'єднання "розгонщик" здійснює посадку на аеродромі вильоту або для збільшення дальності польоту – на аеродромі за курсом проходження крейсерського ступеня.

Наведено аналіз оптимального розподілу маси між ступенями двоступеневого літака, визначений оптимальний розподіл маси між ступенями та встановлені діапазони переваг літаків одно- і двоступеневої схем. Критерій оптимальності – максимум дальності крейсерського польоту системи при обмеженій швидкості крейсерського польоту. Дальність крейсерського польоту системи складається з дальності крейсерського польоту першого ( $L_1$ ) та другого ( $L_2$ ) ступенів. На рис. 3 показано зміну крейсерської дальності польоту літака на ділянках першого та другого ступенів і повної крейсерської дальності ( $L$ ) в залежності від відносної злітної маси другого (крейсерського) ступеня ( $\bar{m}_2$ ). Дальність віднесена до дальності ділянки польоту першого ступеня при  $\bar{m}_2 = \bar{m}_{2\min}$ , тобто  $\tilde{L} = L / L_{1\bar{m}_2 = \bar{m}_{2\min}}$ , при прийнятих  $\tilde{V} = 1$ ;  $\bar{m}_{iH1} = \bar{m}_{iH2} = 0,5$ ;  $\bar{m}_{KH} = 0,3$ ;  $\bar{m}_{\pi p} = 0,05$  ( $\bar{m}_{iHi} = m_{iHi} / m_{\Sigma}$  – відносна інертна маса  $i$ -ого ступеня наприкінці її крейсерського польоту;  $\bar{m}_{KH}$  – відносна маса корисного навантаження;  $\bar{m}_{\pi p} = m_{\pi p} / m_{\Sigma}$  – відносна маса палива на розгін).

Розглянуто відношення  $\bar{L} = L / L_0$  крейсерських дальностей одно- і двоступеневого літаків (індекс "0" відноситься до одноступеневого літака) з однаковою злітною масою ( $m_{\Sigma}$ ) і  $\bar{m}_{KH}$ . Перевага двоступеневої схеми проявляється при досить малих значеннях  $\bar{m}_{KH}$ , причому діапазон цієї переваги розширюється в міру зниження інертних мас літаків (рис. 4), при припущенні  $\bar{m}_{iH0} = \bar{m}_{iH1} = \bar{m}_{iH2} = \bar{m}_{iH}$ ;  $V_0 = V_1 = V_2$ ;  $\bar{m}_{\pi p0} = \bar{m}_{\pi p} = 0,05$ . При фіксованій величині  $\bar{m}_{iH}$  вигреш у дальності при переході від одно- і двоступеневої схеми також збільшується при зниженні  $\bar{m}_{KH}$ . Це пояснюється тим, що при малому корисному навантаженні другий ступінь також порівняно невеликий. У такому випадку при збереженні подібності апаратів крейсерські дальності одноступеневого літака та першого ступеня зближуються, а оптимально обраний другий ступінь додає приблизно таку ж дальність. Використання двоступеневої схеми дає найбільший ефект при вільному виборі точки посадки першого ступеня, а умова повернення її в точку зльоту викликає певну втрату дальності. На основі проведеного дослідження можливо зробити висновок, що при досить малій  $\bar{m}_{KH}$  (менш 5 % при прийнятих допущеннях) використання в крейсерському польоті двоступеневої схеми може істотно збільшити дальність польоту літака.



суцільні лінії – з поверненням першого ступеня;  
штрихові лінії – без повернення першого ступеня

Рисунок 3 – Зміна крейсерської дальності польоту літака на ділянках першого  $L_1$  та другого  $L_2$  ступенів і повної крейсерської дальності  $L$  залежно від  $\bar{m}_2$

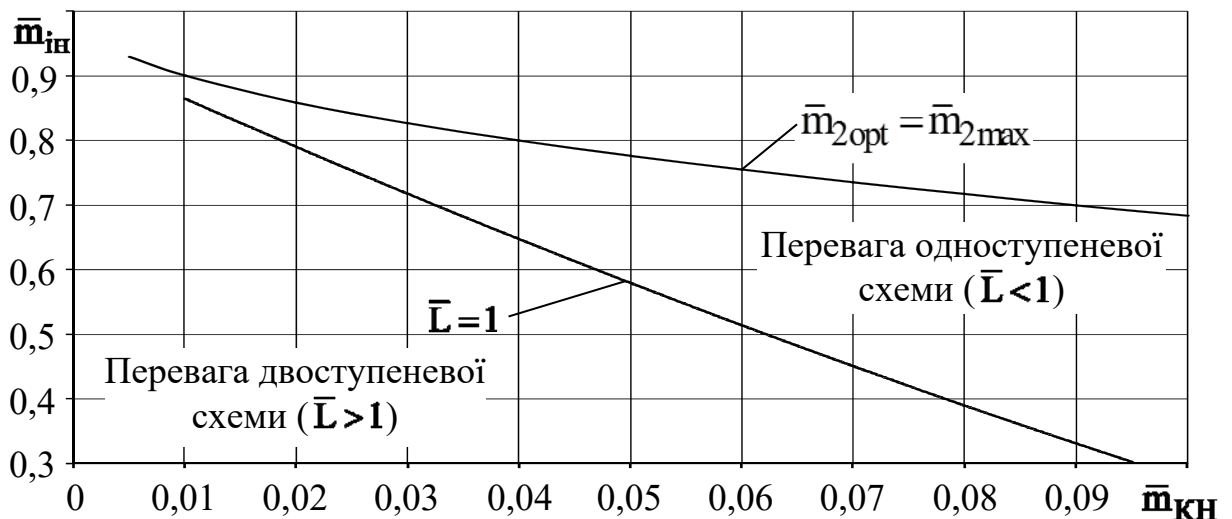


Рисунок 4 – Діапазони переваг одно- і двоступеневої схем літаків

Сформовано та обґрунтовано параметричний обрис двоступеневого надзвукового літака. Силова установка крейсерського ступеня (рис. 5) розташована у хвостовій частині фюзеляжу в мотогондолі та включає: плоскі повітрозабірники з горизонтальним або вертикальним клином; два ППРД; ТРДД, що працює на посадковій ділянці; вісесиметричні сопла змінюваної геометрії.

СУ розгінного ступеня (рис. 6) розташована під центральною частиною фюзеляжу в мотогондолах і включає: нерегульовані плоскі повітрозабірники; чотири ТРДДФ (сумарна тяга ТРДДФ на зльоті становить 317735 Н); вісесиметричні сопла змінюваної геометрії. Формування параметричного обриску розгінного ступеня двоступеневого надзвукового літака проводилось з урахуванням науково-технічного підходу в ДП "Івченко-Прогрес" (м. Запоріжжя).

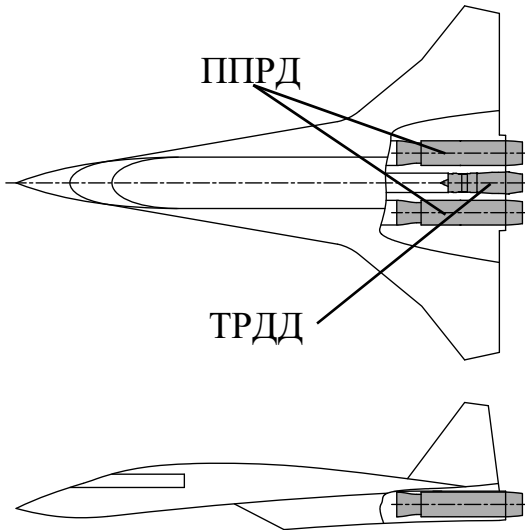


Рисунок 5 – Схема силової установки крейсерського ступеня у складі двоступеневого надзвукового літака

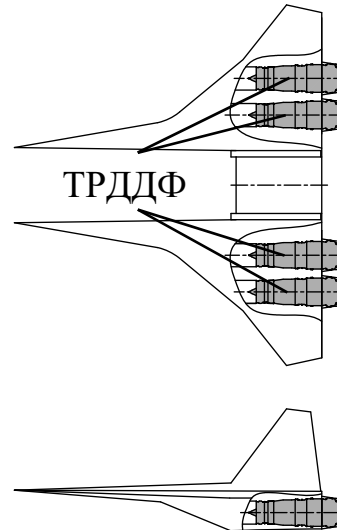


Рисунок 6 – Схема силової установки розгінного ступеня у складі двоступеневого надзвукового літака

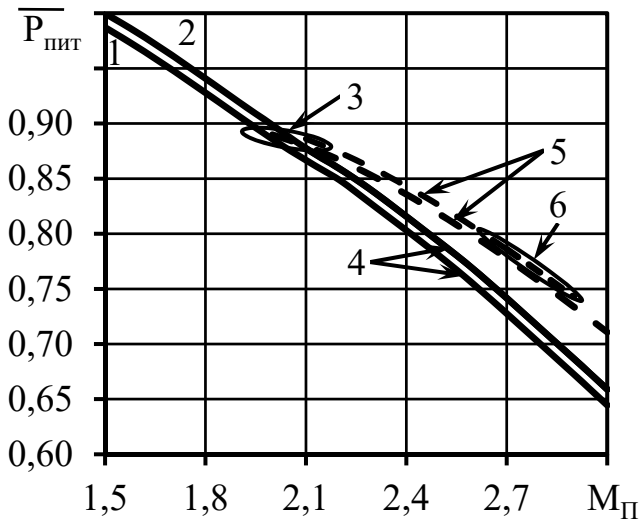
У четвертому розділі проведено обґрунтування експлуатаційних характеристик двигунів силової установки високошвидкісних ЛА. Досліджено вплив впорскування води на вході в ТРДДФ на його експлуатаційні характеристики.

Розрахунки ТРДДФ без впорскування та з впорскуванням води ( $t_b = 20^\circ\text{C}$ ) виконані на максимальному режимі при підтриманні постійного значення повної температури на вході в робоче колесо турбіни високого тиску і підтриманні повної температури на виході з форсажної камери згоряння на висотах 15000 м та 25000 м. У відносному вигляді представлено залежності зміни відношення параметрів ТРДДФ з впорскуванням води до параметрів ТРДДФ без впорскування. Аналіз представлених залежностей (рис. 7-8) дозволяє зробити висновок, що впорскування води на вході в двигун дозволяє збільшити питому тягу ( $P_{\text{пит}}$ ). Так, для умов польоту  $H_{\text{п}} = 25000$  м;  $M_{\text{п}} = 3$  приріст питомої тяги становить 10,3 %. Збільшення питомої витрати пального в цих умовах польоту становить 5,4 %, однак без впорскування води робота двигуна в даних умовах неможлива, тому збільшення питомої витрати пального є супутнім результатом.

На основі проведеного дослідження встановлено, що діапазон застосування даної системи залежить від температури, до якої необхідно охолодити робоче тіло (чим вище температура, тим ширше діапазон застосування) і зменшується з ростом висоти та швидкості польоту. При швидкості польоту  $M_{\text{п}} = 6$  для охолодження до температури  $120^\circ\text{C}$  її практичне застосування стає недоцільним.

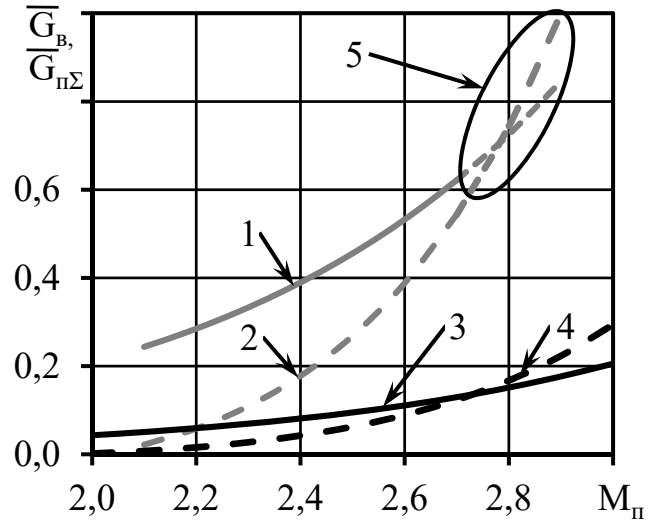
Досліджено вплив впорскування води ( $t_b = 20^\circ\text{C}$ ) на вході в ППРД на його діапазон експлуатації (рис. 9) та експлуатаційні характеристики. Розрахунки параметрів ППРД виконано за умови забезпечення потрібної тяги для заданих умов польоту ЛА. На рис. 10 видно, що застосування впорскування води призводить до збільшення питомої витрати палива. Це пояснюється ростом ступеня підвищення температури робочого тіла  $T_4^*/T_3^*$  (рис. 11) у зв'язку з низькою температурою

загальмованого потоку на вході до камери згоряння ( $T_3^*$ ).  $T_4^*$  – температура загальмованого потоку на виході з камери згоряння.



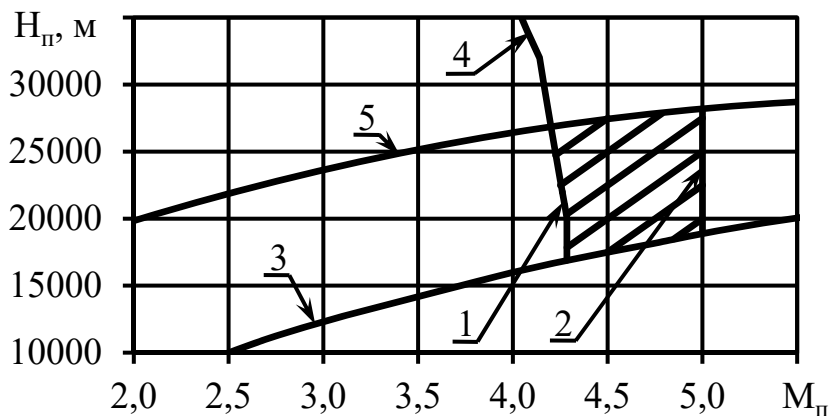
- 1 –  $H_{\Pi} = 25000$  м; 2 –  $H_{\Pi} = 15000$  м;  
 3 – початок дії обмеження  $T_{\text{вх}}^*$  КНТ max;  
 4 – ТРДДФ без впорскування води;  
 5 – ТРДДФ з впорскуванням води;  
 6 – обмеження щодо  $P_{\text{вих}}^*$  КВТ max

Рисунок 7 – Залежність зміни питомої тяги ТРДДФ від  $H_{\Pi}$  і  $M_{\Pi}$



- 1 – витрати палива на висоті  $H_{\Pi} = 15000$  м;  
 2 – витрати води на висоті  $H_{\Pi} = 15000$  м;  
 3 – витрати палива на висоті  $H_{\Pi} = 25000$  м;  
 4 – витрати води на висоті  $H_{\Pi} = 25000$  м;  
 5 – обмеження щодо  $P_{\text{вих}}^*$  КВТ max

Рисунок 8 – Залежність зміни витрати води і витрати палива ( $G_{\text{П}\Sigma}$ ) ТРДДФ від  $H_{\Pi}$  і  $M_{\Pi}$



- 1 – діапазон експлуатації ППРД без впорскування води; 2 – діапазон експлуатації ППРД з впорскуванням води; 3 – обмеження щодо швидкісного напору  $q \sim 11800$  кгс/м<sup>2</sup>; 4 – обмеження ППРД щодо температури на вході в двигун  $t_{\text{max}}^* \sim 700$  °С; 5 – обмеження щодо коефіцієнту підйомної сили  $c_{ya}$  max

Рисунок 9 – Діапазон проведення дослідження з впливу впорскування води на ППРД при сталому горизонтальному польоті ЛА

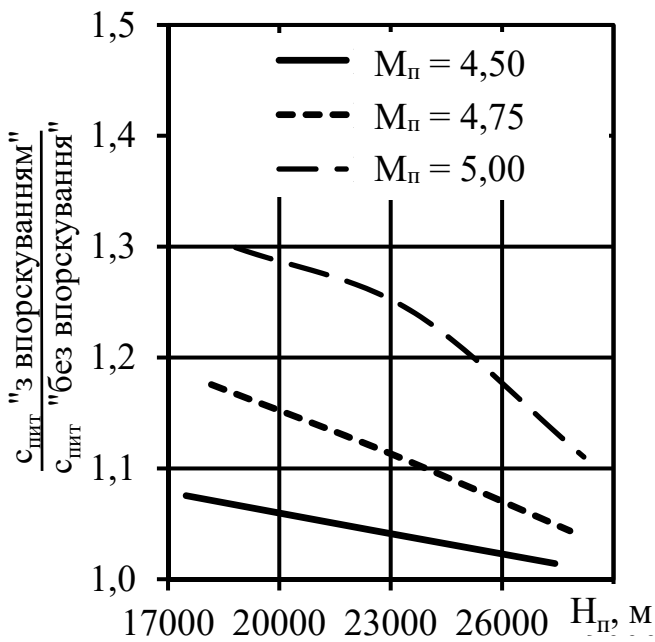


Рисунок 10 – Залежність зміни питомої витрати палива ППРД від  $H_{п}$  і  $M_{п}$

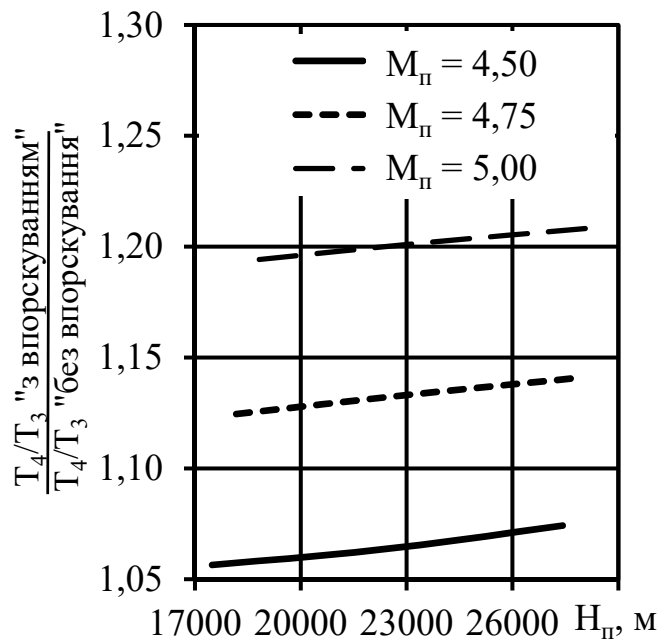


Рисунок 11 – Залежність зміни  $T_4^* / T_3^*$  від  $H_{п}$  і  $M_{п}$

Виконано кількісне обґрунтування напрямів покращення льотно-технічних характеристик високошвидкісних ЛА. Аналіз отриманих результатів дозволяє зробити висновок щодо покращення маневрених властивостей літака-розгонщика при впорскуванні води в ППРД, при цьому приріст енергетичної швидкопідйомності збільшується зі зростанням істинної швидкості польоту. Таке покращення маневрених властивостей дозволяє збільшити  $H_{п}$  і  $M_{п}$  при пуску ракети-носія.

Проведена оцінка переваг двоступеневої схеми літака-розгонщика. Зниження аеродинамічної якості при переході до надзвукових швидкостей польоту збільшує потрібну для розгону тягу ТРДДФ і робить актуальним форсування ТРДДФ першого ступеня двоступеневого літака-розгонщика в цьому діапазоні для зменшення часу розгону та економії палива.

Проведено обґрунтування ефективності використання двигунів силової установки високошвидкісних ЛА. Для вираження загального критерію ефективності через технічні та експлуатаційні характеристики і умов застосування використовується наступний прийом:

- визначається загальний критерій ефективності через часткові критерії;
- часткові критерії ефективності визначаються через характеристики АКС і умов застосування.

Для повної оцінки ефективності АКС використовують комплексні критерії ефективності, що представляють собою відношення ефективності до сумарних витрат для її досягнення:

$$A = (E_1 \cdot n) / C_1, \quad (2)$$

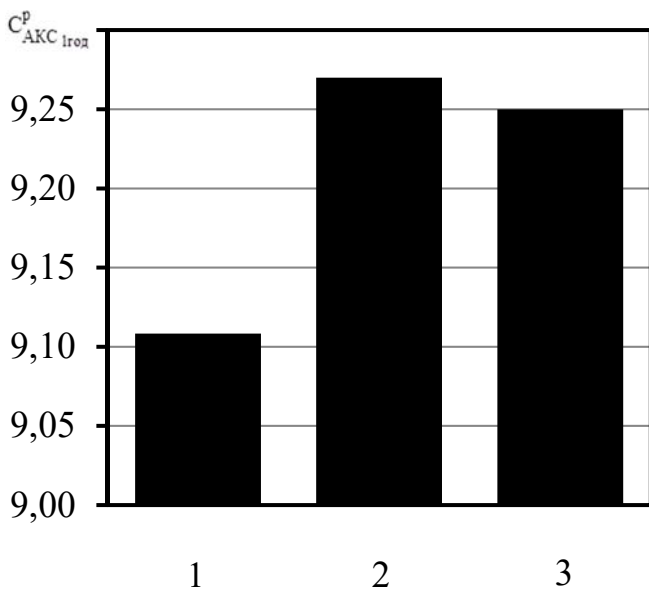
де  $A$  – комплексний критерій ефективності;  
 $E_1$  – ефективність АКС в одному вильоті;

$n$  – можливе число вильотів за операцію, од.;

$C_1$  – вартість виготовлення ЛА та утримання його протягом операції з урахуванням вартості виготовлення та утримання всіх частин АКС, ум. од.

Критерій А дозволяє оцінити кінцеві результати та мету, заради якої створюється АКС. Одночасно такий критерій дозволяє оцінити раціональність матеріальних витрат на реалізацію цієї мети.

На рис. 12-13 представлені значення витрати на НДР та ДКР при розробці та проектуванні ЛА та витрати на виготовлення ЛА. У розрахунках фіксувалися максимальна швидкість польоту ЛА, кількість дослідних зразків, кількість ЛА в серії, термін служби, середньорічний наліт і т.і., при цьому змінювалась маса силової установки, планера літака і його систем.

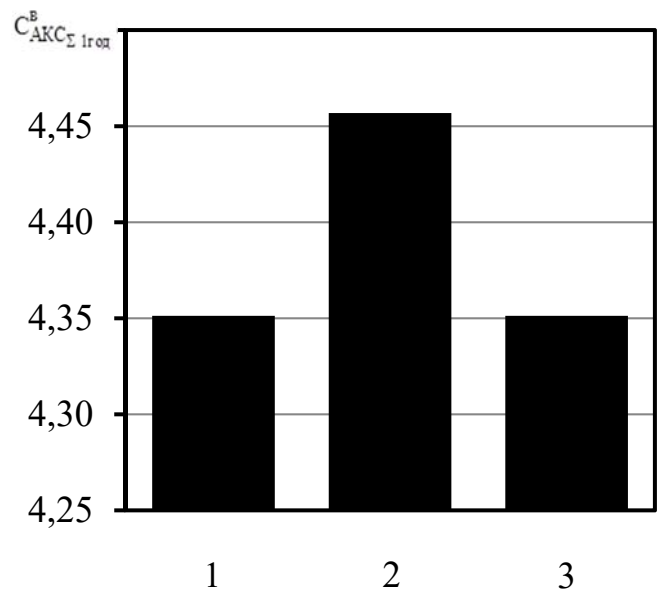


1 – форсування двигунів впорскуванням води; 2 – збільшення кількості двигунів; 3 – збільшення розмірів двигунів

Рисунок 12 – Витрати на НДР та ДКР при розробці та проектуванні АКС

$(C_{AKC \Sigma 1 год}^P)$ , тис. ум. од. на годину

нальоту



1 – форсування двигунів впорскуванням води; 2 – збільшення кількості двигунів; 3 – збільшення розмірів двигунів

Рисунок 13 – Витрати на виготовлення

АКС  $(C_{AKC \Sigma 1 год}^B)$ ,

тис. ум. од. на годину нальоту

Аналіз представлених результатів дозволяє зробити висновок про деяку перевагу форсування двигунів впорскуванням води, оскільки значення відносного критерію ефективності у цьому випадку нижче на 1...2 % у порівнянні з іншими варіантами збільшення тяги двигунів високошвидкісного ЛА.

## ВИСНОВКИ

За результатами комплексного теоретичного дослідження вирішено науково-технічне завдання щодо удосконалення науково-методичного апарату обґрунтування параметрів та характеристик ПРД силової установки високошвидкісного ЛА з урахуванням впливу впорскування води на вході. В ході виконання дисертаційних досліджень отримані наукові результати:

1. На основі проведеного аналізу сучасного стану науково-методичного апарату встановлено, що ключовим питанням вирішення науково-технічного завдання є розробка надійного методу визначення основних характеристик ПРД силової установки високошвидкісних ЛА з урахуванням впорскування води на вході та розробка критерію ефективності високошвидкісного ЛА. Показана необхідність удосконалення науково-методичного апарату щодо визначення параметрів та характеристик ПРД з урахуванням впливу вологовмісту. Визначено напрями розширення діапазону експлуатації існуючих і перспективних високошвидкісних ЛА та їх силових установок.

2. Удосконалено науково-методичний апарат для обґрунтування параметрів та характеристик ПРД силової установки високошвидкісного ЛА на основі комплексного дослідження параметрів та експлуатаційних характеристик з уточненням програм керування ПРД. Основою удосконаленого науково-методичного апарату обрані математичні моделі ТРДДФ і ППРД першого рівня на основі загального підходу до рішення системи рівнянь, що описують газодинамічні, термодинамічні та фізичні зв'язки в двигуні. Даний підхід забезпечив задовільний збіг розрахункових та експериментальних даних, середньоквадратична похибка по кожній залежності не перевищує 5 %. Аналіз результатів математичного моделювання випаровування води, що впорскується в повітрозабірник, у порівнянні з експериментальними даними показав задовільну збіжність, а середньоквадратична похибка по кожній залежності не перевищує 1 %.

3. За допомогою удосконаленого науково-методичного апарату визначено оптимальний розподіл мас між ступенями комбінованої силової установки для забезпечення максимальної крейсерської дальності польоту високошвидкісного ЛА. Визначені граничні можливості перспективного методу збільшення швидкості та дальності польоту високошвидкісного ЛА на основі використання принципу ступінчастості. Кількісно оцінено покращення льотно-технічних характеристик літака-розгонщика при впорскуванні води в повітрозабірник силової установки. Отримані результати дозволили сформувати параметричний обрис високошвидкісного ЛА і силової установки.

Застосування розгінного ступеня до швидкостей, що не перевищують  $M_n = 2,35$ , дозволяє істотно зменшити вагу та габарити розгінного ступеня не тільки через меншу потрібну тягу та менший запас палива, але й за рахунок застосування алюмінієвої конструкції та відмови від використання комбінованої силової установки (тільки ТРДДФ). При малій відносній масі корисного навантаження (менш 5 % при прийнятих припущеннях) використання в крейсерському польоті двоступеневої схеми збільшує дальність польоту літака. При цьому найбільший



коефіцієнт аеродинамічної ефективності ( $K_{\max} \times M = 14,93$ ) має крейсерський ступінь двоступеневого літака після поділу ступенів при польоті зі швидкістю, яка відповідає  $M_{\pi} = 4$ .

4. Вперше обґрунтовано розширення діапазону висот і швидкостей АКС на основі форсування робочого процесу ПРД силової установки високошвидкісного ЛА шляхом впорскування води в повітрозабірник та визначені переваги в порівнянні з іншими варіантами збільшення тяги двигунів високошвидкісного ЛА. Розроблено заходи щодо покращення параметрів та експлуатаційних характеристик ПРД силової установки на основі впорскування води на вході в ПРД.

Показано, що для випадку розгону одноступеневого літака-розгонщика з  $M_{\pi} = 2$  до  $M_{\pi} = 4$  з набором висоти на заданому профілі польоту від  $H_{\pi} = 10700$  м до  $H_{\pi} = 20000$  м витрати маси на розміщення заповненої системи впорскування води на літаку складуть порядку 6100 кг, що становить приблизно 8,13 % злітної маси літака-розгонщика. Приріст енергетичної швидкопідйомності літака-розгонщика складає у середньому більше 100 м/с у заданому діапазоні при впорскуванні води в ПРД. Приріст енергетичної швидкопідйомності збільшується зі зростанням істинної швидкості польоту. Таке покращення маневрених властивостей дозволяє істотно збільшити висоту та швидкість польоту при пуску ракети-носія.

5. Розроблено відносний критерій ефективності високошвидкісного ЛА, який дозволяє оцінити ступінь впливу нового технічного рішення на якість виконання завдання АКС. На основі відносного критерію кількісно обґрунтовано вплив параметрів та експлуатаційних характеристик ПРД силової установки на якість виконання завдання АКС. Встановлено, що форсування двигунів впорскуванням води має перевагу перед збільшенням кількості та потужності двигунів, оскільки значення відносного критерію ефективності в цьому випадку нижче на 1...2 % у порівнянні з іншими варіантами збільшення тяги двигунів високошвидкісного ЛА.

Застосування двоступеневої схеми літака-розгонщика дозволяє зменшити масу конструкції другого розгінного ступеня при розгоні з набором висоти на заданому профілі польоту. При цьому також актуальним є форсування ТРДДФ першого ступеня двоступеневого літака-розгонщика в трансзвуковому діапазоні польоту для зменшення часу розгону та економії палива, оскільки градієнт набору висоти без додаткового форсування в цьому діапазоні польоту знижується до 5 %.

6. Запропоновано рекомендації щодо вибору раціонального параметричного обрису ПРД силової установки високошвидкісного ЛА на основі потенціалу вітчизняної промисловості України. Практична значимість проведених досліджень підтверджується актами про впровадження результатів в ДП «Івченко-Прогрес» та Національному аерокосмічному університеті ім. М.Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут", а також патентом на корисну модель.

## СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

### Статті у фахових наукових виданнях України:

1. Улітенко, Ю. О. Проблеми вибору схеми силової установки для першої ступені транспортно-космічної системи [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, І. Ф. Кравченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2013. – Вип. 8. – С. 25–30. [входить до баз: Index Copernicus (Польща); Google Scholar].
2. Улітенко, Ю. О. Модернізація турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння шляхом впорскування води в проточну частину повітрезабірника [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, І. Ф. Кравченко // *Вісник двигунобудування*. – 2014. – № 2. – С. 122–129. [входить до баз: INSPEC, Index Copernicus].
3. Улітенко, Ю. О. Розширення діапазону експлуатації прямоточних повітряно-реактивних двигунів шляхом впорскування води на вході в двигун [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, І. Ф. Кравченко // *Системи озброєння і військова техніка*. – 2016. – Вип. 2(46). – С. 158–163. [входить до баз: Scientific Indexed Service (США); Index Copernicus (Польща); Universal Impact Factor (ЕС); Open Academic Journals Index (США); Academic Resource Index (ЕС); Google Scholar (США)].
4. Улітенко, Ю. О. Обґрунтування вибору алгоритмів системи автоматичного керування прямоточним повітряно-реактивним двигуном [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, В. В. Логінов // *Вісник двигунобудування*. – 2016. – № 2. – С. 49–55. [входить до баз: INSPEC, Index Copernicus].
5. Улітенко, Ю. О. Вплив впорскування води на вході у прямоточний повітряно-реактивний двигун на його характеристики [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, І. Ф. Кравченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2016. – Вип. 8(135). – С. 22–28. [входить до баз: Index Copernicus (ICV 2013: 4,83; 2014: 52,71); CiteFactor; Academic Keys; Infobase Index; WordCat; Google Scholar].
6. Улітенко, Ю. О. Метод обґрунтування схеми та вибору параметрів силової установки літального апарату для швидкостей польоту  $M_{п} = 0...5$  [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Кіслов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2017. – Вип. 7. – С. 5–9. [входить до баз: Index Copernicus (ICV 2013: 4,83; 2014: 52,71); CiteFactor; Academic Keys; Infobase Index; WordCat; Google Scholar].
7. Улітенко, Ю. О. Аналіз характеристик турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння з впорскуванням води за вхідним пристроєм [Текст] / Ю. О. Улітенко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2019. – Вип. 1. – С. 29–39. [входить до баз: Index Copernicus (Польща); CiteFactor; Academic Keys; Infobase Index; WordCat; Google Scholar].
8. Улітенко, Ю. О. Відносний критерій ефективності високошвидкісного літального апарату [Текст] / Ю. О. Улітенко // *Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології: зб. наук. пр. / Міністерство науки і освіти України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "ХАІ"*. – Харків, 2019. – Вип. 85. – С. 151–167. [входить до баз: Index Copernicus].

### **Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:**

9. Улітенко, Ю. О. Проблеми створення газотурбінних двигунів для безпілотних літальних апаратів [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, І. Ф. Кравченко // VIII Міжнародні молодіжні науково-технічні читання ім. О.Ф. Можайського: тез. доп. VIII Міжнародні молодіжні науково-технічні читання ім. О.Ф. Можайського. – Запоріжжя, 2015. – С. 56-58.

10. Улітенко, Ю. О. Розширення швидкісного діапазону експлуатації повітряно-реактивних двигунів шляхом впорскування води на вході в двигун [Текст] / Ю. О. Улітенко // IX Міжнародні молодіжні науково-технічні читання ім. О.Ф. Можайського: тез. доп. IX Міжнародні молодіжні науково-технічні читання ім. О.Ф. Можайського. – Запоріжжя, 2016. – С. 28-30.

11. Улітенко, Ю. О. Способи захисту елементів конструкції прямоточного повітряно-реактивного двигуна від інтенсивного теплового нагріву [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, І. Ф. Кравченко // Шоста Міжнародна конференція "Космічні технології: сучасне та майбутнє": тез. доп. – Дніпро, 2017. – С. 63.

12. Улітенко, Ю. О. Формування параметричного вигляду турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння для легкого тактичного літака [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, Б. І. Шурміль // Міжнародна науково-практична конференція "Перспективи розвитку військової авіації. Кооперація підприємств авіаційної промисловості з іноземними компаніями – головний напрямок військово-технічного співробітництва та основа для створення нових зразків авіаційної техніки" (12 жовтня 2017 року): тез. доп. та виступів. – Київ, 2017. – С. 98-99.

13. Улітенко, Ю. О. Вибір параметрів турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою згоряння для легкого тактичного літака [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, Б. І. Шурміль // XI Міжнародні молодіжні науково-технічні читання ім. О.Ф. Можайського: тез. доп. XI Міжнародні молодіжні науково-технічні читання ім. О.Ф. Можайського. – Запоріжжя, 2018. – С. 92-94.

14. Улітенко, Ю. О. Створення прямоточних повітряно-реактивних двигунів для перспективних літальних апаратів розробки ДП "КБ "Південне" [Текст] / Ю. О. Улітенко, О. В. Єланський, І. Ф. Кравченко // Міжнародна науково-практична конференція "Актуальні проблеми розвитку авіаційної техніки" (11 жовтня 2018 року): тез. доп. та виступів. – Київ, 2018. – С. 96.

15. Улітенко, Ю. О. Вплив впорскування води на вході в турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою згоряння на його характеристики [Текст] / Ю. О. Улітенко // XII Міжнародні молодіжні науково-технічні читання ім. О.Ф. Можайського: тез. доп. XII Міжнародні молодіжні науково-технічні читання ім. О.Ф. Можайського. – Запоріжжя, 2019. – С. 37-39.

### **Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:**

16. Пат. 117676 Україна, МПК F02K 7/10. Спосіб роботи прямоточного повітряно-реактивного двигуна [Текст] / Улітенко Ю. О., Єланський О. В., Кравченко І. Ф.; заявник та власник патента Державне підприємство "Запорізьке

машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка. – № u 2016 11616; заявл. 17.11.2016; опубл. 10.07.2017, Бюл. № 13. – 4 с.

## АНОТАЦІЯ

**Улітенко Ю.О. Удосконалений науково-методичний апарат обґрунтування параметрів та характеристик повітряно-реактивних двигунів силових установок високошвидкісних літальних апаратів. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.**

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.05.03 "Двигуни та енергетичні установки". – Державне підприємство "Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес" імені академіка О.Г. Івченка, Державний концерн "Укроборонпром", Запоріжжя, 2019.

Удосконалено науково-методичний апарат обґрунтування параметрів та характеристик ПРД силової установки високошвидкісних ЛА. Сформовано параметричний обрис ПРД силової установки з двома схемами ступенів. Встановлені діапазони переваг ЛА одно- і двоступеневої схем. Обґрунтовано розширення діапазону експлуатації ЛА шляхом форсування ПРД впорскуванням води. Обґрунтовані параметри та характеристики ПРД силової установки з урахуванням заданого польотного циклу ЛА та життєвого циклу ПРД. Розроблено критерій для оцінювання впливу технічних рішень на якість виконання завдання ЛА.

*Ключові слова:* літальний апарат, силова установка, авіаційно-космічна система, повітряно-реактивний двигун, впорскування води, критерій ефективності.

## АННОТАЦИЯ

**Улитенко Ю.А. Усовершенствованный научно-методический аппарат обоснования параметров и характеристик воздушно-реактивных двигателей силовых установок высокоскоростных летательных аппаратов. – Квалификационный научный труд на правах рукописи.**

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.05.03 "Двигатели и энергетические установки". – Государственное предприятие "Запорожское машиностроительное конструкторское бюро "Прогресс" имени академика А.Г. Ивченко, Государственный концерн "Укроборонпром", Запорожье, 2019.

Усовершенствован научно-методический аппарат обоснования параметров и характеристик ВРД силовой установки высокоскоростных ЛА. Сформирован параметрический облик ВРД силовой установки с двумя схемами ступеней. Установлены диапазоны преимуществ ЛА одно- и двухступенчатой схем. Обосновано расширение диапазона эксплуатации ЛА путем форсирования ВРД впрыском воды. Обоснованы параметры и характеристики ВРД силовой установки с учетом заданного полетного цикла ЛА и жизненного цикла ВРД. Разработан

критерий для оценки влияния технических решений на качество выполнения задания ЛА.

Ключевые слова: летательный аппарат, силовая установка, авиационно-космическая система, воздушно-реактивный двигатель, впрыск воды, критерий эффективности.

## ABSTRACT

***Ulitenko Yu.O. Improved scientific-methodological apparatus for justification of parameters and characteristics of air breathing engines of high-speed aircraft power plants. Qualifying scientific paper not for publication.***

Ph.D. thesis in Engineering Science in the specialty 05.05.03 "Engines and Power Plants". "Zaporozhye Machine-Building Design Bureau" Progress" State Enterprise named after Academician O.G. Ivchenko, State Concern "Ukroboronprom", Zaporizhzhia, 2019.

The scientific-methodological apparatus for justification of parameters and characteristics of air breathing engines of high-speed aircraft power plants has been improved. Two types of engines are being investigated as part of the power plant: a turbofan engine with an afterburner and a ramjet engine. The basic methods and techniques of scientific-technical research of modern and advanced aerospace systems are presented. A parametric outline of air breathing engines of a high-speed aircraft power plant is formed with two schemes of stages: acceleration and cruise.

As a baseline for researching characteristics of high-speed aircraft power plants, advanced mathematical models of a turbofan engine with afterburner and a first-level ramjet engine were selected based on general approach to solving the system of equations, describing gas-dynamic, thermodynamic and physical relations in jet engines.

For the first time, the expansion of the altitude and airspeed range of an aerospace system has been justified on the basis of augmentation of an air breathing engine cycle of a high-speed aircraft power plant by injecting water into the air intake and advantages in comparison with other variants of high-speed aircraft engines thrust increasing have been defined.

The conditions of influence of water injection at the inlet of a turbofan engine with an afterburner and a ramjet engine on the performance characteristics of an aerospace system have been investigated. The calculation method shows that the range of a water injection system application depends on the temperature to which the working fluid needs to be cooled, and the range decreases with an increase in altitude and airspeed.

The parameters and characteristics of air-breathing engines of a high-speed aircraft power plant have been justified based on a complex study of its parameters and characteristics, taking into account the specified flight cycle of an aircraft and the life cycle of engines.

Water injection at the engine inlet allows to increase the specific thrust, for example, for flight conditions  $H_f = 25000$  m and  $M_f = 3$ , an increase in the specific thrust is 10,3%. An increase in specific fuel consumption under these flight conditions is 5,4%. However, without water injection, the engine operation under these conditions would be impossible, so an increased specific fuel consumption is a side effect.

It is shown that when using a traditional fuel, it is practically impossible to create a single-stage aircraft with a range of  $L_f = 10000$  km and cruising speed of  $M_{kr} = 3 \dots 3,5$ , which actualizes the use of a two-stage scheme. This allows you to divide the contradictory tasks of achieving a long range and reducing the value of acoustic impact to an acceptable level in a cruise flight (cruise stage) and fulfilling noise requirements at takeoff and selecting a rational acceleration-cruise curve (acceleration stage).

The process of creating new aerospace systems by combining the cycles of a sub-sonic, trans-sonic and supersonic flow into one complex system is justified. A criterion has been developed to evaluate the degree of impact of new technical solutions on the quality of fulfilling the task of an aerospace system.

Improved scientific-methodological apparatus allows reducing the number of variants of structural and layout solutions of aerospace systems and power plants air-breathing engines in the early stages of scientific-research and development work by means of justified requirements to the cost of life cycle under the conditions of limited physical resources and timing budgets. This, in turn, will allow reducing the cost and time of designing new, deeply modernizing existing models of aerospace systems and their components.

*Keywords:* aircraft, power plant, aerospace system, air-breathing engine, water injection, efficiency criterion.

Підписано до друку 05.12.2019 р.  
Формат 60x90/16. Папір офсетний. Друк – цифровий.  
Умовн. друк. арк. 0,89. Тираж 100 прим. Зам. № 77/2019 р.  
Державне підприємство  
"Запорізьке машинобудівне конструкторське бюро "Прогрес"  
імені академіка О.Г. Івченка  
вул. Іванова 2, м. Запоріжжя, 69068  
тел.: 0612-65-03-27, 0612-65-46-25