

УДК 629.73.036

О.В. Єланський

ДП “Івченко-Прогрес”, Запоріжжя

МЕТОДИКА ФОРМУВАННЯ ПАРАМЕТРИЧНОГО ОБРИСУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ В СИСТЕМІ НАВЧАЛЬНО-БОЙОВОГО ЛІТАКА НА ПОПЕРЕДНІХ ЕТАПАХ ПРОЕКТУВАННЯ

Запропонована методика формування параметричного обрисів силової установки в системі навчально-бойового літака на попередніх етапах проектування. В основі методики використовується математичне моделювання підсистеми силової установки ЛА впродовж всього життєвого циклу з використанням евристичних і ретроспективних методів та експериментальних даних. Обґрунтування льотно-технічних і експлуатаційних характеристик ЛА проводиться за допомогою дослідження типового польотного циклу для навчально-тренувального, навчально-бойового або легкого бойового літака, що припускає використання математичних моделей польоту ЛА, робочого процесу і життєвого циклу маршового двигуна силової установки у складі ЛА.

Ключові слова: навчально-бойовий літак, легкий бойовий літак, літальний апарат, показник, авіаційний двигун, силова установка, параметричний обрис, вартість життєвого циклу авіаційного двигуна, техніко-економічна ефективність, попередній етап проектування.

Введення

Сучасні концепції ведення бойових дій припускають використання меншої кількості більш живучих ЛА з широкими можливостями у порівнянні з тими, які раніше знаходилися на озброєнні бойової авіації [1 – 5]. У зв'язку з цим виникла необхідність розробки і вдосконалення ЛА військового призначення як багатофункціональних комплексів, які включають також навчально-тренувальні літаки (НТЛ), навчально-бойові літаки (НБЛ), винищувачі, легкі штурмовики та ін.

При модернізації існуючих та розробці нових літаків для бойової авіації України необхідно ретельно проаналізувати не тільки потреби Повітряних Сил України, але і можливу кон'юнктуру світового авіаційного ринку. Перспективний літак повинен задовольняти сучасним техніко-економічним вимогам і представляти інтерес для потенційних зарубіжних замовників [6]. Аналіз показує, що Військово-Повітряні сили більшості зарубіжних країн зацікавлені в першу чергу в літаках класу “легкий бойовий літак” (ЛБЛ) зі злітною масою не більше 10 т або “легкий винищувач” зі злітною масою не більше 20 т [7, 8].

Категорія “легкий бойовий літак” сьогодні представлена в основному застарілими F-5E, МиГ-21 (декількома китайськими версіями), невеликою кількістю Hawk 200 і L-159A, а сучасні і перспективні легкі тактичні літаки (типу F-16, МиГ-29, Mirage 2000, F-35) мають злітну масу більше 15 тонн (окрім JAS 39, який відрізняється меншою масою) і ціни більше 20 млн. доларів [4, 9].

Постановка завдання. Таким чином, існує необхідність розробки і вдосконалення ЛА військового призначення як багатофункціонального комплексу.

Проте створення нового покоління ЛА і його силової установки (СУ), як однієї із самих витратних його підсистем, вимагає вирішення складних комплексних науково-технічних і економічних завдань в умовах суперечливої безлічі різних ситуацій, пошуку раціональних компромісів [4, 10 – 12].

Важливість технічної і економічної оцінки ухвалюваних рішень при проектуванні авіаційної техніки пов'язана з непомірно високою вартістю розробки, виробництва та експлуатації літаків і двигунів, що стало основною проблемою сучасної авіації. В цих умовах актуальною є оцінка економічної ефективності авіаційного ГТД в системі ЛА, що відповідає принципу системного підходу [7 – 9, 13].

Практика авіаційного двигунобудування свідчить, що тільки при комплексному підході до забезпечення якості на всіх взаємозв'язаних етапах життєвого циклу можуть бути забезпечені задані показники і характеристики двигунів [14 – 16]. Тому актуальним науковим завданням є створення методики оцінки параметричного обрисів СУ в системі НТЛ або НБЛ з урахуванням їх життєвого циклу (ЖЦ).

Аналіз останніх досліджень і публікацій. До теперішнього часу підходить до формування параметричного обрисів СУ в системі НТЛ, НБЛ або ЛБЛ обмежувалися розрахунками і обґрунтуванням вимог тактико-технічного завдання по окремих підсистемах. При цьому ступінь впливу параметрів і характеристик одних підсистем на інші не завжди коректно враховується [17 – 19]. Внаслідок цього конструктивно-компонувальні варіанти ЛА і його проектно-технічні рішення відпрацьовуються аж до етапу випробувань.

При розгляді особливостей параметричної інтеграції необхідно уточнити це поняття. В сучасній нау-

ково-методичній літературі стосовно дослідження характеристик двигуна і планера зустрічаються поняття узгодження, синтезу та інтеграції підсистем ЛА.

Узгодження параметрів СУ з планером літака виконується на рівні інтегральних характеристик. При цьому мається на увазі процедура вибору одиничних показників і характеристик на рівні відповідності декільком підсистем ЛА [20, 21].

Синтез підсистем припускає процес об'єднання їх функціональних властивостей з урахуванням особливостей робочого процесу.

При інтеграції підсистем ЛА передбачається глибше поєднання параметрів, характеристик і функціональних властивостей, яке забезпечує нові інтеграційні властивості об'єкту дослідження [22]. Як відомо, інтеграція елементів планера і СУ включає чотири основних етапи: параметричний, критерійний, конструктивний і технологічний. З розглянутих етапів найбільший інтерес представляє параметрична інтеграція, оскільки вона робить пріоритетний вплив на льотно-технічні характеристики ЛА при проектуванні об'єктів АТ на етапі попередніх розробок, а також на етапах модернізації і модифікації літака.

Тому **метою статті** є розробка методики формування параметричного обрису силової установки в системі навчально-бойового літака на попередніх етапах проектування.

Основна частина досліджень

Аналіз існуючих тактико-технічних вимог (ТТВ) до сучасної авіаційної техніки дозволяє зробити висновок, що на етапах попереднього проектування виникає завдання прогнозування і моделювання складних технічних систем з повною оцінкою варіанту ЛА, яка повинна включати технічний і економічний модулі окремих підсистем з розвинутою ієрархічною структурою. Як відомо, таке завдання не може бути вирішене на основі якого-небудь одного підходу або методу. Враховуючи велику кількість чинників, що роблять вплив на властивості НТЛ, НБЛ або ЛБЛ, необхідність великого об'єму різномірної інформації для аналізу, порівняння і ухвалення рішення, доцільно застосувати математичне моделювання з урахуванням:

- експериментальних даних і ретроспективного аналізу ОАТ;
- евристичного методу;
- моделювання робочого процесу СУ;
- розрахунку типового польотного циклу НБЛ або ЛБЛ з моделюванням польоту ЛА;
- моделювання життєвого циклу двигуна СУ в системі НТЛ, НБЛ або ЛБЛ;
- оцінки тактичних, технічних і економічних характеристик НБЛ або ЛБЛ.

В основі такого підходу лежить поетапне і системне дослідження параметричного обрису силової

установки в системі НТЛ, НБЛ або ЛБЛ. Вибір варіанту конструктивно-компонувального рішення проекту з якнайкращими характеристиками життєвого циклу передбачає особливості науково-методичного характеру, які підкреслюють вагомість і значущість технічних рішень на стадії військово-технічних прогнозів.

Враховуючи складність і комплексність наукового завдання в даній роботі представлений науково-методичний апарат формування параметричного обрису СУ в системі НТЛ, НБЛ або ЛБЛ (рис. 1). Виділені етапи проектування підсистем ЛА побудовані за безперервним модульним принципом.

Виконання етапів початкового проектування ЛА припускає собою безперервний моніторинг процесу створення об'єкту. Основні етапи формування параметричного обрису СУ в системі ЛА полягають у наступному:

1. На основі проведених пошукових досліджень по створенню або модифікації НТЛ, НБЛ або ЛБЛ виділяються напрями розвитку ОАТ даного типу, аналізуються ТТВ до перспективних об'єктів, проводиться аналіз фінансового проекту і експортних перспектив об'єктів досліджень. На цьому етапі формується і обґрунтовується ТТВ до перспективного об'єкту.

2. За наслідками параметричних досліджень перспективних літаків як елементів бойової системи, аналізу їх взаємодії з компонентами бойового комплексу, в якому вони функціонуватимуть, прогноуються необхідні характеристики перспективного ЛА. При цьому здійснюються багатоваріантні дослідження технічних, економічних і експлуатаційних показників передбачуваного літака. Розробляється і обґрунтовується тактико-технічне завдання до перспективного НТЛ, НБЛ або ЛБЛ. При цьому враховується досвід розробок і застосування СУ на ЛА попередніх проектів або поколінь, всесторонньо використовуються бази даних по всіх підсистемах ЛА даного типу.

3. При створенні нового зразка авіаційної техніки або її модифікації починається попереднє проектування і аналіз всіх підсистем з видачею технічної пропозиції. Для порівняння і аналізу результатів досліджень використовуються різні підходи і методи за оцінкою рівня техніко-економічної досконалості ЛА. Проте для обґрунтування параметричного обрису СУ в системі ЛА з урахуванням експлуатаційних характеристик життєвого циклу НТЛ, НБЛ або ЛБЛ необхідний єдиний науково-методичний підхід.

4. Враховуючи той факт, що в даний час розробка підсистем ЛА проводиться в різних організаціях, і застосовуючи основні теоретичні положення відомих методів проектування ЛА, пропонується єдиний науково-методичний апарат у вигляді методики формування і обґрунтування параметричного обрису СУ в системі НБЛ або ЛБЛ.

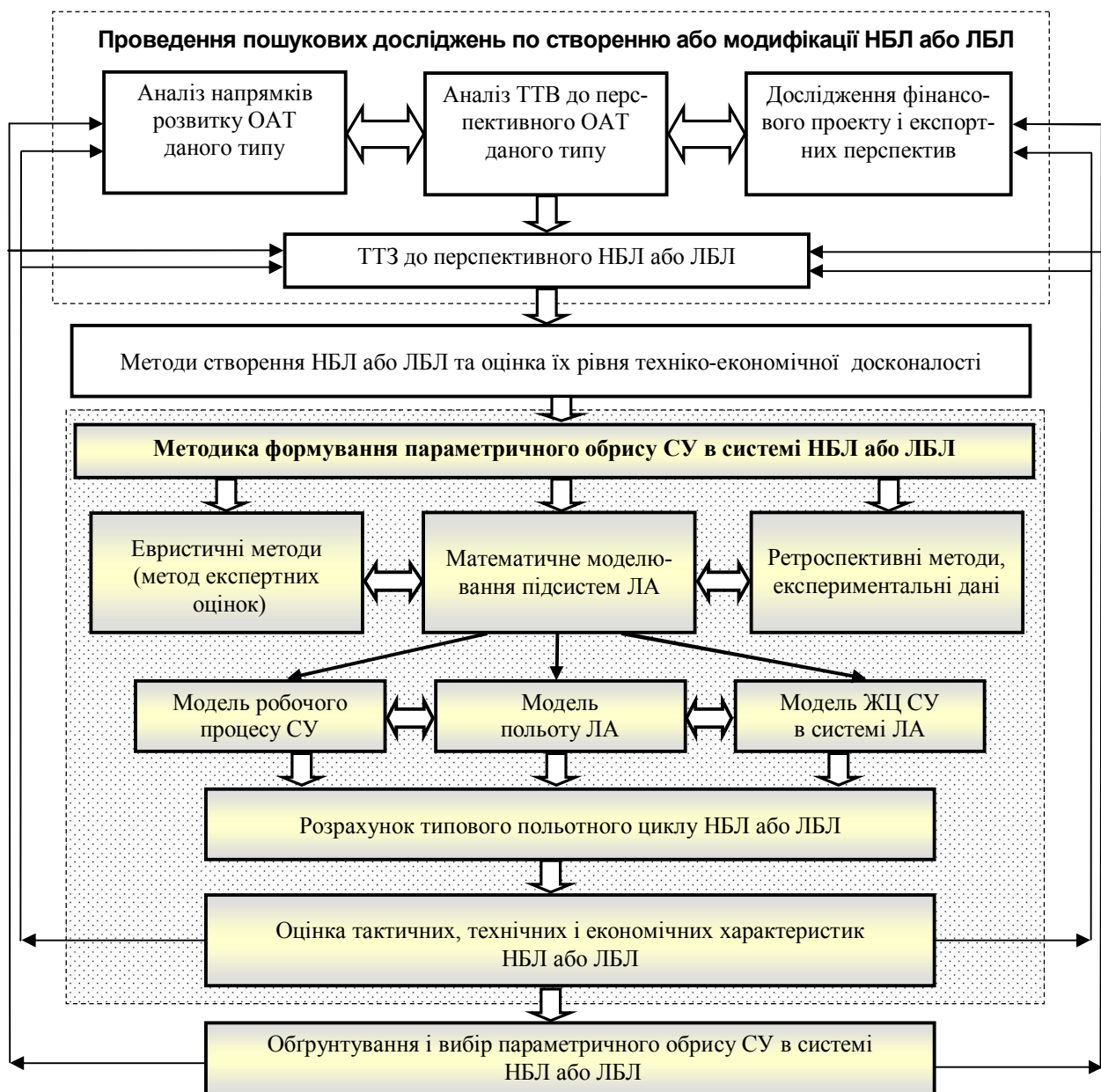


Рис. 1. Науково-методичний апарат формування параметричного обрису СУ в системі НБЛ або ЛБЛ

В основі методики використовується математичне моделювання підсистеми силової установки ЛА впродовж всього життєвого циклу з використанням евристичних методів, ретроспективних методів і експериментальних даних. Обґрунтування льотно-технічних і експлуатаційних характеристик ЛА проводиться за допомогою дослідження типового польотного циклу для УТС, УБС або ЛБС, що припускає використання математичних моделей польоту ЛА, робочого процесу СУ і життєвого циклу маршового двигуна у складі ЛА.

5. За результатами оцінки тактичних, технічних і економічних характеристик НБЛ або ЛБЛ вибирається параметричний обрис СУ, а отже і конструктивно-компонувальне вирішення варіанту ЛА з використанням відповідних показників.

Запропонована методика формування і обґрунтування параметричного обрису СУ в системі НБЛ

або ЛБЛ припускає розробку математичної моделі складної технічної системи “літальний апарат-силова установка” з урахуванням тактичних, технічних і економічних характеристик НБЛ, а також витрат, пов'язаних з експлуатацією двигуна і ЛА.

Як відомо, параметри режиму польоту ЛА і режиму роботи СУ взаємозв'язані. Формування параметричного обрису високоефективного ТРДД або ТРДДФ для навчально-бойового літака повинне відбуватися з визначенням параметрів і характеристик як СУ, так і літака в цілому [23, 24].

Проаналізуємо математичну модель ЛА і виділимо основні складові, які впливають на ефективність виконання навчального або бойового завдання.

Ефективність польотного циклу літака істотно залежить від вибраних програм керування режимами роботи силової установки і програм керування режимами польоту літака. Ці програми вельми тісно

зв'язані один з одним і їх реалізація (потім коректування) повинна виконуватися одночасно. На вибір оптимальних програм керування режимами роботи силової установки і режимами польоту літака сильний вплив роблять умови польоту (число M , висота польоту H , кут атаки літака α та інші).

У загальному випадку при математичному описі ЛА розглядається як тверде матеріальне тіло з шістьма степенями руху. Характер руху визначається взаємодією зовнішніх масових і аеродинамічних сил і моментів, а також силою реактивної тяги двигуна [25]. Слід зазначити, що в даному випадку сила реактивної тяги не може бути представлена як зосереджена сила, що додається до реактивного сопла, а є результатом взаємодії вхідного імпульсу повітря, яке поступає в повітряозабірник, і вихідного імпульсу, який відхиляється від початкового положення відповідно до повороту сопла. Система диференціальних рівнянь, які описують рух літака як матеріального тіла, записується таким чином:

$$m_{\text{ЛА}} \cdot \left(\frac{dV_x}{dt} - \omega_y \cdot V_z - \omega_z \cdot V_y \right) = \sum_i R_{xi} - m_{\text{ЛА}} \cdot g \cdot \sin \theta,$$

$$m_{\text{ЛА}} \cdot \left(\frac{dV_z}{dt} - \omega_x \cdot V_y - \omega_y \cdot V_x \right) = \sum_i R_{zi} - m_{\text{ЛА}} \cdot g \cdot \cos \theta \cdot \sin \gamma$$

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} - (J_y - J_z) \omega_y \cdot \omega_z = \sum_i M_{xi},$$

$$J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z) \omega_z \cdot \omega_x = \sum_i M_{yi},$$

$$J_z \frac{d\omega_z}{dt} - (J_x - J_y) \omega_x \cdot \omega_y = \sum_i M_{zi},$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x \cdot \cos \gamma - (\omega_y \cdot \sin \gamma - \omega_z \cdot \sin \gamma) \cdot \operatorname{tg} \theta,$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \theta} (\omega_y \cdot \cos \gamma - \omega_z \cdot \sin \gamma),$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_y \cdot \sin \gamma + \omega_z \cdot \cos \gamma,$$

де $m_{\text{ЛА}}$ – маса літака; J_x, J_y, J_z – моменти інерції відносно вісей X, Y, Z зв'язаної системи координат; V_x, V_y, V_z – проекції швидкості літака на вісі координат; R_x, R_y, R_z – проекції зовнішніх і реактивних сил на вісі координат; M_x, M_y, M_z – моменти зовнішніх і реактивних сил відносно відповідних вісей; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – складові вектора кутової швидкості літака; θ, γ, ψ – кути тангажа, крена і ристання.

Вирішення такої повної системи рівнянь руху літака з оптимізацією управління є дуже складним завданням. Зазвичай на практиці це завдання розбивається на два простіші. Перше завдання зводиться до вибору оптимальних програм керування літака як матеріальною точкою для отримання високих ЛТХ. Метою другого завдання є забезпечення стійкості і керованості літака як матеріального тіла при його обертанні навколо центру мас.

Для загальної оцінки технічної досконалості ЛА використовують його рівень ЛТХ, які отримують при моделюванні польоту літака [23, 25]. Для моделювання польотного циклу в спрощеній формі запишемо систему диференціальних рівнянь руху центру мас літака у формі проекцій сил на осі траєкторної системи координат:

$$m \frac{dV}{dt} = P \cdot \cos \alpha_p - X - G \cdot \sin \theta,$$

$$m \cdot V \cdot \frac{d\theta}{dt} = (P \cdot \sin \alpha_p + Y) \cdot \cos \gamma - G \cdot \cos \theta,$$

$$-m \cdot V \cdot \frac{d\psi}{dt} = (P \cdot \sin \alpha_p + Y) \cdot \sin \gamma,$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{P \cdot C_{\text{мрт}}}{3600}, \quad \frac{dL}{dt} = V \cdot \cos \theta, \quad \frac{dH}{dt} = V \cdot \sin \theta,$$

де P – вектор тяги двигуна; $c_{\text{мрт}}$ – питома витрата пального; X – сила опору ЛА; V – швидкість польоту ЛА; H – висота польоту літака; L – довжина ділянки польоту; G – вага ЛА; α_p – кут між будівельною віссю літака і вектором тяги двигуна.

Розрахункова траєкторія руху ЛА складається з окремих ділянок, кожна з яких імітує якийсь етап польоту: зліт, розгін, віраж, набір висоти та інші. Для кожної ділянки задається форма траєкторії (прямолінійна, віраж, траєкторія похилої) і закон зміни висоти H і числа M_n польоту. Завдання форми траєкторії і законів зміни H і M_n замикає систему рівнянь в межах кожної ділянки траєкторії, а отже, всієї траєкторії. Ділянки траєкторії обмежуються початковими і кінцевими значеннями одного з параметрів, який є визначальним для даної ділянки.

Як видно, в систему рівнянь входять не тільки основні польотні дані літака, але і інтегральні параметри силової установки – P і $c_{\text{мрт}}$. При цьому інтегральні системи керування забезпечують одночасну оптимізацію режимів роботи силової установки і польоту літака в різноманітних умовах.

Розглянемо авіаційний ГТД, який є складною динамічною системою і детальний опис процесів, що відбуваються в двигуні та викликають певні труднощі. Залежно від вирішуваного завдання, зазвичай використовуються математичні моделі ГТД різної складності [26 – 28]. У даній роботі застосовується повузлова математична модель авіаційного ГТД, яка будується на базі статичних характеристик вузлів, що дозволяє широко використовувати експериментальні дані і підвищити точність ідентифікації. Застосування основних рівнянь газової динаміки в нестационарній формі дає можливість враховувати динамічні властивості газу в тракці двигуна і розширити частотний діапазон застосування моделі (наприклад, при розрахунку процесів у форсажній камері згорання і сопла).

Розглянемо газотурбінний двигун як об'єкт керування, який формально можна представити у вигляді зображеному на рис. 2.

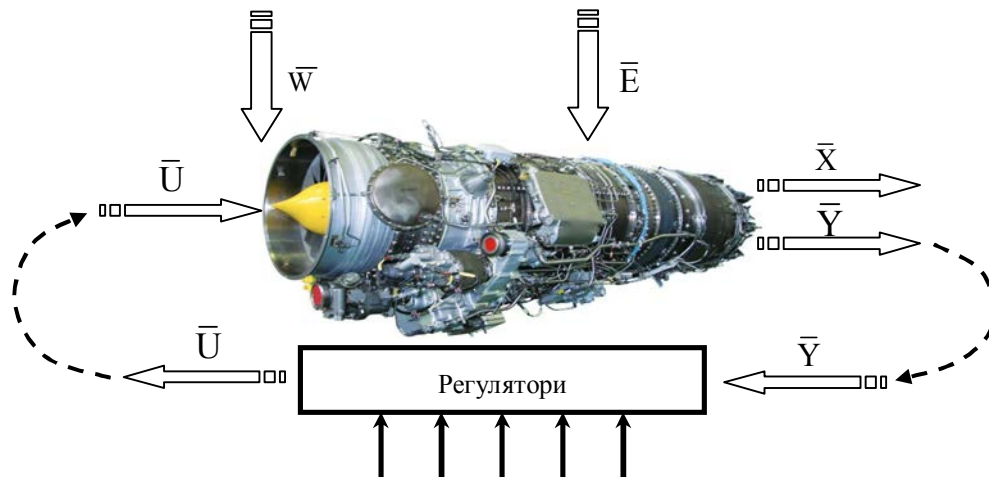


Рис. 2. Умовна схема керування ГТД

Величина параметра \bar{U} є вектором регулюючих чинників (G_{T_0} , G_{T_b} , $F_{кр}$, φ_b , φ_k , ...), які є незалежними змінними для об'єкту керування, розглянутого ізольовано від регуляторів. Система автоматичного керування являє собою замкнуту систему, яка включає об'єкт керування і регулятори. До регулюючих чинників відносяться витрата пального в основній G_{T_0} і у форсажній камері згорання G_{T_b} , площа сопла $F_{кр}$, кути установки направляючих апаратів вентилятора φ_b , компресора φ_k .

Вхідними незалежними змінними також є параметри зовнішнього середовища, які задаються векторами \bar{U} і \bar{W} . Вони включають висоту польоту H , температуру T_n , тиск p_n , густину навколишнього середовища ρ_n , швидкість польоту (число M) літака і інші параметри атмосферного повітря, якщо вони відрізняються від стандартних.

Вектором \bar{E} позначені додаткові експлуатаційні чинники, які відрізняються від номінальних, і приводять до зміни властивостей ГТД як об'єкту регулювання. До них відносяться параметри, які характеризують стан потоку повітря на вході в двигун (турбулентність атмосфери, вологість повітря, число Re і т.д.), а також величини, які характеризують відбір від двигуна потужності і витрат повітря на літакові потреби та ін.

Вектор початкових параметрів \bar{Y} (n_b , n_k , p_k^* , p_t^* , T_t^* , ...) включає в себе параметри регулювання, які є вхідними для регулятора, такі як частота обертання роторів n_b і n_k , тиск повітря за компресором p_k^* , тиск p_t^* і температура газу T_t^* за турбіною та ін.

Вектор \bar{X} - це вектор параметрів ГТД, зміну яких характеризує його ефективність і залежить від характеристик керування. До них відносяться параметри, які безпосередньо впливають на льотно-технічні характеристики літака: тяга двигуна P , швидкість її зміни (визначається часом приймальності $t_{пр}$), питома витрата палива $c_{пит}$, запаси газоди-

намічної стійкості ΔK_{y_b} і ΔK_{y_k} , рівень і час перевищення параметрів n_b , n_k , T_t^* над заданими максимальними величинами, які визначають ресурс двигуна і його надійність. Таким чином, математичну модель ГТД як об'єкту регулювання формально можна визначити у вигляді таких співвідношень:

$$\begin{cases} \bar{X} = \bar{X}(\bar{U}, \bar{W}, \bar{E}, \bar{Y}); \\ \bar{Y} = \bar{Y}(\bar{U}, \bar{W}, \bar{E}, \bar{X}). \end{cases}$$

Оскільки початкові параметри \bar{X} і \bar{Y} є параметрами робочого процесу або визначаються через них, то розглянута модель є моделлю робочого процесу ГТД.

У даній роботі використовується математична модель робочого процесу двигуна, яка складається з нелінійних диференціальних і алгебраїчних рівнянь, які послідовно описують роботу основних вузлів двигуна (вентилятора, компресора, камери згорання, турбіни, сопла та ін.). Рівняння є перетвореними рівняннями термодинаміки, газової динаміки і механіки, записаними в нестационарній формі. Ця математична модель дозволяє враховувати вплив всіх перерахованих умов експлуатації на характеристики двигуна. При зміні характеристик якогось вузла двигуна змінюються лише ті рівняння моделі, які описують даний вузол. При підвищенні точності завдання початкових характеристик вузлів модель може точно імітувати статичні і динамічні характеристики двигуна.

До особливостей підходу відноситься наявність розрахунку вартості життєвого циклу двигуна [6, 19, 29 – 33] в системі навчально-бойового літака з врахуванням:

- витрат на розробку літака і двигуна залежно від їх проектних параметрів;
- розрахунку потреби в двигунах з урахуванням показників надійності і ресурсу для технічної експлуатації по стану з відпрацюванням фіксованого ресурсу;
- розрахунку складових амортизаційних витрат на літак і двигун;

- розрахунку витрат на технічне обслуговування і ремонт (ТОіР) літака та двигунів по окремих складових.

В даний час кількісна оцінка експлуатаційної надійності двигунів проводиться за середньостатистичними показниками, які оцінюють величину напруження, що доводиться на одну відмову з тієї або іншої причини. Розглядаються відмови двигуна, які поділяються на три великі групи, пов'язані з наслідками відмови:

- відмова, що виявилася у польоті і яка призвела за собою вимушене або самовільне виключення двигуна;

- відмова, що призвела до дострокового знімання двигуна з ЛА, тобто, до вироблення міжремонтного ресурсу τ ;

- відмова, що усувається в експлуатації.

Число відмов може визначатися по конструктивних, виробничих, експлуатаційних та інших причинах як спільно, так і окремо. Оскільки у запропонованому підході головним завданням є визначення витрат на експлуатацію парку двигунів впродовж всього життєвого циклу, то в розгляд включаються відмови по всіх причинах, у тому числі і із-за попадання сторонніх предметів.

Таким чином, на передній план виходить визначення довговічності двигуна в системі НБЛ, тобто чисельна її оцінка за допомогою ресурсів двигуна і планера літака (призначений і міжремонтний).

Очевидно, що техніко-економічний зміст поняття ресурсу ГТД вимагає врахування багатьох чинників, зокрема фізичних, що визначають зміну властивостей двигуна в часі, і економічних, які визначають доцільність подальшого збільшення ресурсу за конкретних умов експлуатації, обслуговування і ремонту. Окрім годин напрацювання регламентується кількість польотних циклів для обліку малоциклової втоми деталей ротора ГТД.

На основі розрахункових і статистичних даних визначаються значення ціни $C_{пл}$ і собівартості планера літака, вартість розробки планера, ціна виробництва всього парку планерів літака, потрібні капіталовкладення для всього парку планерів літаків.

Визначається ціна одного капітального ремонту (КР) планера $C_{кр,пл}$ і витрати на цей ремонт, що доводяться на одну льотну годину, повні експлуатаційні витрати на планер, що доводяться на одну льотну годину. При розрахунках різних витрат на експлуатацію парку літаків приймається гіпотеза про те, що планер літака завжди і повністю виробляє призначений ресурс. Вартість життєвого циклу двигуна силової установки обчислюється з урахуванням [32, 33]:

- експлуатації по технічному стану з відпрацюванням фіксованого ресурсу;

- витрат на реновацію, приведених до льотної години;

- капіталовкладень у виробництво двигунів з урахуванням витрат на запасні частини;

- витрат на КР всіх двигунів парку за ЖЦ;

- собівартості КР всіх двигунів за ЖЦ;

- амортизаційних відрахувань на КР двигунів, що приводяться на льотну годину ($C_{кр,дч}$),

- витрат на періодичне обслуговування двигуна за час відпрацювання ним міжремонтного ресурсу ($C_{то,пер}$);

- витрат на ТОіР за весь ЖЦ ($C_{то,дв}$) та ін.

Вартість ТОіР двигунів літака на годину нальоту розраховуємо по формулі:

$$C_{то,д} = C_{то,дв} / T_{\Sigma_{парка}}^{ЛА},$$

де $T_{\Sigma_{парка}}^{ЛА}$ - потрібний фактичний ресурс парку.

Ціна годинної витрати палива обчислюється за формулою:

$$C_{топч} = m_{т,час} \cdot C_{ГСМ},$$

де $C_{ГСМ}$ - середня вартість тони пально-мастильних матеріалів за ЖЦ; $m_{т,час}$ - годинна витрата палива літака при польоті на розрахункову дальність.

Ціна пально-мастильних матеріалів за весь ЖЦ визначається з виразу:

$$C_{топ} = T_{\Sigma_{парка}}^{ЛА} \cdot C_{топч} \cdot k_{нз},$$

де $k_{нз}$ - коефіцієнт витрат палива на невиробничих ділянках польоту.

Вартість льотної години силової установки НБЛ розраховується як:

$$C_{дч} = C_{ам,д} + C_{то,д} + C_{топч}.$$

Вартість життєвого циклу всього парку двигунів силових установок НБЛ визначається як сума відповідних собівартостей і ціни палива за весь ЖЦ:

$$C_{ЖЦ,дв}^{парка} = C_{кап,д} + C_{кр,дв} + C_{то,дв} + C_{топ}.$$

Вартість життєвого циклу силової установки одного НБЛ знаходиться по виразу:

$$C_{ЖЦ}^{СУ} = C_{ЖЦ,дв}^{парка} / n_{ЛА},$$

де $n_{ЛА}$ - кількість ЛА в парку.

Початковими даними для проведення досліджень є конструктивні, вагові, технічні, ресурсні і економічні дані по ЛА та його силовій установці.

Висновки по дослідженню

Розроблена методика дозволить на етапі попереднього проектування або етапі модернізації ЛА і його підсистем вибирати раціональний варіант параметричного обриса і конструктивно-компонувальної схеми ТРДД (або ТРДДФ) для ефективного виконання поставлених завдань перед ЛА.

Перспективи подальших досліджень. У подальших дослідженнях передбачається оцінити достовірність розробленої методики шляхом порівняння розрахункових даних з експлуатаційними і льотно-технічними характеристиками літака Л-39.

Список літератури

1. Военная авиация. Оружие и технологии России. Энциклопедия 21 век. Том 4 / Под общ. ред. С. Иванова. – М.: Изд. дом “Оружие и технологии”, 2002. – 783 с.
2. Левицкий С.В. Методика оптимизации технических характеристик гипотетического маневренного истребителя. Теория и системы управления / С.В. Левицкий // Изв. РАН. 2001. – № 6.
3. Левицкий С.В. "Сверхманевренность": эффективность или эффективность? / С.В. Левицкий // Вестник академии наук авиации и воздухоплавания. – 2002. – № 1.
4. Дональд Д. Энциклопедия военной авиации / Дэвид Дональд, Йон Лейк. – М.: Омега, 2003. – 443 с.
5. Авиация ПВО России и научно-технический прогресс: Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра / Под ред. Е.А. Федосова. – М.: Дрофа, 2001. – 867 с.
6. Степанов В.Д. Методология формирования технического облика экспортно ориентированных авиационных комплексов / В.Д. Степанов, В.И. Барковский, Г.М. Скопец. – М.: Физматлит, 2008. – 244 с.
7. Левицкий С.В. Методика оптимизации технических характеристик гипотетического маневренного истребителя / С.В. Левицкий // Изв. Академии наук. Теория и системы управления. – 2001. – № 6.
8. Долженков Н.Н. Проектирование семейства модификаций перспективного самолета / Н.Н. Долженков, В.А. Подобедов // Полет. – 2004. – № 10.
9. Ray Whitford. Design for air combat. / Janes publishing inc., New York, 1987. – 234 p.
10. Проектирование самолетов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. – Под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
11. Работы ведущих авиационных двигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей / Под ред. В.А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 254 с.
12. Разработка аванпроекта самолета: учебное пос. / А.К. Мяслица, Л.А. Малащенко, А.Г. Гребеников, Е.Т. Василевский, В.Н. Клименко, А.А. Сердюков. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т “ХАИ”. – 2010. – 233 с.
13. Mattingly, Jack D. Aircraft engine design / Jack D. Mattingly, William H. Heiser, David T. Pratt. 2nd ed. AIAA education series, 2002. – P.691.
14. Иностранные авиационные двигатели / Под ред. Л.И. Соркина. – М.: ЦИАМ, 13 издание. – 2000. – 203 с.
15. Jane's. Aero-Engines // Edited by Bill Gunston OBE, FRAeS, March, 2005. – 750 p.
16. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
17. Долженков Н.Н. Методология проектирования учебно-тренировочных самолетов для подготовки летного состава фронтовой авиации / Н.Н. Долженков // Полет. – 2000. – №8.
18. Долженков Н.Н. Целесообразность создания бо-

евых модификаций учебно- тренировочных самолетов / Н.Н. Долженков // Полет. – 2001. – № 8.

19. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / А.Н. Акимов, В.В. Воробьев и др. – М.: Машиностроение-Полет, 2005. – 368 с.
20. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД / В.Г. Маслов. – М.: Машиностроение, 1981. – 212 с.
21. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации / И.Ф. Флоров // Труды ЦИАМ № 1099. – 1985. – 260 с.
22. Интеграция силовой установки и планера транспортного самолета. Монография / О.Б. Анипко, В.Г. Башинский, В.В. Логинов, В.Б.Семенов. – Запорожье. Изд. АО “Мотор Сич”, 2013. – 329 с.
23. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / В.В. Гуляев, О.Ф. Демченко, Н.Н. Долженков и др. – М.: Машиностроение, 2005.
24. Пивяский С.А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов // С.А. Пивяский, В.С. Брюсов, Е.А. Хвилон. – М.: Машиностроение, 1974. – 106 с.
25. Тарасенко А.М. Динамика полета и боевого маневрирования летательных аппаратов / А.М. Тарасенко, В.Г. Брага, В.Т. Тараненко. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. – 512 с.
26. Ахмедзянов А.М. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей / А.М. Ахмедзянов, Ю.С. Алексеев, Х.С. Гумеров. – М.: Машиностроение, 2000. – 454 с.
27. Добрянский Г.В. Динамика авиационных ГТД / Г.В. Добрянский, Т.С. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
28. Чуюн Р.К. Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов / Р.К. Чуюн. – М.: Машиностроение, 1988. – 288 с.
29. Aircraft Engine and Engine Parts Manufacturing: 2002 / 2002 Economic Census. Manufacturing. Industry series. U.S. Census Bureau, 2004. – 47 p.
30. Day M.J. A technique for engine maintenance cost forecasting / M.J. Day, R.S. Stahr // AIAA Paper, 79-7007.
31. Sininger W.B. Engine life cycle cost / W.B. Sininger // AIAA Paper, 76-754.
32. Клочков В.В. Оценка экономической эффективности эксплуатации авиадвигателей по техническому состоянию / В.В. Клочков // Авиакосмическая техника и технология. – 2002. – № 2. – С. 53-62.
33. Морозов А.А. Принципы построения имитационной модели процесса эксплуатации ГТД модульной конструкции / А.А. Морозов, И.А. Никонова, Г.Г. Иджиян // Труды ЦИАМ № 1153, вып. 4. – 1986. – 46 с.

Надійшла до редколегії 25.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук ст. научн. сотр. В.В. Логінов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ОБЛИКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В СИСТЕМЕ УЧЕБНО-БОЕВОГО САМОЛЕТА НА ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

А.В. Еланский

Предложена методика формирования параметрического облика силовой установки в системе учебно-боевого самолета на предварительных этапах проектирования. В основе методики используется математическое моделирование подсистемы силовой установки ЛА на протяжении всего жизненного цикла с использованием эвристических методов, ретроспективных методов и экспериментальных данных. Обоснование летно-технических и эксплуатационных характеристик ЛА проводится с помощью исследования типового полетного цикла для учебно-тренировочного, учебно-боевого или легкого боевого самолета, что предполагает использование математических моделей полета ЛА, рабочего процесса и жизненного цикла маршевого двигателя силовой установки в составе ЛА.

Ключевые слова: учебно-боевой самолет, легкий боевой самолет, летательный аппарат, показатель, авиационный двигатель, силовая установка, параметрический облик, стоимость жизненного цикла авиационного двигателя, технико-экономическая эффективность, предварительный этап проектирования.

A POWER-PLANT PARAMETRIC VECTOR VIEW BUILD-UP TECHNIQUE IN THE SYSTEM OF TRAINING-COMBAT AIRPLANE DURING THE PRELIMINARY STAGES OF DESIGN

A.V. Yelansky

A power-plant parametric vector view build-up in the system of training-combat airplane during the preliminary stages of design is offered. In basis of a technique the mathematical simulation of an aircraft power-plant subsystem during all of life cycle is used by the means of heuristic methods, retrospective methods and experimental data. The reasoning of flying-technical and field-performance data of an aircraft is conducted by research of a standard flight cycle for an training airplane, training-combat or light combat airplane, that supposes the use of mathematical models of airplane flight, working process and life cycle of an aircraft power-plant sustainer engine in the system of an aircraft.

Keywords: *training-combat airplane, light combat airplane, aircraft, index, aircraft engine, power-plant, parametric vector view, cost of the life cycle of an aircraft engine, techno-economic efficiency, preliminary stage of design.*