

УДК 629.73.036

О.М. Сорочкін

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ АВІАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ЛІТАКА

Розроблена методика оцінки впливу масових, геометричних та аеродинамічних характеристик авіаційних засобів ураження на протікання характеристик двигуна силової установки бойового літака. Запропонований науково-методичний апарат дозволить на етапах попереднього проектування літака-штурмовика провести обґрунтування напрямів модернізації комплексу “планер – силова установка – авіаційні засоби ураження”. В основі методики використовується математичне моделювання газодинамічного обтікання різних авіаційних засобів ураження з використанням евристичних та ретроспективних методів, експериментальних даних. Обґрунтування льотно-тактичних і експлуатаційних характеристик бойового літака проводиться за допомогою дослідження типового польотного циклу.

Ключові слова: бойовий літак, штурмовик, літальний апарат, авіаційні засоби ураження, авіаційний двигун, силова установка, параметричний обрис, техніко-економічна ефективність, льотно-тактичні характеристики.

Вступ

Аналіз застосування Повітряних Сил Збройних Сил України (ПС ЗСУ) в певних ситуаціях показує, що із-за низької справності авіаційної техніки не вистачає бойового складу і резерву штурмової авіації для ефективного проведення бойових операцій. Впродовж останніх років планується закупівля нових зразків авіаційних засобів ураження (АЗУ) на заміну існуючим ракетами та бомбами. Але заміна АЗУ приведе до зміни льотно-тактичних характеристик (ЛТХ) літака-штурмовика. У зв'язку з цим необхідно розглянути та оцінити взаємозв'язок системи “планер – силова установка – АЗУ”. Вирішення даної задачі направлене на удосконалення ЛТХ літака-штурмовика і його підсистем, які забезпечують ефективне виконання літаком-штурмовиком своїх бойових задач при мінімально можливих енергетичних витратах. Тому актуальним науковим і прикладним завданням є удосконалення теоретичних методів оцінки впливу АЗУ на характеристики двигуна силової установки бойового літака.

Постановка завдання. Найбільш достовірною оцінкою впливу установки із засобами поразки на ЛТХ ЛА може бути здійснена в льотному експерименті або в результаті продувок відповідних моделей в аеродинамічних трубах. Проте ці способи оцінки ЛТХ ЛА є дуже затратними. Тому разом з експериментальними методами на практиці знаходять застосування і різні теоретичні методи та підходи.

Крім того, в даний час є недостатньо систематизованою інформація про аеродинамічні характеристики підвішуваних об'єктів на ЛА при дозвукових швидкостях польоту. Тому удосконалення теоретичних методів щодо оцінки впливу установок АЗУ на ЛТХ літака-штурмовика з урахуванням ха-

рактеристик двигуна силової установки (СУ) є актуальною задачею.

Метою статті є розробка методики оцінки впливу масо-габаритних параметрів авіаційних засобів ураження на протікання характеристик двигуна силової установки літака-штурмовика. Така методика дозволить провести обґрунтування напрямів модернізації комплексу “планер – силова установка – АЗУ”, що також дуже важливо на етапах попереднього проектування ЛА.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. До теперішнього часу теоретичні підходи до формування параметричного обрисув двигуна СУ в системі літака-штурмовика обмежуються 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. Конструктивно-компонувальні варіанти ЛА з АЗУ і його проектно-технічні рішення у багатьох випадках відпрацьовуються на етапі випробувань. Параметри двигуна задаються із міркувань забезпечення польотних характеристик ЛА з визначеною номенклатурою АЗУ при виконанні бойового завдання. Проте змінюється тактична обстановка та номенклатура АЗУ (із-за ресурсу та термінів зберігання), а питання зміни характеристик СУ (у випадку модернізації або заміни двигуна) залишається відкритим.

Крім того, актуальним залишається питання газодинамічної стійкості двигуна при заміні штатних АЗУ на нові.

Як відомо, ступінь впливу установки АЗУ на льотно-тактичні характеристики ЛА визначається місцем їх розташування в області крила або фюзеляжу, зовнішніми формами АЗУ і елементів установки, а також рядом інших факторів, що характери-

зують в сукупності аеродинамічні властивості утвореної системи «планер ЛА – агрегати підвіски – АЗУ» (рис. 1). Дослідження цієї системи необхідно

проводити з урахуванням протікання характеристик двигуна СУ, тобто досліджувати комплекс “планер – силова установка – АЗУ”.

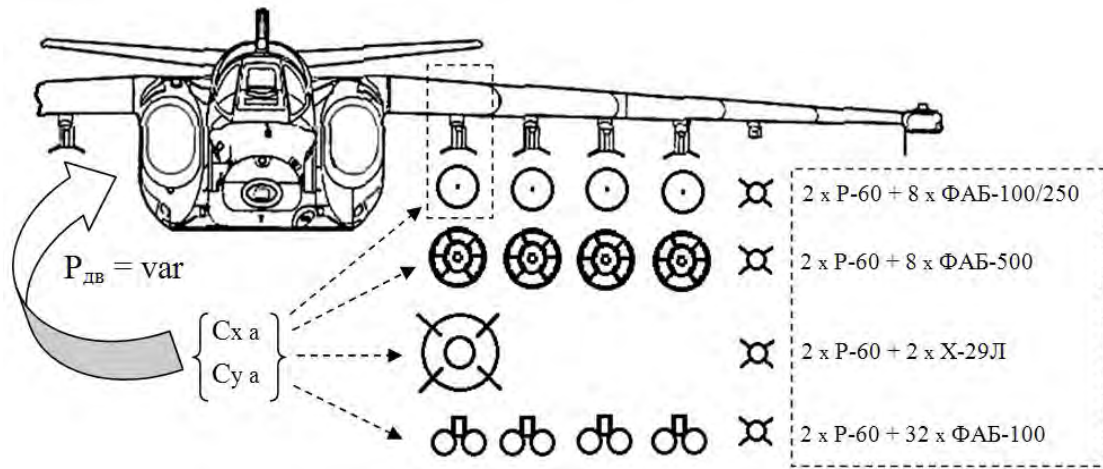


Рис. 1. Типові варіанти озброєння штурмовика

Кількісно взаємний вплив можна оцінити сукупністю змін швидкості і дальності польоту, стелі, маневреності, центрування завантаженого ЛА, який впливає на:

- збільшення загальної польотної маси ЛА на масу завантажуваних засобів ураження;
- зменшення маси палива для розміщення додаткових засобів ураження;
- зміни аеродинамічних характеристик ЛА при завантаженні установці і при переході установки з транспортувального положення в бойове;
- зміна положення центру мас ЛА при завантаженні його засобами ураження та при їх відділенні.

До показників, що характеризують умови і способи відділення засобів ураження, відносяться: види та режими польоту ЛА при відділенні (горизонтальний політ, пікірування, кабрування); допустимі швидкості, висоти, перевантаження; початкові швидкості і зусилля сходу при відділенні АЗУ; кількість засобів ураження, відокремлюваних одночасно і за один цикл роботи (серія); порядок відділення засобів ураження. Ці показники відіграють важливу роль при оцінці надійності та безпеки відділення засобів ураження. Вони прямо пов'язані з ефективністю виконання бойових завдань.

У загальному випадку теоретична оцінка впливу установки на ЛТХ ЛА здійснюється на основі розгляду системи диференціальних рівнянь руху ЛА:

$$X_i = f_i(x_1, x_2, \dots, x_n, y_1, y_2, \dots, y_n, G, Q_i, M_i),$$

де x_i, y_i – узагальнені координати ЛА ($i = 1 \dots n$); Q_i та M_i – складові зовнішніх сил (тяга двигуна, аеродинамічні та керуючі сили елементів планера) і моментів у напрямку відповідних координат; G – вага ЛА.

Кожен з параметрів x_i, y_i, G, Q_i і M_i можна представити у вигляді суми двох доданків, одне з яких дорівнює значенню параметрів у відсутності впливу АЗУ на ЛА, а інше – його збільшенню, зумовленого наявністю АЗУ на ЛА.

Як відомо, схема розміщення елементів установки АЗУ визначається конструктивними і тактико-технічними характеристиками ЛА і засобів ураження, зручностями технічного обслуговування і підготовки ЛА до бойового застосування. При виборі схеми розміщення засобів ураження виходять з задоволення ряду суперечливих вимог: якомога більше засобів ураження і найменший вплив підвищених АЗУ на ЛТХ ЛА [1].

Цей вплив в кінцевому рахунку позначається на швидкості, стелі, дальності польоту, маневреності та безпеці польоту літального апарату. Для аналізу впливу однієї величини на іншу розглядають сили і напрям дії всіх навантажень методами будівельної механіки та аеродинамічні характеристики літака [1, 2].

Сила лобового опору всього досліджуваного комплексу “ЛА – агрегати підвіски – АЗУ” $P_{xк}$ разом з елементами установки і засобами ураження представляється сумою

$$P_{xк} = P_{xЛА} + P_{xуст} + P_{xАЗУ},$$

де $P_{xЛА}, P_{xуст}, P_{xАЗУ}$ – сила лобового опору літака, установки та засобів ураження, відповідно.

Сили $P_{xуст}, P_{xАЗУ}$ складаються з опору кожного агрегату установки кожного засобу ураження:

$$P_{xуст} = \sum_{i=1}^m P_{xуст}^{(i)}; \quad P_{xАЗУ} = \sum_{j=1}^n P_{xАЗУ}^{(j)},$$

де $P_{x\text{уст}}^{(i)}$ – сила опору i -го агрегату установки;

$P_{x\text{АЗУ}}^{(j)}$ – сила опору j -го засобу ураження; m і

n – загальне число агрегатів і засобів ураження.

Користуючись відомими формулами:

$$P_{x\text{к}} = C_{x0}^{(к)} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{к}};$$

$$P_{x\text{ЛА}} = C_{x0}^{(\text{ЛА})} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{ЛА}};$$

$$P_{x\text{уст}}^{(i)} = C_{x0}^{(\text{уст } i)} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{уст } i};$$

$$P_{x\text{АЗУ}}^{(j)} = C_{x0}^{(\text{АЗУ } j)} \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{АЗУ } j}$$

і приймаючи приблизно рівними значення характерних перерізів комплексу $S_{\text{к}}$ та літака $S_{\text{ЛА}}$, неважко отримати формулу для приросту коефіцієнта лобового опору

$$\Delta C_{x0} = \sum_{i=1}^m C_{x0}^{(\text{уст } i)} \frac{S_{\text{уст } i}}{S_{\text{ЛА}}} + \sum_{j=1}^n C_{x0}^{(\text{АЗУ } j)} \frac{S_{\text{АЗУ } j}}{S_{\text{ЛА}}},$$

де $C_{x0}^{(\text{уст } i)}$; $C_{x0}^{(\text{АЗУ } j)}$ – коефіцієнти лобового опору агрегатів підвіски і засобів ураження при нульовій підйомній силі;

$S_{\text{ЛА}}$, $S_{\text{уст } i}$, $S_{\text{АЗУ } j}$ – характерні площі перерізу літака, агрегатів і засобів ураження.

Формула для приросту коефіцієнта підйомної сили літака ΔC_y має вигляд:

$$\Delta C_y = \sum_{j=1}^n C_y^{(\text{АЗУ } j)} \frac{S_{\text{АЗУ } j}}{S_{\text{ЛА}}},$$

де $C_y^{(\text{АЗУ } j)}$ – коефіцієнт підйомної сили j -го засобу ураження (підйомна сила агрегатів підвіски приймається рівною нулю).

Наведені формули отримані для випадку коли не враховується взаємний вплив літака, установки та засоби ураження.

Якщо ж взаємним впливом знехтувати не можна, то значення ΔC_{x0} і ΔC_y множать відповідно на коефіцієнти K_x і K_y , які визначаються експериментальним шляхом.

На рис. 2 для прикладу показаний характер зміни при різних варіантах завантаження ЛА засобами ураження [1].

Отримані в результаті детального теоретичного дослідження та льотних експериментів дані зазвичай знаходять відображення в технічних описах ЛА та в інструкціях екіпажу (льотчику) з бойового застосування. Вони, як правило, охоплюють основні варіанти озброєння ЛА.

При використанні різних допоміжних варіантів озброєння, а також у ряді інших випадків виникає

необхідність у проведенні деяких орієнтовних оцінок. При цьому обмежуються дослідженням впливу установки на окремі параметри руху ЛА: на максимальну швидкість, дальність і висоту польоту та центрування ЛА.

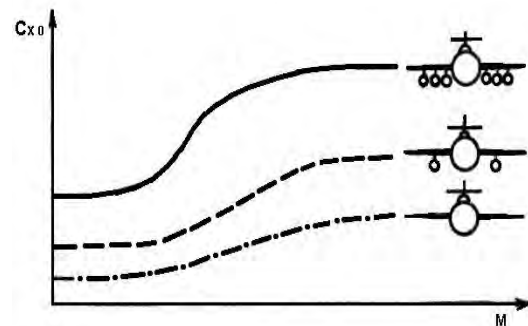


Рис. 2. Залежність C_{x0} від завантаження АЗУ

Основна частина досліджень

Враховуючи необхідність визначення льотних та експлуатаційних характеристик ЛА з різними варіантами АЗУ, визначимо цільові функції та врахуємо типові варіанти озброєння літака-штурмовика (рис. 2).

Обґрунтування основних ТТХ літака-штурмовика передбачає визначення оптимальних параметрів ЛА, силової установки та складу основних підсистем. З математичної точки зору дана задача може бути сформульована таким чином: знайти вектор оптимальних параметрів

$$P_{\text{опт}} = (V_{\text{max}}, n_y^{\text{max}}, \sigma_{\text{ГР}}, L_{\text{ЗПС}}, R_{\text{max}}, G_{\text{ЛА}}, G_{\text{АЗУ}}, \dots),$$

що забезпечує екстремум обраного показника ефективності в заданих умовах бойового застосування при визначених обмеженнях. Зростання складності і вартості авіаційної техніки в умовах обмежень асигнувань на її закупівлю призводить до необхідності спільного аналізу ефективності перспективних авіаційних комплексів з аналізом витрат ресурсів на її досягнення. Проте ні витрати ресурсів, ні ефективність самі по собі не дають достатніх підстав для вибору ТТХ перспективного авіаційного комплексу. У зв'язку з цим в якості основного вибирають відносний критерій “ефективність – вартість”, що вимагає досягнення максимальної ефективності, яка припадає на одиницю витрат [3, 4].

Проведені дослідження по обґрунтуванню технічного обрисю об'єктів авіаційної техніки з використанням такого критерію показали, що він є достатньо універсальним, чутливим до досліджуваних параметрів, а також сумісний з критерієм ієрархічного рівня досліджень [4, 5]. Проте не завжди вдається таким критерієм оцінити вплив параметрів авіаційних засобів ураження на протікання характеристик двигуна силової установки у випадку заміни штатного озброєння або самого двигуна.

На етапі попереднього проектування або модернізації комплексу “планер – силова установка – АЗУ” необхідна інформація щодо інтегративних властивостей цих трьох підсистем в одному комплексі. Тому актуальним є визначення узагальнених залежностей щодо впливу однієї підсистеми на іншу та їх оцінка на всіх етапах польоту бойового ЛА. У зв’язку з цим розроблена методика оцінки впливу масових, геометричних та аеродинамічних характеристик авіаційних засобів ураження на протікання характеристик двигуна силової установки бойового літака (рис. 3).

В основі методики використовується математичне моделювання газодинамічного обтікання різних авіаційних засобів ураження з використанням евристичних та ретроспективних методів, експериментальних даних. Обґрунтування льотно-тактичних і експлуатаційних характеристик бойового літака проводиться за допомогою дослідження типового польотного циклу.

При математичному моделюванні польоту літак 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 [2]. Запишемо систему диференціальних рівнянь, які описують рух літака як матеріального тіла:

$$\begin{aligned}
 m_{\text{ЛА}} \cdot \left(\frac{dV_x}{dt} - \omega_y \cdot V_z - \omega_z \cdot V_y \right) &= \sum_i R_{xi} - m_{\text{ЛА}} \cdot g \cdot \sin \theta; \\
 m_{\text{ЛА}} \cdot \left(\frac{dV_z}{dt} - \omega_x \cdot V_y - \omega_y \cdot V_x \right) &= \\
 \sum_i R_{zi} - m_{\text{ЛА}} \cdot g \cdot \cos \theta \cdot \sin \gamma; \\
 J_x \frac{d\omega_x}{dt} - (J_y - J_z) \omega_y \cdot \omega_z &= \sum_i M_{xi}; \\
 J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z) \omega_z \cdot \omega_x &= \sum_i M_{yi}; \\
 J_z \frac{d\omega_z}{dt} - (J_x - J_y) \omega_x \cdot \omega_y &= \sum_i M_{zi}; \\
 \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x \cdot (\omega_y \cdot \cos \gamma - \omega_z \cdot \sin \gamma) \cdot \operatorname{tg} \theta; \\
 \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \theta} (\omega_y \cdot \cos \gamma - \omega_z \cdot \sin \gamma); \\
 \frac{d\theta}{dt} &= \omega_y \cdot \sin \gamma + \omega_z \cdot \cos \gamma,
 \end{aligned}$$

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 тангажу, крену і рискання.

Розрахункова траєкторія руху ЛА складається з окремих ділянок, кожна з яких імітує якийсь етап польоту: зліт, розгін, віраж, набір висоти, скидання бомб з пікірування 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.

При моделюванні обтікання крила і АЗУ стан параметрів тривимірного, в’язкого, нестационарного турбулентного потоку описується в декартовій прямокутній системі координат рівняннями [6 – 8]:

– збереження маси

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \rho u_i = 0,$$

– кількості руху

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j + p \delta_{ij}) = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_i},$$

– енергії

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial}{\partial t} \left(\rho E + \rho \frac{u_i u_i}{2} \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho E + \rho \frac{u_j u_j}{2} \right) u_i + \\
 + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(u_j \sigma_{ij} + D \frac{\partial T}{\partial x_i} \right),
 \end{aligned}$$

– стану $p = (k-1) \cdot \rho \cdot E$,

де ρ – густина газу; t – час; x_i – координата; u_i – швидкість газу; δ_{ij} – символ Кронекера; p – тиск;

$\sigma_{ij} = (\mu + \mu_T) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$ – коефіцієнт поверхневого

натягу; E – питома внутрішня енергія; $D = \mu_T / Pr_T$ – коефіцієнт турбулентного переносу (в першому наближенні вибирається число Прандтля $Pr_T = 0,71$); μ_T – турбулентна в’язкість.

Аеродинамічні особливості тіл обтікання (ракет, бомб та інше) враховуються на основі рекомендацій роботи [9]. Чисельне рішення в даному підході знаходиться методом встановлення на сітці з обчислювальними ячейками, які є довільними шестигранними замкнутими об’ємами. Одне з головних достоїнств даного методу полягає в тому, що за допомогою таких довільних об’ємів ячеек задаються максимально точно складні розрахункові області [8]. Особливості течії повітря найповніше можуть бути враховані з використанням моделі турбулентності, що дозволяє зв’язати моменти другого порядку для тензора турбулентних напружень з усередненими параметрами течії.

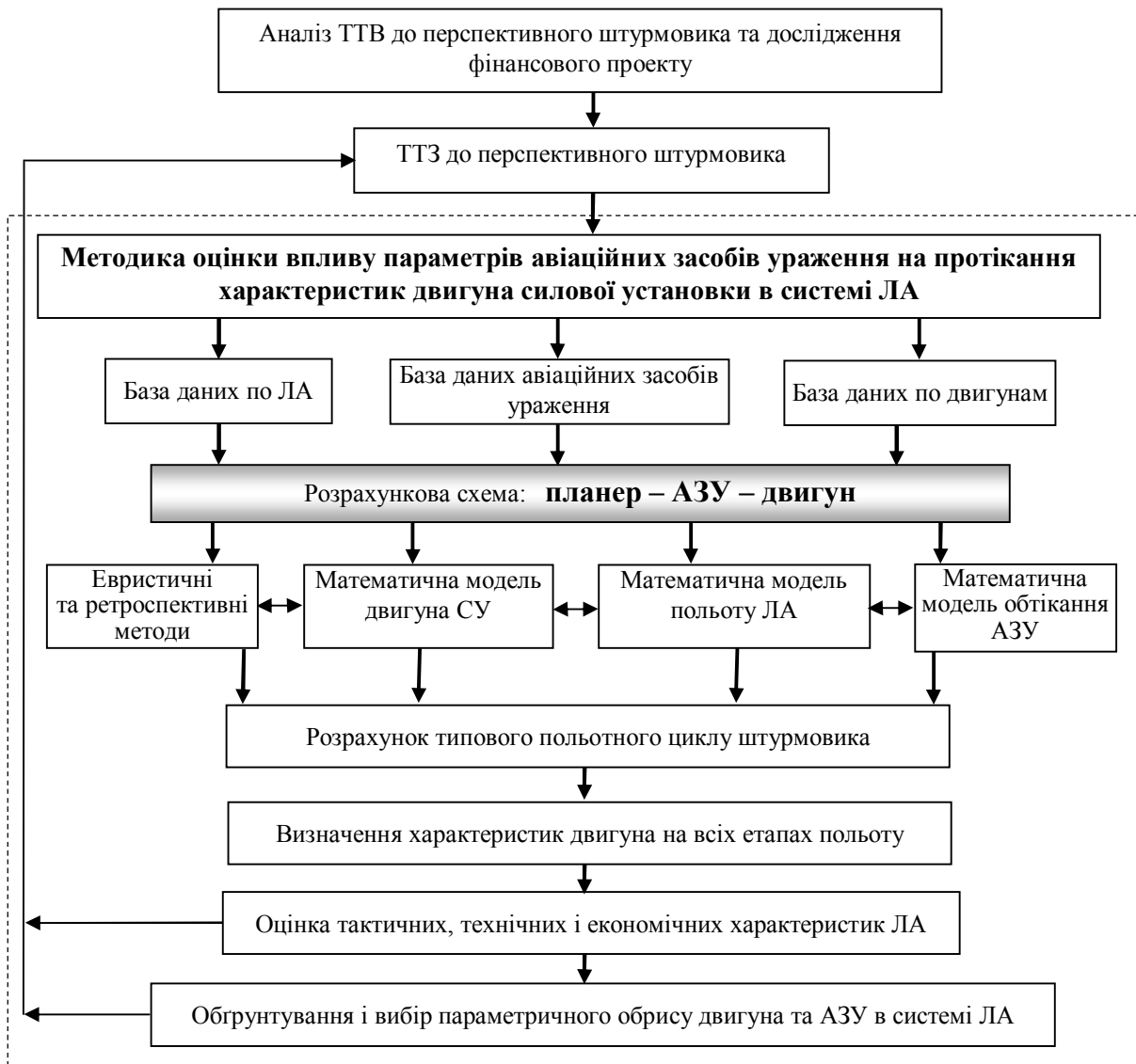


Рис. 3. Науково-методичний апарат щодо оцінки впливу параметрів авіаційних засобів ураження на протікання характеристик двигуна

В даній математичній моделі використовується трьохпараметрична диференціальна модель турбулентності [10 – 13]. В ній уточнюється представлення рейнольдсових напружень за рахунок опису масштабів турбулентної енергії, що відповідає енергетичному спектру турбулентних пульсацій. В моделі постулюється визначення тензора рейнольдсових напружень.

Для моделювання зміни характеристик авіаційного двигуна у даній роботі застосовується повузлова математична модель авіаційного ГТД [14 – 16], яка будується на базі статичних характеристик вузлів, що дозволяє широко використовувати експериментальні дані. Застосування основних рівнянь газової динаміки в нестационарній формі дає можливість враховувати динамічні властивості газу в тракті двигуна і розширити частотний діапазон застосування моделі.

У даній роботі використовується математична модель робочого процесу двигуна, яка складається з нелінійних диференціальних і алгебраїчних рівнянь

[17, 18], 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 умов експлуатації на характеристики двигуна. При зміні характеристик якогось вузла двигуна змінюються лише ті рівняння моделі, які описують даний вузол. Початковими даними для проведення досліджень є конструктивні, вагові, технічні, ресурсні і економічні дані по ЛА та його силовій установці [19, 20].

Висновки по дослідженню

Запропонований науково-методичний апарат дозволить на етапах попереднього проектування літака-штурмовика провести обґрунтування щодо розробки окремих підсистем бойового літака та напрямів модернізації комплексу “планер – силова установка – авіаційні засоби ураження”.

Перспективи подальших досліджень. У подальших дослідженнях передбачається оцінити достовірність розробленої методики шляхом порівняння розрахункових даних з експлуатаційними і льотно-технічними характеристиками літака Су-25. За допомогою науково-методичного підходу очікується отримати інформацію щодо інтегративних властивостей трьох підсистем в одному комплексі. Визначення узагальнених залежностей щодо впливу однієї підсистеми на іншу та їх оцінка на всіх етапах польоту бойового ЛА дозволить знизити час і затрати на доведення ЛА та його систем.

Список літератури

1. Гладков Д.И. *Авиационное вооружение*. / Д.И. Гладков, Ю.П. Пономарев. – Рига, 1983. – 316 с.
2. 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.
3. Ray Whitford. *Design for air combat*. / Janes publishing inc., New York, 1987. – P. 234.
4. 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.
5. *Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата* / В.В. Гуляев, О.Ф. Демченко и др. – М.: Машиностроение, 2005.
6. Белоцерковский О.М. *Численное моделирование в механике сплошных сред* / О.М. Белоцерковский. – М.: Наука, 1984. – 286 с.
7. Логинов В.В. *Оценка точности численного метода при исследовании обтекания крыла воздушным потоком* / В.В. Логинов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. – Х.: НАКУ ім. М.Є. Жуковського “ХАІ”. – 2008. – №1(52). – С. 83-87.
8. *Интеграция силовой установки и планера транспортного самолета: моногр.* / О.Б. Анипко, В.Г. Башинский, В.В. Логинов, В.Б. Семенов. – Запорожье. Изд. АО “Мотор Сич”, 2013. – 329 с.
9. Краснов Н.Ф. *Основы аэродинамического расчета* / Н.Ф. Краснов. – М.: Высшая школа, 1981. – 496 с.
10. Уилкоккс Д.К. *Уточнение уравнения для масштаба турбулентности в перспективных моделях турбулентности* / Д.К. Уилкоккс // *Аэрокосмическая техника*. – 1989. – Т. 11. – С. 30-46.
11. Абрамович Г.Н. *Прикладная газовая динамика* / Г.Н. Абрамович. – М.: Наука, 1984. – 867 с.
12. *Теория турбулентных струй* / под ред. Г.Н. Абрамовича. – М.: Наука. – 1984. – 715 с.
13. Лойцянский Л.Г. *Механика жидкости и газа* / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука. 1987. – 840 с.
14. Mattingly, Jack D. *Aircraft engine design* / Jack D. Mattingly, William H. Heiser, David T. Pratt. 2nd ed. AIAA education series, 2002. – P. 691.
15. *Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей* / под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
16. Чуян Р.К. *Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов* / Р.К. Чуян. – М.: Машиностроение, 1988. – 288 с.
17. Добрянский Г.В. *Динамика авиационных ГТД* / Г.В. Добрянский, Т.С. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
18. Ахмедзянов А.М. *Проектирование авиационных газотурбинных двигателей* / А.М. Ахмедзянов, Ю.С. Алексеев, Х.С. Гумеров. – М.: Машиностроение, 2000. – 454 с.
19. *Jane's Aero-Engines* // Edited by Bill Gunston OBE, FRAeS, March, 2013. – 1250 p.
20. Дональд Д. *Энциклопедия военной авиации* / Дэвид Дональд, Йон Лейк. – М.: Омега, 2003. – 443 с.

Надійшла до редколегії 29.08.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Б. Леонтьєв, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АВИАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА

А.Н. Сорочкин

Разработана методика оценки влияния массовых, геометрических и аэродинамических характеристик авиационных средств поражения на протекание характеристик двигателя силовой установки боевого самолета. Предложенный научно-методический аппарат позволит на этапах предварительного проектирования самолета-штурмовика провести обоснование направлений модернизации комплекса “планер – силовая установка – авиационные средства поражения”. В основе методики используется математическое моделирование газодинамического обтекания разных авиационных средств поражения с использованием эвристических и ретроспективных методов, экспериментальных данных. Обоснование летно-тактических и эксплуатационных характеристик боевого самолета проводится с помощью исследования типичного полетного цикла.

Ключевые слова: боевой самолет, штурмовик, летательный аппарат, авиационные средства поражения, авиационный двигатель, силовая установка, параметрический облик, технико-экономическая эффективность, летно-тактические характеристики.

DESIGN OF INFLUENCE OF AVIATION DECIMATORS ON CHARACTERISTICS POWER-PLANT OF AIRCRAFT

O.M. Sorochkin

The method of estimation of influence of mass, geometrical and aerodynamic characteristics of aviation decimators on flowing characteristics of engine of power-plant of battle aircraft is developed. The offered scientifically-methodical vehicle will allow on the stages of the preliminary planning of airplane-hedge-hopper to conduct the ground of directions modernization of complex a “glider – a power-plant – aviation decimators”. In basis of method the mathematical design of the flow dynamics flowing around of different aviation decimators is utilized with the use of heuristic and retrospective methods, experimental information. The ground of test-tactical and operating characteristics of battle airplane is conducted by research of typical flight cycle.

Keywords: battle aircraft, hedge-hopper, aircraft, aviation decimators, aviation engine, power-plant, self-reactance look, technical and economic efficiency, test-tactical characteristics.