

УДК 629.73.036

О.М. Сорочкін

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО ОПОРУ АВІАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ НА ЛІТАКУ-ШТУРМОВИКУ

Розроблена методика визначення аеродинамічного опору авіаційних засобів ураження на літаку-штурмовику. В основі розробленої методики використовується математичне моделювання газодинамічного обтікання різних авіаційних засобів ураження з використанням евристичних та ретроспективних методів і експериментальних даних. Представлені сіткові моделі системи «планер – силова установка - авіаційні засоби ураження» для використання у солвері програмного комплексу. Верифікація методики проведена шляхом порівняння результатів розрахунку з відомими експериментальними даними.

Ключові слова: бойовий літак, штурмовик, літальний апарат, авіаційні засоби ураження, коефіцієнт аеродинамічного опору, льотно-технічні характеристики.

Вступ

Основними напрямками покращення льотно-технічних характеристик (ЛТХ) бойової авіаційної техніки є встановлення більш сучасного озброєння, нової авіоніки, а також нових або удосконалених двигунів силової установки. Для авіації Повітряних Сил Збройних Сил України планується закупівля нових зразків авіаційних засобів ураження (АЗУ) на заміну існуючим ракетами та бомбам. Як відомо, заміна АЗУ приведе до зміни льотно-технічних характеристик літака-штурмовика, що обумовлює необхідність оцінювання аеродинамічних характеристик системи «планер – АЗУ». Тому актуальним науковим завданням є чисельне моделювання впливу аеродинамічного опору нових авіаційних засобів ураження на ЛТХ бойового літака-штурмовика.

Постановка завдання

До сучасного літака штурмової авіації пред'являються тактико-технічні вимоги, що стосуються швидкості, бойового навантаження, маневреності, бронювання, всепогодності, невидимості, бойової живучості, а також паливної економічності. Аналіз військових дій в зоні проведення антитерористичної операції, яка проходить на Сході України, показує, що штурмовики вимушені застосовуватися по нетиповим польотним циклам. Заміна АЗУ на нові типи, які характеризуються іншими масогабаритними параметрами, призведе також до зміни режимів роботи двигунів силової установки.

Оцінити вплив установки нових засобів ураження, нових двигунів на ЛТХ штурмовика можливо в льотному експерименті або в результаті продувок відповідних моделей в аеродинамічних трубах. Проте такі способи оцінки ЛТХ ЛА є дуже затратними, в деяких випадках їх використання неможливо [1], тому доцільно застосування теоретичних методів.

Метою статті є удосконалення методики оцінки впливу габаритних параметрів авіаційних засобів

ураження на загальний показник аеродинамічного опору бойового літака. Це дозволить обґрунтувати напрями модернізації системи «планер – силова установка - АЗУ», оскільки вплив зміни коефіцієнту лобового опору разом зі зміною характеристик силової установки є визначальним для ЛТХ бойового літака.

Аналіз останніх досліджень і публікацій.

Ступінь впливу 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 характеризують в сукупності аеродинамічні властивості утвореної системи «планер ЛА - агрегати підвіски - АЗУ» [1, 2].

Загальна формула для приросту коефіцієнта лобового опору АЗУ має вигляд

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

де $C_{x0}^{(уст i)}$, $C_{x0}^{(АЗУ j)}$ – коефіцієнти лобового опору агрегатів підвіски і засобів ураження при нульовій підйомній силі; $S_{ЛА}$, $S_{уст i}$, $S_{АЗУ j}$ – характерні площі перерізу літака, агрегатів і засобів ураження.

Формула для приросту коефіцієнта підйомної сили літака ΔC_y має вигляд:

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

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

Як відомо [1, 3], значення параметрів, які визначаються по наведеним формулам визначаються експериментальним шляхом і зазвичай знаходяться відображення в технічних описах ЛА та в інструкціях екіпажу (льотчику) з бойового застосування. Вони, як правило, охоплюють самі навантажені варіанти озброєння ЛА (рис. 1).



Рис. 1. Варіанти загрузки АЗУ на штурмовик Су-25

При використанні різних допоміжних варіантів озброєння, а також у разі заміни АЗУ виникає необхідність у проведенні деяких орієнтовних оцінок. Такі оцінки проводять за допомогою аналітичних або чисельних методів [3].

Основна частина досліджень

При моделюванні обтікання крила і АЗУ стан параметрів тривимірного, в'язкого, нестационарного турбулентного потоку описується в декартовій прямокутній системі координат рівняннями Нав'є-Стокса осередненими по Рейнольдсу [4, 5]. Для замикання основних рівнянь вибрана трьохпараметрична диференціальна модель турбулентності [6]. В ній уточнюється представлення рейнольдсових напружень на основі опису двох масштабів турбулентної енергії, відповідних ділянкам енергетичного спектру турбулентних пульсацій.

Аеродинамічні особливості тіл обтікання (ракет, бомб та інше) враховуються на основі рекомендацій роботи [2]. Профіль розрахункових схем представлений на рис. 2. Диференціальні рівняння вимагають завдання граничних умов на всіх межах області інтегрування (рис. 3).

Є чотири характерних ділянки розрахункової області, які відрізняються способом постановки граничних умов [7]: вхідна межа (ABEF), вихідна межа

(DCHG), бічні стінки (ADEH, BCFG), непроникні стінки (вся поверхня в межах поверхневих тіл КР та NM). Схема розрахункової сітки для моделювання в одному із центральних перерізів показана на рис. 4.

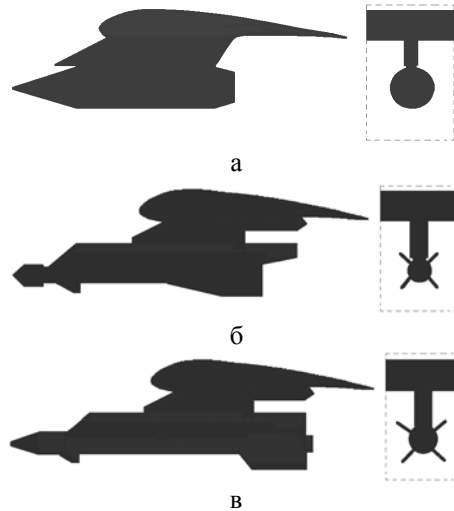


Рис. 2. Приклади профілів розрахункових схем: а – з блоком НКРС; б – з ракетою Р-60; в – з ракетою Р-73

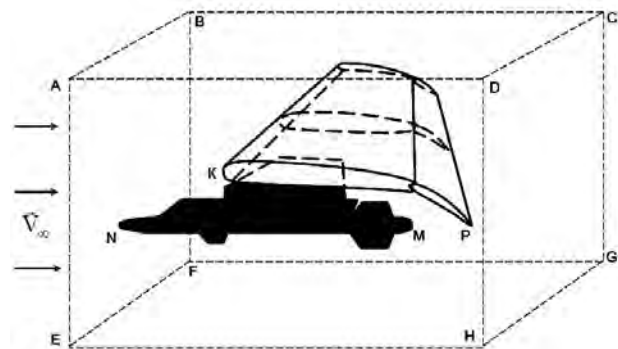


Рис. 3. Постановка граничних умов

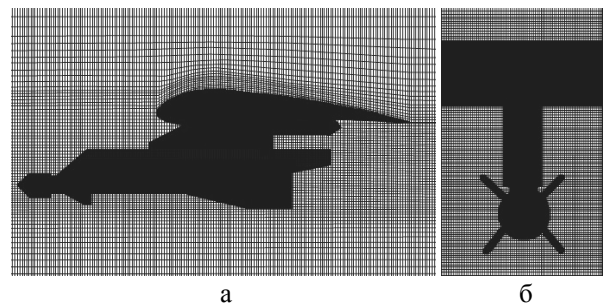


Рис. 4. Розрахункова сітка для моделювання: а – повздовжній переріз; б – поперечний переріз

Коефіцієнт аеродинамічного опору характеризує вплив форми і стану поверхні, зовнішніх підвісок і підйомної сили на величину аеродинамічного опору літака. Він може розраховуватися таким чином:

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} + \Delta C_{x \text{ підв}} + \Delta C_{x \text{ гпш}}$$

де C_{x0} – коефіцієнт аеродинамічного опору при нульовій підйомній силі; C_{xi} – коефіцієнт індуктивного опору літака, обумовлений створенням підйомної сили; $\Delta C_{x \text{ підв}}$ – коефіцієнт додаткового аеродинамічного опору за рахунок зовнішніх підвісок літака;

$\Delta C_{x_{\text{підв}}}$ – коефіцієнт додаткового аеродинамічного опору за рахунок випуску гальмівних щитків. Коефіцієнт C_{x_0} у свою чергу залежить від сил тертя і тиску:

$$C_{x_0} = C_{x_{\text{тр}}} + C_{x_{\text{тиск}}}$$

де $C_{x_{\text{тр}}}$ – коефіцієнт тертя в прикордонному шарі; $C_{x_{\text{тиск}}}$ – коефіцієнт сил тиску, який залежить від форми тіла і числа M польоту. На рис. 5 показана залежність коефіцієнта $\Delta C_{x_{\text{підв}}}$ від числа M польоту літака при різних варіантах загрузки АЗУ.

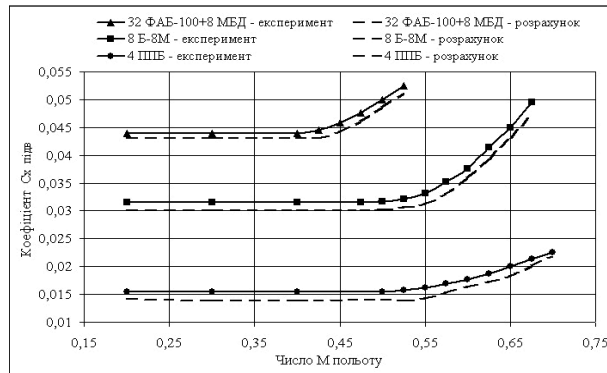


Рис. 5. Порівняння чисельних результатів розрахунку з експериментальними даними

Вибір варіанта загрузки АЗУ проводився за умови найбільшого впливу габаритних розмірів на аеродинамічні характеристики літака-штурмовика типу Су-25. Приріст коефіцієнта аеродинамічного опору літака за рахунок підвісок особливо значний при використанні 32×ФАБ-100 і 8×МБД ($\Delta C_{x_{\text{підв}}} = 0,044$), і він істотно збільшується при числах польоту $M > 0,5$ із-за прояву стисливості повітря.

Найбільша відносна похибка розрахункових та чисельних результатів досліджень складає не більше 7 %, що є задовільним значенням у допустимому діапазоні для даних параметрів та характеристик.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ НА САМОЛЕТЕ-ШТУРМОВИКЕ

А.Н. Сорочкин

Разработана методика определения аэродинамического сопротивления авиационных средств поражения на самолете-штурмовике. В основе разработанной методики используется математическое моделирование газодинамического обтекания различных авиационных средств поражения с использованием эвристических и ретроспективных методов, а так же экспериментальных данных. Представленные сеточные модели системы "планер – силовая установка – авиационные средства поражения" для использования в солвере программного комплекса. Верификация методики проведена путем сравнения результатов расчета с известными экспериментальными данными.

Ключевые слова: боевой самолет, штурмовик, летательный аппарат, авиационные средства поражения, коэффициент аэродинамического сопротивления, летно-технические характеристики.

METHOD OF DETERMINATION OF AERODYNAMIC RESISTANCE OF AVIATION MUNITIONS ON ATTACK AIRCRAFT

A.N. Sorochkin

The method of determination of aerodynamic resistance of aviation munitions is developed on attack aircraft. In basis of the developed method the mathematical design of the gas-dynamic flowing around of different aviation munitions with the use of heuristic and retrospective methods, and similarly experimental information. Presented grid models of the system a "airframe – power-plant – aviation munitions" for the use in solver of programmatic complex. Verification of method it is conducted by comparing results of calculation with the known experimental information.

Keywords: battle airplane, attack aircraft, airplane, aviation munitions, coefficient of aerodynamic resistance, technical flight characteristics.

Висновки по дослідженню

Розроблена методика визначення аеродинамічного опору авіаційних засобів ураження на літаку-штурмовику. В основі розробленої методики використовується математичне моделювання газодинамічного обтікання різних авіаційних засобів ураження з використанням евристичних та ретроспективних методів і експериментальних даних. У подальшому передбачається удосконалення розробленої методики визначення основних аеродинамічних характеристик літака-штурмовика.

Список літератури

1. 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.
2. Гуляев В.В. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / В.В. Гуляев, О.Ф. Демченко, Н.Н. Долженков и др. – М.: Машиностроение, 2005. – 232 с.
3. Белоцерковский О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред / О.М. Белоцерковский. – М.: Наука. –1984. –286 с.
4. Логинов В.В. Оценка точности численного метода при исследовании обтекания крыла воздушным потоком / В.В. Логинов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – X. : НАКВ ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", 2008. – № 1 (52). – С. 83-87.
5. Краснов Н.Ф. Основы аэродинамического расчета / Н.Ф. Краснов. – М.: Высшая школа, 1981. – 496 с.
6. Роди В. Примеры моделей турбулентности для течений несжимаемой жидкости / В. Роди // Аэрокосмическая техника. – 1983. – Т. 1, № 2. – С. 3-14.

Надійшла до редколегії 20.02.2015

Рецензент: д-р техн. наук с.н.с. Є.О. Українець, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.