

УДК 629.73.036

О.М. Сорочкін

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ПОКАЗНИК ДОСКОНАЛОСТІ СИСТЕМИ “ПЛАНЕР – СИЛОВА УСТАНОВКА - АВІАЦІЙНІ ЗАСОБИ УРАЖЕННЯ” ДЛЯ ЛІТАКА-ШТУРМОВИКА

Запропоновано показник досконалості системи “планер - силова установка - авіаційні засоби ураження” для літака-штурмовика. Проведено теоретичний аналіз впливу масових, геометричних та аеродинамічних характеристик авіаційних засобів ураження, характеристик двигуна силової установки літака на його льотно-технічні характеристики. Проведені дослідження двох польотних циклів літака з різними двигунами та одержані попередні результати його льотно-тактичних і експлуатаційних характеристик із засобами ураження та без них. Розроблений показник дозволяє проводити обґрунтування напрямів модернізації системи “планер – силова установка - авіаційні засоби ураження”.

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

Вступ

Аналіз останніх досліджень і публікацій. снує багато типів ЛА, які можуть вирішувати різні тактичні і стратегічні завдання з використанням декількох видів авіаційних засобів ураження (АЗУ). При цьому завжди актуальне завдання визначення ефективності всіх засобів, які мають в своєму розпорядженні Повітряні Сили Збройних Сил України для того, щоб використовувати їх раціонально на сучасному театрі воєнних дій. Це питання може вирішуватися зіставленням властивостей ЛА, властивостей цілі і властивостей різних видів зброї при виконанні бойового завдання.

До теперішнього часу теоретичні підходи до формування параметричного обриса двигуна СУ в системі літака-штурмовика обмежуються розрахунками і обґрунтуванням вимог по окремих підсистемах. При цьому ступінь впливу параметрів і характеристик одних підсистем на інші не завжди коректно враховується, а 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 актуальним залишається питання заміни номенклатури АЗУ (із-за ресурсу та термінів зберігання) у випадку незмінних характеристик СУ і навпаки [3].

Ступінь впливу параметрів 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” [4]. Дослідження цієї системи необхідно проводити з урахуванням протікання характеристик двигуна СУ, тобто

досліджувати комплекс “планер – силова установка - АЗУ”.

Постановка завдання. Відповідно до основних властивостей цілей розглядаються можливості виконання бойового завдання по ураженню цих цілей різними видами зброї. Зіставлення властивостей цілей і властивостей зброї достатньо різко розмежує області, в яких застосування одних засобів вигідніше, ніж інших. При цьому однією з найбільш актуальних задач є визначення властивостей носія АЗУ, тобто ЛА. Як відомо, усі властивості літака взаємопов'язані між собою, а тому не можуть вибиратися довільно [1]. Математичним виразом цього зв'язку є рівняння існування ЛА, кожна складова якого залежить від величин певних параметрів та властивостей ЛА (тактичних, технічних, експлуатаційних та інших). Зміна однієї зі складових цього рівняння викликає не тільки зміну властивостей ЛА, взаємопов'язаних з цією складовою, а й інших складових, тобто інших властивостей ЛА.

Таким чином, сутність рівняння існування ЛА полягає в тому, що баланс, який має ЛА, можна розглядати і як баланс усіх властивостей, і як умову їх кількісного поєднання і, врешті-решт, як умову можливості створення ЛА з заданим комплексом властивостей (параметрів) при даному рівні розвитку науки та техніки [2].

Для практичного використання рівняння існування необхідно одержати конкретні функціональні залежності між параметрами окремих частин ЛА і різними його властивостями. Однією з таких залежностей є взаємний вплив системи “планер - силова установка - авіаційні засоби ураження”, що визначає її досконалість в системі літака в цілому.

Метою статті є розробка показника досконалості системи “планер – силова установка – авіаційні засоби ураження” бойового літака.

Основна частина досліджень

У загальному випадку теоретична оцінка впливу установки АЗУ на ЛТХ ЛА здійснюється на основі розгляду системи диференціальних рівнянь руху ЛА. Цей вплив в кінцевому рахунку позначається на швидкості, стелі, дальності польоту, маневреності та безпеці польоту літального апарату. Відомі показники [5, 6], які дозволяють оцінити цей вплив для транспортних та пасажирських літаків, проте вони не враховують специфіку літака-штурмовика. Тому з метою розробки показника досконалості системи доцільно розглянути політ літака-штурмовика на всіх етапах польоту з різними варіантами АЗУ для отримання інтегральних характеристик щодо оцінки системи, що досліджується.

Силова установка вибирається таким чином, щоб забезпечити:

- задану довжину розбігу;
- задану максимальну швидкість;
- задану стелю;
- задані маневрені характеристики.

Вочевидь, що всі задані властивості будуть забезпечені при:

$$\mu_{HV} = \max(\mu_{розб}, \mu_{V_{max}}, \mu_{H_{пр}}, \mu_{вир}, \mu_{n_x}, \mu_{n_y}); \quad (1)$$

$$\xi_{c,y} = \max(\xi_{c,y}^{розб}, \xi_{c,y}^{V_{max}}, \xi_{c,y}^{H_{пр}}, \xi_{c,y}^{вир}, \xi_{c,y}^{n_x}, \xi_{c,y}^{n_y}); \quad (2)$$

де $\mu_{розб}$, $\xi_{c,y}^{розб}$ – тягоозброєність та відносна маса силової установки щодо забезпечення заданої довжини розбігу; $\mu_{V_{max}}$, $\xi_{c,y}^{V_{max}}$ – тягоозброєність та відносна маса силової установки щодо забезпечення заданої максимальної швидкості польоту; $\mu_{H_{пр}}$, $\xi_{c,y}^{H_{пр}}$ – тягоозброєність та відносна маса силової установки літака, необхідні для забезпечення польоту на практичній стелі; μ_{n_x} , μ_{n_y} , $\xi_{c,y}^{n_x}$, $\xi_{c,y}^{n_y}$ – тягоозброєність та відносна маса силової установки щодо забезпечення заданого поздовжнього та нормального перевантаження відповідно; $\mu_{вир} = n_y / K_{ЛА}$, $\xi_{c,y}^{n_y}$ – тягоозброєність та відносна маса силової установки для умови виконання сталого віражу.

Основні залежності, що визначають злітні характеристики ЛА:

$$L_{розб} = \frac{V_{від}^2}{2 \cdot g \cdot (\mu_{розб} - f_{сер})}; \quad (3)$$

$$V_{від} = \sqrt{\frac{2 \cdot p_0}{C_{y,від} \cdot \rho_0}}; \quad (4)$$

$$\mu_{розб} = \frac{p_0}{L_{розб} \cdot g \cdot \rho_0 \cdot C_{ya,від}} + f_{сер}; \quad (5)$$

де p_0 – питома навантаження на крило при злітній масі ЛА; $L_{розб}$ – довжина розбігу ЛА; g – прискорення вільного падіння; ρ_0 – густина повітря біля землі, визначена відповідно до стандартних атмосферних умов; $C_{ya,від}$ – коефіцієнт підйомної сили в момент відриву літака (залежить від механізації крила); $f_{сер}$ – зведений коефіцієнт тертя.

Тягоозброєність літака, необхідна для горизонтального польоту на даній висоті

$$\mu_{V_{max}} = \frac{C_{x_0} \cdot \rho \cdot V^2}{2 \cdot p_0 \cdot \bar{G}} + A \cdot \frac{2 \cdot p_0 \cdot \bar{G}}{\rho \cdot V^2}, \quad (6)$$

де C_{x_0} – коефіцієнт лобового опору літака із зовнішніми підвісками при нульовій підйомній силі; \bar{G} – коефіцієнт полегшення літака за рахунок витрати палива при виході на режим польоту V_{max} на даній висоті; A – коефіцієнт відвала поляри; ρ – густина повітря на даній висоті.

Враховуючи особливості літака штурмовика і необхідність визначення його льотних та експлуатаційних характеристик з різними варіантами АЗУ, розроблено показник досконалості системи “планер – силова установка - АЗУ” з врахуванням маси та геометрії АЗУ:

$$\begin{aligned} \Pi_{ДШ} &= \\ &= \frac{m_{пал\ ПЦ\ без\ АЗУ}}{m_{пал\ ПЦ\ з\ АЗУ}} \cdot \frac{(K_{ЛА} \cdot M)_{без\ АЗУ}}{(K_{ЛА} \cdot M)_{з\ АЗУ}} \times \\ &\times \frac{L_{розб\ без\ АЗУ}}{L_{розб\ з\ АЗУ}} \cdot (\xi_{пал} + \xi_{АЗУ}), \end{aligned} \quad (7)$$

де $m_{пал\ ПЦ\ без\ АЗУ}$ – маса пального, що витрачається за 1 політ ЛА без підвішених АЗУ; $m_{пал\ ПЦ\ з\ АЗУ}$ – маса пального, що витрачається за 1 політ ЛА з підвішеними АЗУ визначеної номенклатури; $L_{розб\ без\ АЗУ}$ – довжина розбігу ЛА без підвішених АЗУ; $L_{розб\ з\ АЗУ}$ – довжина розбігу ЛА з підвішеними АЗУ; $K_{ЛА}$ – максимальна аеродинамічна якість ЛА; M – число Маха крейсерського польоту ЛА; $\xi_{пал} = m_{пал} / m_{ЛА\ зл}$ – відносна маса палива; $\xi_{АЗУ} = m_{АЗУ} / m_{ЛА\ зл}$ – відносна маса АЗУ.

Для виконання розрахунків по визначенню $\xi_{пал}$ необхідно задати найбільш характерний для даного типу ЛА профіль польоту.

Виходячи з визначення відносної маси палива можна записати

$$\begin{aligned} \xi_{пал} &= \frac{m_{пал}}{m_0} = \frac{\left(\sum_{i=1}^n m_{пал_i} + \Delta m_{пал} \right) K_{нав}}{m_0} = \\ &= \left(\sum_{i=1}^n \xi_{пал_i} + \Delta \xi_{пал} \right) K_{нав}, \end{aligned} \quad (8)$$

де $m_{\text{пал}i}$ – маса палива, що витрачається на i -й ділянці горизонтального польоту;

$\Delta m_{\text{п}}$ – маса палива, що витрачається на зліт, набирання висоти, зниження, посадку, роління по аеродрому;

m_0 – злітна маса ЛА;

$K_{\text{нав}} = 1,07$ – коефіцієнт навігаційного запасу.

Для визначення $\xi_{\text{пал}i}$ (відносної маси палива, що витрачається на i -й ділянці польоту) використовується залежність

$$\xi_{\text{п}i} = \frac{C_{\text{пит}} \cdot g \cdot L_i}{3,6 \cdot K \cdot V}, \quad (9)$$

де $C_{\text{пит}}$ – питома витрата палива на i -й ділянці горизонтального польоту [кг/Н·год];

L_i – довжина ділянки польоту [км];

V – швидкість польоту на i -й ділянці [м/с].

K – аеродинамічна якість літака на даному режимі польоту, яка дорівнює

$$K = \frac{C_y}{C_{x0} + A \cdot C_y^2}; \quad (10)$$

$$C_y = \frac{2 \cdot \bar{G} \cdot p_0}{\rho \cdot V^2}. \quad (11)$$

Для ілюстрації практичного використання запропонованого показника досконалості системи розглянемо задачу порівняння двох варіантів побудови системи «планер – силова установка - АЗУ» із заданням характерного профілю польоту літака-штурмовика. Профіль №1 побудований для виконання умовної бойової задачі із застосуванням АЗУ та різними двигунами в системі силової установки (рис. 1). Профіль №2 побудований для порівняльного аналізу максимальної дальності польоту ЛА з АЗУ та без них і різними двигунами (рис. 2).

Під назвою «Двигун-1» розуміється двигун Р-95Ш, що встановлений на літаку Су-25. Під назвою «Двигун-2» розуміється умовний двигун АІ-Х, що є більш досконалим і сучасним у порівнянні з попереднім.

В табл. 1, 2 представлені попередні результати порівняльного аналізу характеристик польоту та відповідного показника досконалості системи по досліджуваним профілям польоту.

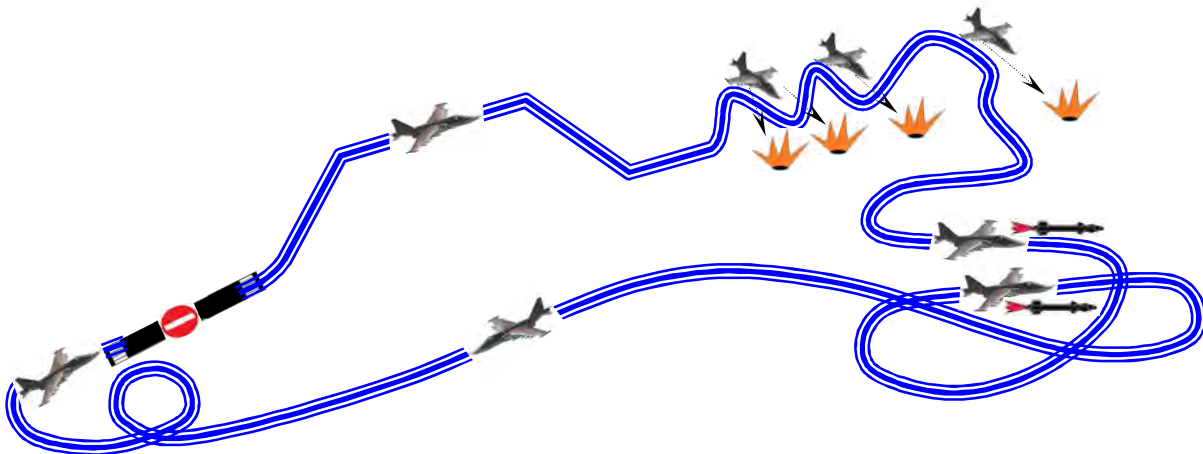


Рис. 1. Профіль польоту літака-штурмовика № 1

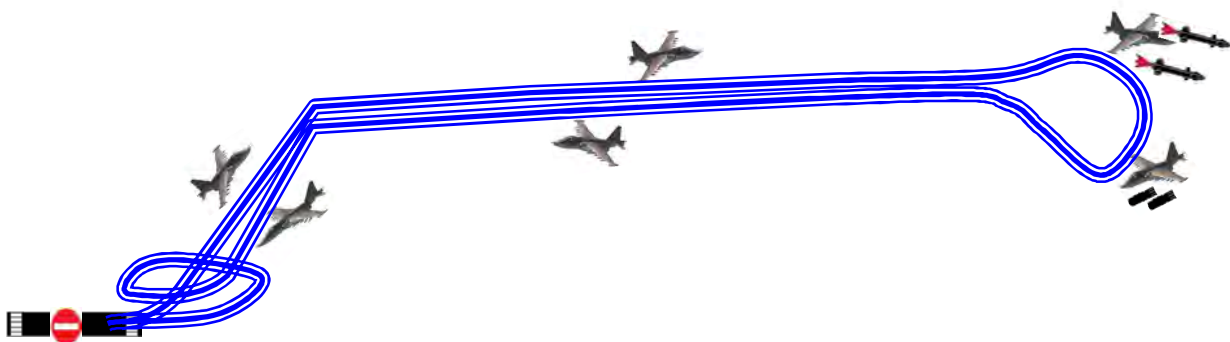


Рис. 2. Профіль польоту літака-штурмовика № 2

Таблиця 1

Порівняльний аналіз характеристик польоту по профілю № 1

Н=200 м, Двигун-1: Р-95Ш; Двигун-2: АІ-Х	Профіль польоту №1 (бойове застосування), Двигун-1		Профіль польоту №1 (бойове застосування), Двигун-2		Профіль польоту №1 (бойове застосування), Двигун-1	
	Варіант загрузки АЗУ: 32 ФАБ-100+ 8 МБД	Варіант загрузки АЗУ: 8 Б-8М	Варіант загрузки АЗУ: 32 ФАБ-100+ 8 МБД	Варіант загрузки АЗУ: 8 Б-8М	Варіант загрузки АЗУ: 8 КАБ	Варіант загрузки АЗУ: 8 КР
Маса ЛА злітна, кг	17350	15500	17350	15500	16350	15000
Маса пального на старті, кг	1550	1550	1550	1550	1550	1550
Маса АЗУ, кг	4885	3000	4885	3000	3500	2700
Довжина розбігу ЛА (без АЗУ), м	450	450	400	450	450	450
Довжина розбігу ЛА (з АЗУ), м	800	760	650	760	550	550
Кла (без АЗУ)	13,62	13,62	13,62	13,62	13,62	13,62
Кла (з АЗУ)	6	7	6,3	7,3	9	10
Число М (без АЗУ)	0,7	0,7	0,7	0,7	0,7	0,7
Число М (з АЗУ)	0,6	0,6	0,65	0,65	0,67	0,67
Маса пального за ПЦ (без АЗУ), кг	856	856	750	750	856	856
Маса пального за ПЦ (з АЗУ), кг	1043	1043	890	780	900	900
Показник досконало- сті системи	0,1632	0,1165	0,1892	0,1418	0,1706	0,1408

Таблиця 2

Порівняльний аналіз характеристик польоту по профілю № 2

Н=200 м, Двигун-1: Р-95Ш; Двигун-2: АІ-Х	Профіль польоту №2 (максимальна дальність польоту)		
	Двигун-1. Варіант загрузки АЗУ: немає	Двигун-1. Варіант загрузки АЗУ: 4 ФАБ250 + 2 Р60	Двигун-2. Варіант загрузки АЗУ: 4 ФАБ250 + 2 Р60
Маса ЛА злітна, кг	13000	15000	14700
Маса пального на старті, кг	2700	3000	3000
Маса АЗУ, кг	0	1600	1600
Довжина розбігу ЛА (без АЗУ), м	450	450	400
Довжина розбігу ЛА (з АЗУ), м	450	550	500
Кла (без АЗУ)	13,62	13,62	13,62
Кла (з АЗУ)	13,62	9	9,3
Число М (без АЗУ)	0,7	0,7	0,7
Число М (з АЗУ)	0,7	0,65	0,67
Маса пального за ПЦ (без АЗУ), кг	2400	2350	2200
Маса пального за ПЦ (з АЗУ), кг	2400	2700	2500
Показник досконало- сті системи	0,1017	0,1504	0,1513

Значення показника досконалості для літака-штурмовика з двигуном AI-X при ідентичних варіантах загрузки АЗУ має більші значення (0,1892 проти 0,1632 та 0,1418 проти 0,1165 для літака з двигуном Р-95Ш). Більші значення показника відповідають більш досконалій системі “планер – силова установка - АЗУ”.

Менші значення показника досконалості для літака-штурмовика без АЗУ (табл. 2) обумовлені неможливістю в цьому випадку виконувати завдання за призначенням.

Висновки

Запропоновано показник досконалості системи “планер – силова установка - АЗУ”, який характеризує фізичну суть зміни характеристик літака-штурмовика при різних варіантах застосування АЗУ, різних двигунах силової установки.

Зростання значення показника характеристик збільшує спроможності системи “планер – силова установка - АЗУ” виконувати типові бойові задачі за призначенням. Значення показника досконалості системи “планер – силова установка - АЗУ” відображає фізичну суть зміни характеристик літака-штурмовика при різних варіантах застосування АЗУ, різних двигунах силової установки.

У подальшому передбачається визначити узагальнені залежності щодо впливу однієї підсистеми на іншу та спрогнозувати раціональний параметричний обрис двигуна для 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. Проектирование самолетов / Под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 224 с.
3. Онищенко С.І. Концепція підтримання справності та бойового потенціалу парку авіаційної техніки авіації Повітряних Сил Збройних Сил України на період до 2025 р. / С.І. Онищенко, В.В. Самулєв, О.В. Харченко // Наука і оборона. – 2011. – № 4. – С. 31-34.
4. Установки авиационного вооружения / Н.А. Ермаков, Н.В. Дмитриев, А.М. Иванушкин, А.А. Логинов, И.А. Силаков, Н.Ф. Федяй; под ред. М.Ю. Рафикова – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985. – 328 с.
5. Проектирование гражданских самолетов: Теория и методы / [Катырев И.Я., Неймарк М.С., Шейнин В.М. и др.]; под ред. Г.В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.
6. Василенко О.В. Модернізація озброєння й військової техніки – ефективний фактор боєздатності Збройних Сил України / О.В. Василенко // Наука і оборона. – 2010. – № 3. – С. 31-39.

Надійшла до редколегії 2.03.2015

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

ПОКАЗАТЕЛЬ СОВЕРШЕНСТВА СИСТЕМЫ “ПЛАНЕР - СИЛОВАЯ УСТАНОВКА - АВИАЦИОННЫЕ СРЕДСТВА ПОРАЖЕНИЯ” ДЛЯ САМОЛЕТА-ШТУРМОВИКА

А.Н. Сорочкин

Предложен показатель совершенства системы “планер - силовая установка - авиационные средства поражения” для самолета-штурмовика. Проведен теоретический анализ влияния массовых, геометрических и аэродинамических характеристик авиационных средств поражения, характеристик двигателя силовой установки самолета на его летно-технические характеристики. Проведены исследования двух полетных циклов самолета с разными двигателями и получены предварительные результаты его летно-тактических и эксплуатационных характеристик со средствами поражения и без них. Разработанный показатель позволяет проводить обоснование направлений модернизации системы “планер - силовая установка - авиационные средства поражения”.

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

INDEX OF PERFECTION OF THE SYSTEM A “AIRFRAME - POWER-PLANT - AVIATION MUNITIONS” FOR AN ATTACK AIRCRAFT

A.N. Sorochkin

The index of perfection of the system is offered a “airframe - power-plant - aviation munitions” for an attack aircraft. The theoretical analysis of influence of mass, geometrical and aerodynamic descriptions of aviation munitions is conducted, characteristics of engine of power-plant of airplane on his tactical flight characteristics. Researches of two flight cycles of airplane are conducted with different engines and the preliminary results of his tactical flight and operational characteristics are got with munitions and without them. The developed index allows to conduct the ground of directions modernization of the system a “airframe - power-plant - aviation munitions”.

Keywords: aircraft, battle airplane, hedge-hopper, aviation munitions, aviation engine, power-plant, flight cycle, technical and economic efficiency, tactical flight characteristics.