

УДК 629.7.022

М.М. Шелудько, А.В. Худоконенко, В.В. Бездельний

*Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків*

## ВИХІДНИЙ ПРИСТРІЙ ДВИГУНА СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З РОЗРОБКОЮ ЗАХОДІВ ЗМЕНШЕННЯ ІНФРАЧЕРВОНОЇ ПОМІТНОСТІ

У статті розглядається питання заміни штатного вихідного пристрою двигуна Д-27 військово-транспортного літака Ан-70 на ежекторний вихідний пристрій. Представлено стисла характеристика конструктивно-компонувальної схеми двигуна, газодинамічний розрахунок вихідного пристрою та проведений аналіз впливу встановлення ежекторного вихідного пристрою на температуру вихідних газів. Показано, що при використанні розробленого вихідного ежекторного пристрою температура на зрізі сопла зменшилась на 22,4 %.

**Ключові слова:** газодинамічний розрахунок, ежекторний вихідний пристрій, військово-транспортний літак, інфрачервона помітність.

### Вступ

Військово-транспортна авіація є однією з основних складових Повітряних Сил Збройних Сил України для своєчасного забезпечення життєдіяльності і боєготовності військових підрозділів, виконання місій і завдань, необхідних для проведення мирних і військових операцій на регіональному, міжрегіональному і стратегічному рівнях. Тому сучасний військово-транспортний літак (ВТЛ) повинен характеризуватися великою дальністю польоту з максимальним корисним навантаженням, забезпечувати можливість десантування на малих висотах, здійснювати зліт і посадку на невідготовлені ґрунтові смуги обмежених розмірів [1].

Під час проведення антитерористичної операції військово-транспортною авіацією було виконано 753 літако-вильоти, перевезено 9 тис. 390 осіб, у тому числі 700 хворих (поранених), 1 тис. 350 тон вантажу. 14 червня 2014 року під час перевезення особового складу та бойової техніки при заході на посадку на аеродром м. Луганськ бойовиками був збитий літак Іл-76. 14 липня 2014 року під час десантування вантажів парашутним способом бойовиками був збитий літак Ан-26. Наявність на озброєнні у незаконних збройних формувань великої кількості переносних зенітних комплексів, ЗРК малої дальності, відсутність на літаках Ан-26, Ан-30 засобів індивідуального захисту, таких як станції оптико-електронних перешкод, автоматів відстрілу хибних цілей ускладнюють виконання покладених завдань військово-транспортної авіації. Тому розробка засобів індивідуального захисту, в тому числі пасивних, є актуальною задачею.

**Мета статті** – обґрунтування можливості модернізації авіаційної техніки для зменшення ймовірності ураження військово-транспортного літака переносними зенітно-ракетними комплексами.

### Основна частина

На літаку Ан-70 встановлено 4 маршових турбогвинтовентиляторних двигуна Д-27[2]. Двигун виконаний за трьохвальною схемою і складається з:

- високоефективного двохкаскадного газогенератора, що включає в себе вісецентробіжний восьмиступінчастий компресор, кільцеву камеру згоряння, одноступінчасту турбіну високого і низького тиску, а також силового корпусу (передній і проміжний);
- приводу гвинтовентилятора, що включає в себе чотириступінчасту турбіну, валопровід і редуктор;
- нерегульованого вихідного пристрою;
- систем і комунікацій, які забезпечують роботу двигуна.

На вихідні вали редуктора встановлюються гвинтовентилятор СВ-27, спільно з яким працює двигун. Застосування в складі силової установки літака двигуна з високоефективним газогенератором в поєднанні з багатолопатневим гвинтовентилятором дозволяє отримати високу паливну економічність.

Конструкція двигуна виконана з урахуванням забезпечення принципу модульної збірки. Кожен модуль - закінчено конструктивно-технологічний вузол і може бути замінений на двигуні без розбирання сусідніх модулів. Висока оснащеність двигуна засобами контролю і діагностики сприяє ранньому виявленню несправностей, дозволяє перейти від планово-попереджувального обслуговування до обслуговування за технічним станом.

Вихідний патрубок ТГВД призначений для відводу вихідних газів в потрібному напрямку, а також для підвищення ефективності двигуна. Останні дозволяють збільшити перепад тиску на турбіні гвинта, а тим самим, і потужність ТГВД. Патрубок повинен мати достатньо високий ступінь перетворення кінетичної енергії в роботу стиснення.

Льотні випробування сучасних ЛА показують, що значне погіршення їх характеристик пов'язані з нерациональним компонованням силової установки(СУ) на елементах планера ЛА. Розміщення двигунів на планері проводиться без повного врахування особливостей робочого процесу в області вихідного пристрою і елементів планера. Це призводить до утворення зривних зон на обичайках сопел, до збільшення донного опору хвостових частин, і, в кінцевому рахунку, до погіршення ефективності СУ.

Установка ежекторних вихідних сопел дозволяє уникнути утворення відриву потоку на обичайках сопел на більшості режимах польоту. Основними перевагами плоских сопел є: збільшення маневреності та живучості ЛА; зменшення можливості інфрачервоного і радіолокаційного виявлення; зменшення коефіцієнта аеродинамічного опору ЛА на крейсерських режимах за рахунок кращої компоновки вихідного пристрою на планері ЛА; зменшення коефіцієнта аеродинамічного опору при маневрах з великою підйомною силою за рахунок циркуляції; поліпшення зльоту і посадки; зменшення вартості сопла і спрощення його конструкції за рахунок скорочення кількості рухомих елементів.

Однак, таким соплам властиві і певні недоліки: ускладнення завдання охолодження через велику обтічну поверхню, збільшення ваги сопла. Таким чином, для поліпшення ефективності робочого процесу в області зрізу сопла СУ на планері ЛА доцільно провести дослідження з встановленням плоского сопла на існуючий двигун. Виходячи з аналізу робочого процесу в області розташування вихідного пристрою СУ під крилом літака, пропонується нова компоновочна схема змішувально-вихідного пристрою двигуна (рис. 1, 2). Змішувально-вихідний пристрій являє собою канал, який плавно переходить з круглого перетину в прямокутне, з хвилеподібною поверхнею в нижній частині пристрою (рис. 2). Фізична сутність газодинамічного процесу в новій конструкції полягає в тому, що газовий струмінь, що випливає з двигуна, змішується з потоком повітря через ежекторні щілини і направляється по осі установки крила. Основний струмінь гарячого газу з параметрами  $P_1, T_1, C_1$  випливає з турбіни двигуна і тече по каналу, змішуючись з холодним повітрям з параметрами  $P_2, T_2, C_2$ , який ежектуються через щілини в нижніх, верхніх і бічних поверхнях вихідного пристрою.

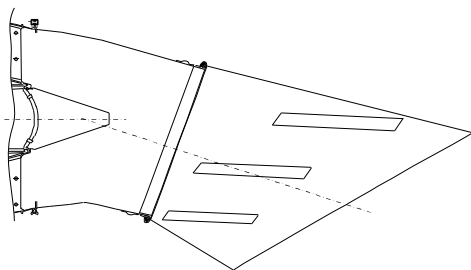


Рис. 1. Схема вихідного патрубку

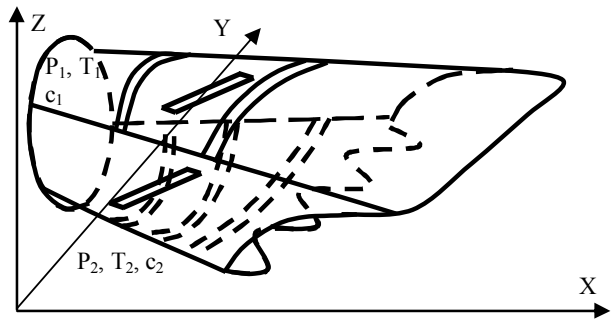


Рис. 2. Вихідний патрубок

Прийmemo, що літак типу Ан-70 знаходиться на висоті  $H=1000$  м зі швидкістю  $M_H=0,4$ . Параметри атмосфери на даній висоті і швидкості польоту:

$$T_H = 281,65 \text{ }^\circ\text{K}; P_H = 89906,7 \text{ Н/м}^2;$$

$$\rho_H = 1,1117 \text{ кг/м}^3; a_H = 336,4 \text{ м/с}; V_H = 134,6 \text{ м/с};$$

$$P_H^* = 100385,5 \text{ Н/м}^2; T_H^* = 290,7 \text{ }^\circ\text{K}.$$

Із попередніх розрахунків [1] газовий потік витікає з вихлопного пристрою з параметрами:

$$c_c = 120 \text{ м/с}; M_c = 0,375; P_c^* = 90857 \text{ Па}; T_c^* = 600 \text{ }^\circ\text{K}.$$

Виходячи із закону збереження енергії перевіримо можливість ежекції на основі того що кінетична енергія змішення газів з урахуванням втрати на ежекцію не може бути більше кінетичної енергії вихлопних газів:

$$E_{CM} = E_G + E_B - \Delta E; E_{CM} \leq E_G.$$

Введемо такі припущення :

- процес змішування відбувається в циліндричній камері;
- змішування потоків відбувається при постійному тиску .

За умовами допущення запишемо рівняння:

$$(G_G + G_B) \cdot C_{CM} = G_G \cdot C_G + G_B \cdot C_B, \quad (1)$$

де  $G_G$  – витрата газу через ЕВУ;  $G_B$  – витрата повітря через ежектуємі щілини;  $C_G, C_B$  – швидкості газу і повітря в перерізі;  $C_{CM}$  – швидкість змішування газів на виході із камери згорання

Кінетична енергія змішування газів дорівнює:

$$E_{CM} = \frac{G_G + G_B}{2 \cdot g} \cdot C_{CM}^2 = \frac{1}{2g} \frac{(G_G \cdot C_G + G_B \cdot C_B)^2}{G_G + G_B},$$

де  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$  – прискорення вільного падіння.

Ця величина менше суми кінетичних енергій потоків до змішування і дорівнює:

$$E_G + E_B = \frac{1}{2g} (G_G \cdot C_G^2 + G_B \cdot C_B^2). \quad (2)$$

Втрати кінетичної енергії, зв'язані з процесом змішування

$$\Delta E = E_G + E_B - E_{CM} = \frac{G_G \cdot G_B}{G_G + G_B} \cdot \frac{(C_G - C_B)^2}{2g},$$

Для визначення витрати ежектуємого повітря потрібно визначити ряд параметрів.

Визначимо статичний тиск на зрізі ежекторного вихідного пристрою:

$$P = \frac{G_{\Gamma}}{m_{\Gamma} \cdot F \cdot y(\lambda_{\Gamma})}; \quad (4)$$

$$P = \frac{25,1 \cdot \sqrt{600}}{0,0396 \cdot 0,25 \cdot 0,6907} = 89906,7 \text{ Па.}$$

Визначимо коефіцієнт швидкості повітря:

$$\lambda_{\text{Ш}} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \cdot \left[ 1 - \left( p/P^* \right)^{(k-1)/k} \right]}; \quad (5)$$

$$\lambda_{\text{Ш}} = \sqrt{\frac{1,4+1}{1,4-1} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{89906,7}{90857} \right)^{(1,4-1)/1,4} \right]} = 0,135,$$

а в ежектуємій щилині визначимо швидкість повітря:

$$C_B = \lambda_{\text{Ш}} \cdot \sqrt{2 \cdot k / (k+1) \cdot R \cdot T_B^*}; \quad (6)$$

$$C_B = 0,135 \cdot \sqrt{2 \cdot 1,4 / (1,4+1) \cdot 287 \cdot 600} = 41 \text{ м/с.}$$

Запишемо розрахункові рівняння і складемо алгоритм розрахунку(рис. 3):

$$G_B = m_B \cdot P_B^* \cdot F / \sqrt{T_B^*} \cdot q(\lambda_B); \quad (7)$$

$$G_B = \frac{0,0396 \cdot 90857 \cdot 0,25}{\sqrt{600}} \cdot 0,5082 = 18,43 \text{ кг/с};$$

$$E_{\Gamma} = \frac{G_{\Gamma} \cdot C_{\Gamma}^2}{2g}; \quad E_{\Gamma} = \frac{25,1 \cdot (120)^2}{2 \cdot 9,81} = 18422 \text{ Дж}; \quad (8)$$

$$E_B = \frac{G_B \cdot C_B^2}{2g}; \quad E_B = \frac{18,43 \cdot (41)^2}{2 \cdot 9,81} = 1579,04 \text{ Дж}; \quad (9)$$

$$E_{\text{СМ}} = \frac{1}{2g} \cdot \frac{(G_{\Gamma} \cdot C_{\Gamma} + G_B \cdot C_B)^2}{G_{\Gamma} + G_B}; \quad (10)$$

$$E_{\text{СМ}} = \frac{1}{2 \cdot 9,81} \cdot \frac{(25,1 \cdot 120 + 18,43 \cdot 41)^2}{25,1 + 18,43} = 16620,68 \text{ Дж};$$

$$\Delta E = \frac{G_{\Gamma} \cdot G_B}{G_{\Gamma} + G_B} \cdot \frac{(C_{\Gamma} - C_B)^2}{2g}; \quad (11)$$

$$\Delta E = \frac{25,1 \cdot 18,43}{25,1 + 18,43} \cdot \frac{(120 - 41)^2}{2 \cdot 9,81} = 3380,38 \text{ Дж.}$$

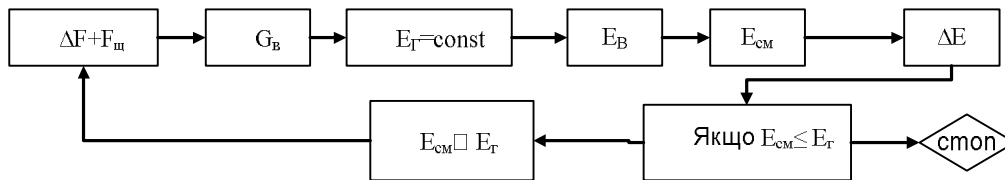


Рис. 3 Алгоритм проведення розрахунку

В результаті проведення розрахунків отримано:

$$G_{\text{вмах}} = 18,43 \text{ кг/с,}$$

а температура на зрізі ежекторного вихідного пристрою:

$$T_{\text{СМ}}^* = \left( T_{\Gamma}^* + G_B / G_{\Gamma} \cdot T_B^* \right) / \left( 1 + G_B / G_{\Gamma} \right); \quad (12)$$

$$T_{\text{СМ}}^* = \frac{600 + 18,43 / 25,1 \cdot 281,65}{1 + 18,43 / 25,1} = \frac{806,8}{1,734} = 465,3 \text{ К.}$$

### Висновки

При встановленні ежекторного вихідного пристрій температура зменшилась на 22,4 %, що суттєво зменшує інфрачервону помітність двигуна Д-27,

а отже і зменшується вірогідність попадання переносних зенітних комплексів.

### Список літератури

1. Интеграция силовой установки и планера транспортного самолёта: монография / О.Б. Анипко, В.В. Логинов, В.Е. Бойко. – Х.: ХУВС, 2011. – 349 с.
2. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные авиадвигатели / В.А. Зрелов. – М.: ОАО, 2005 – 282 с..

Надійшла до редколегії 8.04.2015

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

### ВЫХОДНОЕ УСТРОЙСТВО ДВИГАТЕЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА ПО РАЗРАБОТКЕ МЕР УМЕНЬШЕНИЯ ИНФРАКРАСНОЙ ЗАМЕТНОСТИ

М.М. Шелудько, А.В. Худоконенко, В.В. Бездельный

В статье рассматривается вопрос замены штатного выходного устройства двигателя Д-27 военно-транспортного самолета Ан-70 на эжекторное выходное устройство. Представлены краткая характеристика конструктивно-компоновочной схемы двигателя, газодинамический расчет выходного устройства и проведен анализ влияния установления эжекторного выходного устройства на температуру уходящих газов. Показано, что при использовании разработанного выходного эжекторного устройства температура на срезе сопла уменьшилась на 22,4%.

**Ключевые слова:** газодинамический расчет, эжекторное выходное устройство, военно-транспортный самолет, инфракрасная заметность.

### OUTPUT DEVICE ENGINE POWER INSTALLATION MILITARY TRANSPORT AIRCRAFT WITH THE DEVELOPMENT OF MEASURES TO REDUCE INFRARED VISIBILITY

M.M. Shelud'ko, A.V. Hudokonenko, V.V. Bezdelny

The article discusses the replacement of regular output device engine D-27 military transport aircraft An-70 at the ejector output device. Presents brief characteristics of structural and circuit layout engine, gas-dynamic calculation of the input device and the analysis of the impact of the establishment ejector output device for temperature exhaust gases. It is shown that the use of the original ejector device developed at the nozzle temperature decreased by 22.4%.

**Keywords:** gas-dynamic calculation ejector output device, military transport aircraft, infrared visibility.