

*К.І. Капітанчук, канд. техн. наук, М.П. Андрійшин, канд. техн. наук
(Національний авіаційний університет, Україна)*

Метод розрахунку спільної характеристики вільної турбіни турбовального ГТД з екранно-вихлопним пристроєм

Розглянуто питання використання газових ежекторів у вихідних пристроях газотурбінних двигунів гелікоптерів для боротьби з тепловою помітністю. Пропонується методика об'єднання характеристик силової турбіни та вихідного пристрою, розглядаючи їх, як єдиний вузол

Сучасний етап розвитку авіаційної техніки характеризується не тільки зростанням льотно-технічних даних, але і прагненнями виконувати специфічні вимоги. Простою конструктивною реалізацією теплового екранування двигунів на сучасних літальних апаратах є екранно-вихлопні пристрої (ЕВП). Вони забезпечують суттєве зменшення ефективності застосування переносних зенітно-ракетних комплексів типу «Стріла» або «Стінгер», а також ураження літаків і вертольотів на малих і гранично малих висотах [1].

Теплова голівка ракети захоплює та автоматично супроводжує ціль за її максимальним тепловим випромінюванням, здійснюючи наведення ракети в зону зрізу сопла або вихлопного патрубку двигуна. Найбільш ефективними і простими засобами захисту повітряних суден від ракет, що використовують теплові голівки самонаведення, є ЕВП та обманні теплові цілі.

У загальному випадку задача охолодження струменя газу, що витікає із сопла або вихлопного патрубку ГТД, може бути вирішена такими шляхами:

- упорскування холодоагенту в струмінь газу у вихідному перерізі;
- підмішування більш холодного атмосферного повітря до вихлопних газів шляхом використання ежекторів;
- використання спеціальних пристроїв та матеріалів з підвищеними теплопоглинальними властивостями.

При виборі конструктивних параметрів газового ежектора ЕВП необхідно мати його узагальнені характеристики. Це обумовлено тим, що один і той же ежектор може працювати на різних режимах і при різних співвідношеннях початкових параметрів газу. Тому найбільший інтерес представляють узагальнені характеристики, які дозволяють охопити всю область можливих режимів роботи ежектора ЕВП. Якість вихідного пристрою оцінюється за величиною ступеня використання кінетичної енергії для одержання корисної роботи стиснення [2].

Баланс енергії для вихідного пристрою складається із:

- кінетичної енергії газу за силовою турбіною $E_{ст}$, яка витрачається на одержання корисної роботи стиснення E_p ;
- енергії, яка витрачається на подолання гідравлічних опорів E_r ;
- енергії, яка частково губиться у вигляді викидання кінетичної енергії E_c з вихідною швидкістю за пристроєм.

Характеристики вихідного пристрою можна представити у вигляді

залежності коефіцієнта використання кінетичної енергії у вихідному пристрої Θ від параметрів газового потоку на вході до нього. Такими є звичайні критерії подібності для газового потоку (числа M та Re), а також кут закрутки потоку на вході в канал φ (кут між дійсним напрямком руху газового потоку на вході в канал і віссю).

Коефіцієнт використання кінетичної енергії у вихідному пристрої визначається за формулою $\Theta = E_p / E_{ст}$.

Для вихідних пристроїв двигунів гелікоптерів течію можна вважати автомодельною за числом Re , що дозволяє виключити цей критерій із розгляду. Вплив стисливості газу проявляє себе тільки в умовах порівняно великих величин чисел $M > 0,7$. У двовальних двигунах гелікоптерів прагнуть забезпечити величину швидкості на виході із вільної (силової) турбіни значно меншу за $M=0,7$. Тому впливом числа M на характеристики вихідного пристрою також можна знехтувати.

Таким чином, характеристика вихідного пристрою являє собою залежність коефіцієнта використання кінетичної енергії у ньому від кута закручування потоку на вході до каналу φ . Подібна залежність наведена на рис. 2 для ряду складних вертолітних вихідних пристроїв з різним кутом розширення дифузора α .

Основні вихідні данні розрахунку наведено в [3,4]. Геометрична подібність цих каналів зумовила однакове протікання характеристик в області позитивних і негативних величин кута закрутки потоку.

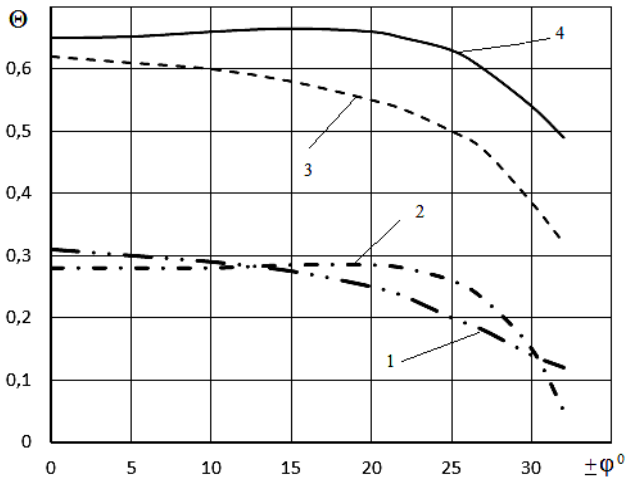


Рис. 2. Залежність коефіцієнта використання кінетичної енергії вихідних газів від кута закрутки потоку на вході до вихідного каналу та його форми: $\alpha=4,2$; 2 – $\alpha=3,7$; 3 – $\alpha=3,0$; 4 – $\alpha=2,6$

Найбільш достовірним методом визначення характеристики вихідного пристрою є продування моделей в лабораторних умовах.

Якщо продування моделей неможливо, тоді слід орієнтуватися на відому характеристику вихідного пристрою, який є наближеним до розглянутого. Розрахункове визначення характеристики випускного каналу може бути виконано за методом, розглянутим в роботах [5-7].

Суть цього методу зводиться до розчленування складного каналу на ряд простих елементів із наступним послідовним їх розрахунком.

Наближеність подібного методу розрахунку обумовлена тим, що характеристики окремих елементів дифузора істотно залежать від ступеня рівномірності потоку на вході до них, який при послідовному розташуванні елементів майже не піддається розрахунку.

За відомою для каналу залежністю Θ від φ залежність повного тиску за вільною турбіною p_T^* від статичного тиску на виході з каналу p_H може бути визначена за відомою величиною відносною швидкості за вільною турбіною λ_T у вигляді

$$\pi_T^* = \frac{p_T^*}{p_H} = \left[1 + \frac{k-1}{k+1} (1-\Theta) \lambda_T^2 \right]^{k/k-1}$$

Відносна швидкість на виході з каналу λ_H за умови рівномірності поля швидкостей на виході визначається з рівняння нерозривності для вхідного та вихідного перерізів.

Залежність коефіцієнта швидкості вихідного пристрою λ_H від безрозмірної швидкості за вільною турбіною λ_T при різних величинах кута закрутки потоку газу на вході до каналу φ_T представлено на рис. 3.

Лінія А-Б-В є лінією робочих режимів ЕВП.

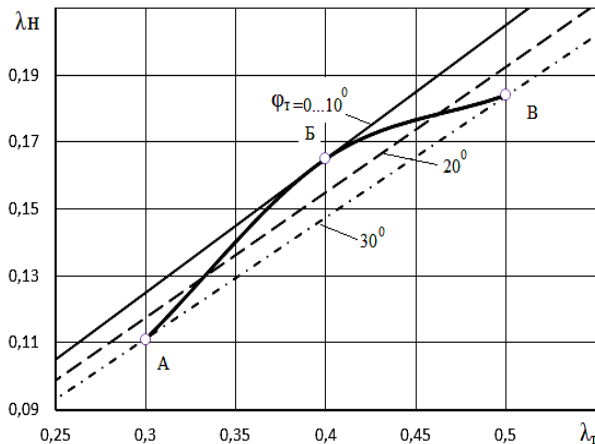


Рис. 3. Залежність коефіцієнта швидкості вихідного пристрою від параметрів потоку на виході із силової турбіни

Розрахунки проведено для каналу, який складається із дифузора з поворотом потоку та стійок зі ступенем розширення дифузора $f = 1,66$, кутами конусності $\beta_3 = 50^\circ 40'$, $\beta_{вн} = 2^\circ 58'$ та кутом повороту потоку $\gamma = 50^\circ$.

На характеристиках рис. 4 надано лінії спільних режимів роботи ГТД з іншими його елементами. Характеристики представлені у вигляді залежності параметрів потоку на виході із силової турбіни від коефіцієнта швидкості вихідного пристрою [5].

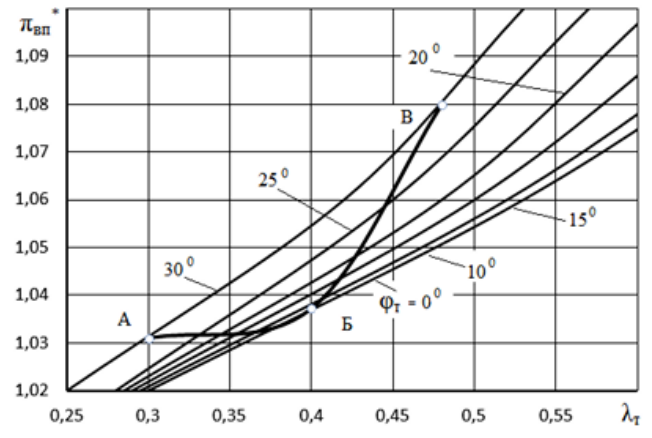


Рис. 4. Залежність ступеня розширення у вихідному пристрої від параметрів потоку на виході із силової турбіни

Характеристики вихідного пристрою можуть бути отримані в результаті узагальнення експериментальних досліджень або шляхом теоретичних розрахунків. Теоретичні дослідження потребують експериментального уточнення гідравлічної якості вихлопного пристрою. При розрахунку характеристик ГТД всі його елементи узгоджуються один із одним.

В процесі розрахунку виникає необхідність у проведенні низки додаткових розрахунків методом послідовного наближення. Кількість таких розрахунків може бути істотно скорочена, якщо користуватися об'єднаними характеристиками силової турбіни та вихідного пристрою, розглядаючи їх, як єдиний вузол. Для такого вузла перепад тиску визначається відношенням повного тиску перед вільною турбіною до статичного тиску на виході з вихідного пристрою.

Відповідно до перепаду тиску ізоентропічна наявна робота розширення визначається як

$$L_{\Sigma 13} = \frac{k}{k-1} RT_{в.ст}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{cm}^{k-1/k}}\right)$$

Потужний ККД $\eta_{ст\Sigma}$ визначається як відношення дійсної роботи силової турбіни до ізоентропічної наявної роботи розширення потоку в силі турбіні. При умові $\pi_{ст\Sigma} = \pi_{cm\Sigma}^* \pi_{вп}^*$ потужний ККД ГТД визначається за формулою

$$\eta_{ст\Sigma} = \eta_{cm}^* \frac{1 - \frac{1}{\pi_{cm}^{k-1/k}}}{1 - \frac{1}{\pi_{cm\Sigma}^{k-1/k}}}$$

Отже, метод розрахунку спільної характеристики силової турбіни з ЕВП за їх окремими характеристиками полягає в наступному:

а) необхідно задати величину $\pi_{ст}^*$ і за характеристикою силової турбіни знайти для ряду значень приведених частот обертання силової турбіни $n_{ст.пр}$ величини $\eta_{ст}^*$, $\lambda_{ст}$, $\varphi_{ст}$, $G_{ст}$;

б) за відомими $\eta_{ст}^*$, $\lambda_{ст}$, $\varphi_{ст}$, $G_{ст}$ за допомогою характеристики вихідного пристрою визначаються з величинами $\pi_{вп}^*$ та $\lambda_{вп}$;

в) розраховують величину $\pi_{ст\Sigma} = \pi_{ст\Sigma}^* \pi_{вп}^*$;

г) за методикою [5] визначають величину $\lambda_{ст\Sigma}$.

На спільній характеристиці силової турбіни турбовального ГТД і ЕВП наноситься лінія спільних режимів роботи з іншими елементами двигуна.

Список літератури

1. Пути снижения инфракрасного излучения авиационных двигателей / К.И. Капитанчук, Е.И. Гузикович // XXIX воен.-науч. конф. училища, 22–23 октября 1988 года, г. Киев: сб. статей. – К.: КВВАИУ. – 1989. – С. 58-59. URL: <https://er.nau.edu.ua/handle/NAU/40056>

2. Gas ejector as a pressure stabilizer at the inlet to compressor power installation / М.С. Кулик, К.І. Капітанчук, П.І. Греков, С.П. Оніщенко // Вісник НАУ. – 2005. – №2 (24). – С. 29–33. DOI: [10.18372/2306-1472.24.1144](https://doi.org/10.18372/2306-1472.24.1144)

3. Кулик М.С., Ластівка І.О., Капітанчук К.І. Греков П.І. Дослідження методів зменшення теплової помітності літальних апаратів // Промислова гідраліка і пневматика. – 2008. – №1(19). – С. 46–50. URL: <https://er.nau.edu.ua/handle/NAU/39827>

4. До питання застосування газових ежекторів для вентиляції підкапотного простору літальних апаратів / П.І. Греков, К.І. Капітанчук, В.В. Козлов, Ю.Ю. Терещенко // Енергетичні установки. Матеріали X Міжнар. наук.-тех. конф. «АВІА–2011», 19-21 квітня 2011 року, м. Київ: – К.: НАУ. – 2011. – Т.2. – С. 11.33-11.36. URL: <https://er.nau.edu.ua/handle/NAU/39803>

5. Дозвукові газові ежектори екранно-вихлопних пристроїв : монографія (М.С. Кулик, М.І. Архіпов, П.І. Греков та ін.); під ред. проф. М. С. Кулика. – К.: Вид-во Нац. авіа. ун-та «НАУ-друк», 2013. – 135 с. URL: <https://er.nau.edu.ua/handle/NAU/39832>

6. Research of exhaust–screen devices for jet–engine / К.І. Капітанчук, М.Ю. Богданов, П.І. Греков П.І. // Engines and Power Installations: Safety in Aviation And Space Technologies: The Seventh World Congress. «Aviation in the XXI-st Century». September 19–21, 2016. – Kyiv.: NAU. – 2016. – v.1. – С. 1.5.6–1.5.10. URL: <https://er.nau.edu.ua/handle/NAU/39858>

7. Дослідження руху газу в місцях повороту потоку / М.С. Кулик, К.І. Капітанчук, П.І. Греков, М.І. Кінащук // Енергетичні установки: матеріали XIII Міжнар. наук.-тех. конф. «АВІА–2017», 19–21 квітня 2017 року, м. Київ: НАУ. – 2017 р. – С. 20.35–20.38. URL: <https://er.nau.edu.ua/handle/NAU/40034>