

УДК 621.515-226.2

В.М. Дихановський

МОМЕНТНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФІЛІВ У РЕШІТЦІ З ГАЗО-МЕХАНІЧНИМ РЕГУЛЮВАННЯМ КУТА АТАКИ

Наведені результати розрахункових досліджень аеродинамічних характеристик вільного профілю і такого ж профілю в решітці з газо-механічним регулюванням кута атаки. Описані фактори, які спричиняють відмінність моментних характеристик цих профілів. Запропоновані шляхи створення профілів з моментними характеристиками, сприятливими для газо-механічного регулювання кута атаки у дифузійній решітці.

Постановка проблеми та аналіз літератури

Відомо, що осьовий компресор добре працює лише на одному режимі, який називається розрахунковим. На інших експлуатаційних режимах двигун працює гірше або переходить на небезпечні режими роботи. Як перспективні можна розглядати дослідження у галузі газо-механічного регулювання осьового компресора. Підґрунтям для них служить теорема про газо-механічне регулювання кута атаки аеродинамічного профілю, формулювання і доведення якої викладено у [1]. Були проведені розрахункові дослідження течії газу навколо профілю в широкому діапазоні кутів атаки, досліджені моментні характеристики профілів у компресорній решітці. Для визначення параметрів потоку розрахунок здійснювався з використанням моделі течії в'язкого стисливого теплопровідного газу, яка реалізована у розрахунковому комплексі Єршова і Русанова "FlowER" [2].

Були отримані аеродинамічні характеристики профілю В-08 – залежності від кута атаки коефіцієнтів піднімальної сили C_y , лобового опору C_x , відносної координати центру тиску X_d . Швидкість нагікання потоку складала 112 м/с, повний тиск газу на вході – 101320 Па, густина газу $1,225 \text{ кг/м}^3$, температура газу – 288 К. На основі цих залежностей була побудована крива $m_C = f(\alpha)$, яка характеризує залежність коефіцієнта моменту аеродинамічних сил від кута атаки. Закріплення профілю в потоці на осі його обертання характеризується параметрами d_1 і d_2 (рис. 1).

Крива $m_C = f(\alpha)$, що наведена на рис. 2, була побудована для закріплення профілю в потоці на осі обертання, яке характеризується параметрами закріплення осі $d_1 = 0,22$ і $d_2 = 0,25$. Дана залежність свідчить про те, що профіль при такому закріпленні в потоці має два положення, які характеризуються величинами кутів атаки, при яких момент дорівнює нулю. Це означає, що при цих кутах атаки профіль у потоці може залишатися нерухомим.

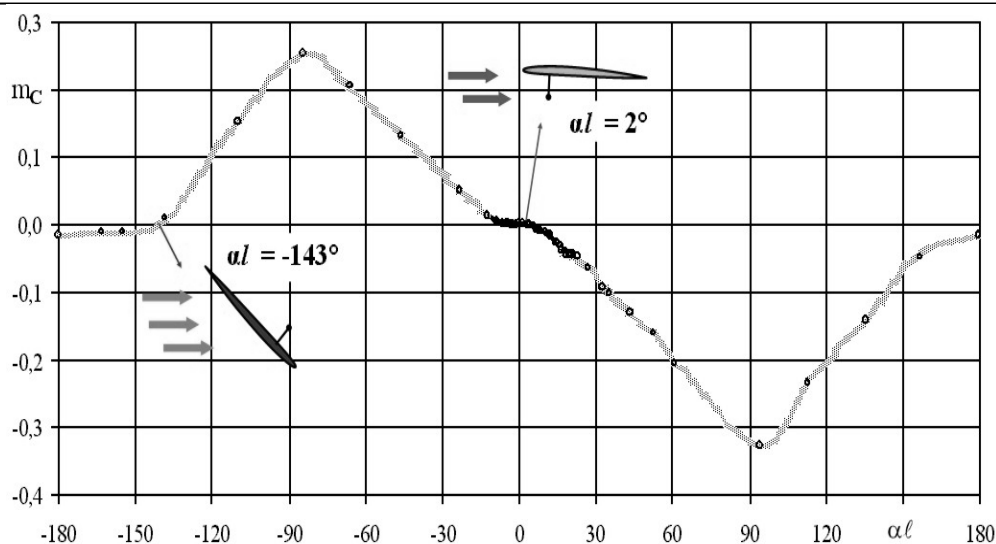
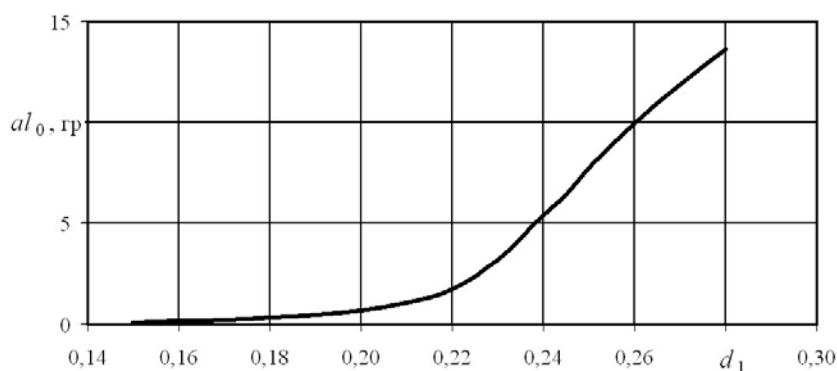


Рис. 1. Схема закріплення профілю в потоці

На рис. 2 схематично показані закріплені на осі обертання профіль і вектори натікання потоку для цих двох кутів атаки: $\alpha_1 = \{-143^\circ, 2^\circ\}$. Але стійкими слід вважати лише ті положення профілю в потоці, при яких перша похідна залежності $m_C = f(\alpha)$ менше нуля. Тут при збільшенні кута атаки виникає момент, дія якого спрямована на зменшення кута атаки, і навпаки – при зменшенні кута атаки виникає момент, дія якого спрямована на збільшення кута атаки. При такому закріпленні в потоці профіль має лише одне стійке положення, при якому він установлюється потоком на кут атаки $\alpha_0 = 2^\circ$, який назвемо заданим кутом атаки. Він залежить від геометрії профілю і від параметрів закріплення його на осі обертання d_1 та d_2 .

Практично важливим є лінійний діапазон залежності $m_C = f(\alpha)$. Найбільш детально були досліджені аеродинамічні характеристики профілю саме в цьому діапазоні. Була розглянута залежність $m_C = f(\alpha)$ для профілю В-08 з різними параметрами d_1 й d_2 . Для незмінного параметра $d_2 = \text{const}$, наприклад, $d_2 = 0,25$, параметр d_1 при його зменшенні від величини 0,18 мало впливає на характер залежності $m_C = f(\alpha)$. При цьому заданий кут атаки α_0 нескінченно близько наближається до величини 0° , але не досягає її, що показано на рис. 3.

При збільшенні параметра d_1 від 0,22 характер залежності $m_C = f(\alpha)$ змінюється інтенсивно, при цьому величина заданого кута атаки α_0 швидко збі-

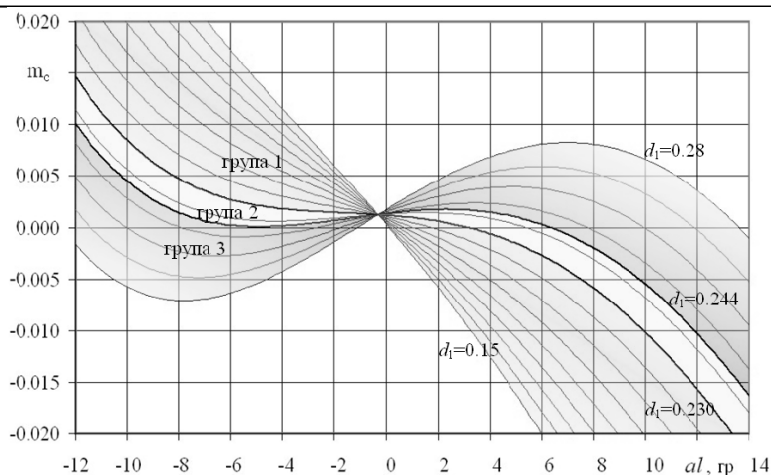
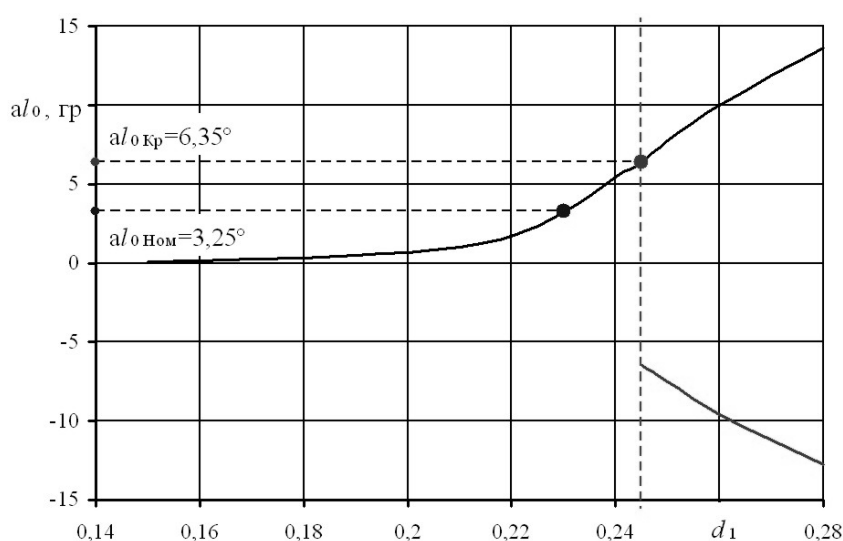
Рис. 2. Залежність коефіцієнта моменту від кута атаки при параметрах $d_1 = 0,22$ і $d_2 = 0,25$ Рис. 3. Залежність заданого кута атаки для профілю В-08 від параметра d_1 при $d_2 = 0,25$

льшується і при величині $d_1 = 0,28$ доходить до межі лінійного діапазону кутів атаки для даного профілю, що показано на рис. 3. Для незмінного параметра d_1 зміна величини параметра d_2 мало впливає на характер залежності $m_C = f(\alpha_l)$. При цьому заданий кут атаки майже не змінюється, не дивлячись на значну зміну параметра d_2 .

Узагальнення залежності $m_C = f(\alpha_l)$ для профілю В-08 з різними параметрами його закріплення на осі обертання d_1 та d_2 показали, що на цій залежності можна виділити три групи кривих. Для прикладу на рис. 4 показана залежність $m_C = f(\alpha_l)$ з параметром закріплення профілю на осі обертання $d_2 = 0,25$. Тут товстими кривими виділені такі групи кривих: група 1 – параметр $d_1 < 0,230$ – криві перетинають вісь кута атаки α_l один раз і змінюються монотонно; група 2 – параметр d_1 лежить у межах діапазону $0,230 < d_1 < 0,244$ – криві перетинають вісь кута атаки α_l один раз, але змінюються немонотонно; група 3 – параметр $d_1 > 0,244$ – криві тричі перетинають вісь кута атаки α_l .

Крива між першою та другою групами монотонна, але її перша похідна має одне нульове значення. Ця крива умовно названа номінальною, оскільки вона розділяє криві із сприятливими і несприятливими динамічними характеристиками профілю з газомеханічним регулюванням. Відповідні величини заданого кута атаки і параметра закріплення осі d_1 названі номінальними. Крива між другою та третьою групами лише торкається осі α_l у від'ємній області кутів атаки, перетинаючи її тільки у позитивній області. Ця крива умовно названа критичною, оскільки вона розділяє криві з однозначним і неоднозначним установленням профілю з газомеханічним регулюванням на заданий кут атаки. Відповідні величини заданого кута атаки і параметра d_1 названі критичними.

Після узагальнення залежності $m_C = f(\alpha_l)$ для різних параметрів закріплення була побудована крива $m_C = f(\alpha_l)$, яка показана на рис. 5. На ній показані номінальний і критичний кути атаки. Після критичного кута атаки профіль може займати один з двох заданих кутів атаки, що на рис. 5 показано додатковою кривою у від'ємній області осі α_l .

Рис. 4. Групи кривих залежності $m_c = f(a_l)$ для профілю В-08 від кута атакиРис. 5. Залежність заданого кута атаки для профілю В-08 від параметра d_1 при $d_2 = 0,25$

Для дослідження аеродинамічних характеристик зігнутих ГМР-профілів була розглянута течія газу навколо профілів, утворених шляхом згинання середньої лінії профілю В-08 за різноманітними законами, в основі яких була покладена дуга або парабола. Були досліджені профілі, середні лінії яких зігнуті на 20° або 30° . Крім того, була розглянута течія газу навколо профілю, утвореного шляхом згинання середньої лінії профілю В-08 за S-подібною кривою на 30° . Найбільш придатним для газо-механічного регулювання можна вважати S-подібний профіль.

Для дослідження аеродинамічних характеристик решіток профілів були використані вільний параболічний профіль і такий же профіль у решітці, а також S-подібний профіль, утворені шляхом згинання середньої лінії профілю В-08. Профілі встановлювались у решітку з такими параметрами: густина решітки $\sigma = 0,79$, кут виносу (установки) профілю $\varepsilon = 37^\circ$. Параметри потоку були задані такими: швидкість потоку $c_1 = 100$ м/с, густина газу $\rho = 1,22$ кг/м³, кут наті-

кання потоку $\alpha_1 = 44^\circ$, таким чином величина кута атаки складала $a_l = 7^\circ$.

Моментні характеристики вільного параболічного профілю і такого ж профілю в решітці якісно відрізняються внаслідок того, що поле тиску навколо вільного профілю формується лише під впливом його аеродинамічної форми, а на поле тиску навколо профілю в решітці здійснюють додатковий вплив сусідні профілі. Для дифузорної решітки характерна наявність "горла" між спинкою одного профілю і коритом біля носика сусіднього профілю, оскільки саме ці частини сусідніх профілів у решітці найбільш наближені між собою, що показано на рис. 6.

При дозвукових швидкостях, що характерно для напрямних апаратів, у "горлі" потік має найменший тиск. Це викликає момент на зменшення кута атаки (рис. 6), якщо вісь обертання С розміщена між носиком і хвостиком профілю, що характерно для профілів з газо-механічним регулюванням. Після нескінченно малого повороту профілю на зменшення кута

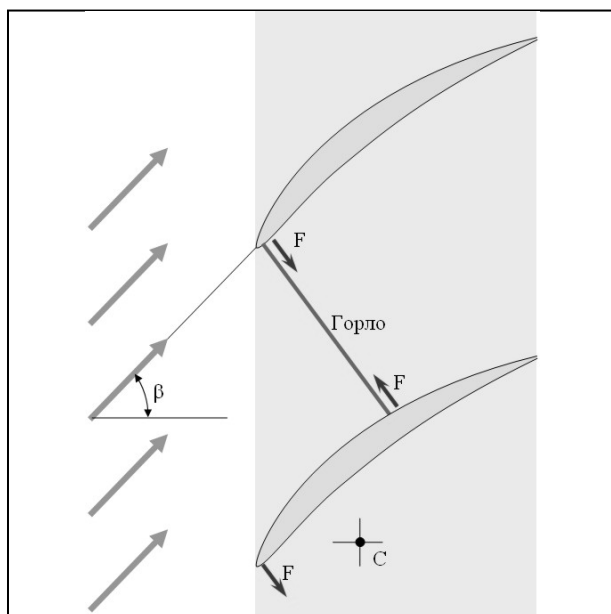


Рис. 6. Розміщення горла в решітці профілів

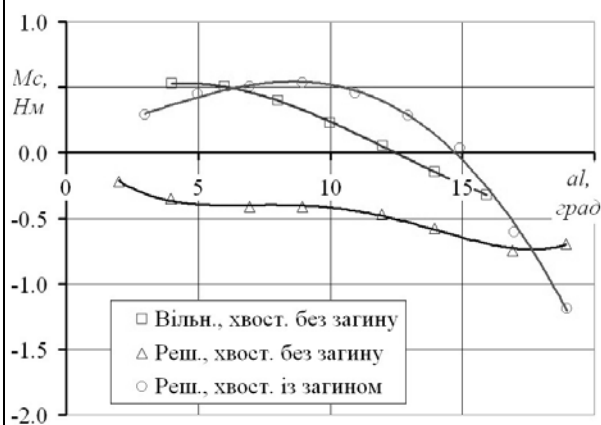


Рис. 7. Залежність моменту від кута атаки $M = f(\alpha)$ для різних профілів

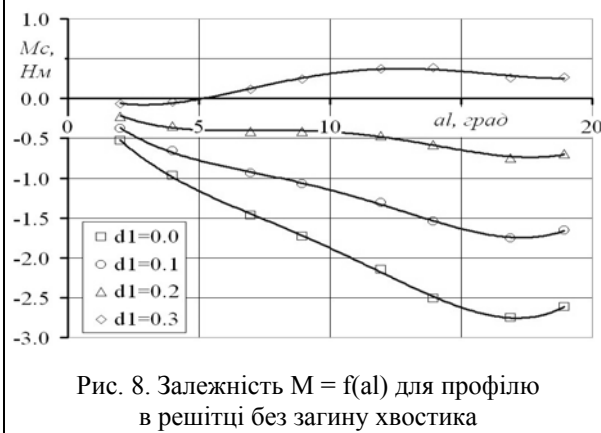


Рис. 8. Залежність $M = f(\alpha)$ для профілю в решітці без загину хвостика

атаки "горло" переміщується назад, відповідно і зона найменшого тиску переміщується в тому ж напрямі. При цьому зона торкання "горла" до носика майже не змінює свого положення, а зона торкання

"горла" до спинки переміщується назад значно інтенсивніше. Водночас розміри "горла" зменшуються, що викликає збільшення швидкості і зменшення тиску у ньому. Таким чином зона торкання "горла" до спинки профілю, тобто зона пониженого тиску, переміщується по спинці назад, до хвостика, при цьому тиск у ній зменшується. Обидва ці фактори викликають зростання моменту на зменшення кута атаки профілю в решітці при його повороті на зменшення кута атаки. У результаті такого перерозподілу тиску моментна характеристика профілю в решітці $M = f(\alpha)$, на відміну від вільного профілю, стає несприятливою для газо-механічного регулювання (рис. 7). При різних параметрах закріплення вона може бути або у від'ємній області, або з додатною похідною у діапазоні номінальних кутів атаки (рис. 8). Такий профіль не буде стійким у потоці і не дасть можливості здійснити його газо-механічне регулювання при будь-яких закріпленнях профілю на осі обертання.

Для компенсації цих несприятливих факторів необхідно внести у геометричну форму профілю такі зміни, які забезпечували б зростання моменту на збільшення кута атаки профілю при його повороті на зменшення кута атаки. Як таку зміну профілю можна розглядати загин його хвостика вгору, що надає профілю S-подібності. Дослідження показали, що при повороті профілю в решітці на зменшення кута атаки швидкість над його спинкою зростає. Для S-подібного профілю це спричинить зростання тиску на загин хвостика і, таким чином, буде викликати момент на збільшення кута атаки профілю при його повороті на зменшення кута атаки. У результаті такого перерозподілу тиску моментна характеристика профілю в решітці із загнутих хвостиком $M = f(\alpha)$ буде мати від'ємну похідну у діапазоні номінальних кутів атаки (рис. 7), що є сприятливим фактором для стійкості профілю під час газо-механічного регулювання кута атаки.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Дихановський В.М. Теоретичні основи газо-механічного методу регулювання осьового компресора ГТД // Удосконалення турбоустановок методами математичного і фізичного моделювання: Зб. наук. пр. Інституту проблем машинобудування НАН України. – 2003. – Т. 1. – С. 217 – 220.
2. Ершов С.В. Математическое моделирование пространственных турбулентных отрывных течений газа в многовенцовых турбомашинах // Дис. ... докт. техн. наук. – Х., 1995. – 449 с.

Надійшла 17.02.2005

Рецензент: д-р техн. наук СНС Г.В. Худов, Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба.