

После сборки и выдержки в течение нескольких суток проводились испытания прочности соединений путём выпрессовки вала с фиксацией усилия срыва и записью диаграмм.

Выводы

Испытания показали удовлетворительное совпадение усилий срыва, полученных расчётным путём и экспериментально. Незначительное расхождение наблюдалось для композиционных покрытий, включающих порошки мягких и пластичных металлов только в области повышенных натягов с приближением коэффициента жёсткости слоя к единице. Однако в связи с тем, что расчётные значения усилия сдвига в этом случае несколько ниже экспериментальных, то полученная зависимость применима для любого диапазона натягов, так как всегда обеспечивает некоторый запас прочности.

Список литературы: 1. *Кравцов М.К.* Промежуточные среды в соединениях с натягом / М.К. Кравцов, А.А. Святуха, В.В. Чернов. -Харьков: Изд-во Штрих. 2001.-200 с. 2. *Пономарёв С.Д., Бидерман В.А., Лихарёв К.К. и др.* Расчёты на прочность в машиностроении. М. Машгиз, 1958, т. 2,3.

Поступила в редколлегию 23.11.2011

УДК 629.735.083.02.06.(045)

І.О. ЛАСТІВКА, канд.техн.наук, зав.каф., НАУ, Київ

ГІСТЕРЕЗИС ВІДРИВНИХ ТЕЧІЙ

У роботі розглянуто явище гістерезису відривних течій при обтіканні циліндричного тіла, прямого ізольованого крила моделі літака, дифузорної решітки профілів і ступеня осевого компресора газотурбінного двигуна, проведено аналіз структури і характеристик відривних течій в залежності від швидкості потоку і кутів атаки та напряму зміни їх значень.

Ключові слова: гістерезис, відривна течія.

В работе рассмотрено явление гистерезиса отрывных течений при обтекании цилиндрического тела, прямого изолированного крыла модели самолета, дифузорной решетки профилей и ступени осевого компрессора газотурбинного двигателя, проведен анализ структуры и характеристик отрывных течений в зависимости от скорости потока и углов атаки и направления изменения их значений.

Ключевые слова: гистерезис, отрывное течение.

The work considers the phenomena of hysteresis of separated flows along the flow of a cylindrical body, aircraft model with an isolated straight wing, a diffuser lattice of profiles and the stage of axial compressor turbine engine. The structure and characteristics of separated flows, depending on the flow velocity and angle of attack and direction of their values are analyzed.

Keywords: hysteresis, separated flows

Вступ

Структура і характеристики відривних течій істотно залежать від значень їх кінематичних параметрів (швидкості, кутів атаки) і параметрів потоку (тиску, густини, температури), а також від напряму їхньої зміни в межах певного інтервалу значень. Це означає, що при одній і тій же сукупності параметрів можливі різні відповідні аеродинамічні характеристики. Однієї із причин цього

явища є аеродинамічний гістерезис, обумовлений переформуванням структури обтікання при зміні хоча б одного з таких параметрів, як швидкість незбуреного потоку, кут атаки, число Рейнольдса, а в умовах нестационарного потоку – частота й амплітуда коливань.

У даній роботі ставитися задача проаналізувати явище гістерезису відривних течій при обтіканні циліндричного тіла, ізольованого крила літака, дифузорної решітки профілів і ступеня осьового компресора газотурбінного двигуна з метою подальшого врахування впливу ефекту гістерезису при розрахунку характеристик компресора.

Ефект гістерезису

Розглянемо обтікання циліндричного тіла, поздовжня вісь якого розташовується по напрямку потоку. Як при дозвукових, так і при надзвукових швидкостях обтікання супроводжується утворенням зон відривних течій за лобовою частиною. Зі зміною числа Маха M_∞ структури обтікання трансформуються [1]. При малих дозвукових швидкостях поблизу кромки циліндра (точка твірної циліндра біля його основи, рис. 1) потік відривається з утворенням незамкненої на поверхні тіла зони відривної течії 1. Цьому режиму відповідає структура I і ділянка а-б на графіку функціональної залежності

$\bar{p}^* = \frac{p^*}{p_\infty^*} = f(M_\infty)$ у точці А (p_∞^* – повний тиск незбуреного потоку, p^* – повний тиск у зоні відриву потоку). При збільшенні числа M_∞ в області дозвукових швидкостей зона відривної течії 1 притискується до циліндричної поверхні, її поперечні розміри й тиск у ній зменшуються (структура II, ділянка б-в кривої тиску). Подальший ріст швидкості викликає зміни у зовнішній частині структури обтікання. Перед тілом і збоку зовнішньої межі зони відриву з'являються стрибки ущільнення 2 і 3, але незамкненість відривної течії 1 зберігається (структура III). Тиск за точкою А твірної вирівнюється (ділянка в-г).

Майже миттєва перебудова структури обтікання відбувається при деякому критичному числі $M = M_{кр1} \approx 1,14$ (ділянка г-д на кривій тиску), коли замість розвиненої відривної течії, що зникає з слідом, з'являється локальна зона відриву 4 у носовій частині циліндра. Це супроводжується утворенням поблизу обтічної поверхні системи стрибків ущільнення 3 і 5, обумовлених приєднанням локальної відривної течії й гальмуванням

зовнішнього потоку (структура надзвукової течії IV, ділянка д-е). Подальше збільшення швидкості в незбуреному потоці не змінює структури обтікання тіла.

Зі зменшенням числа M_∞ до значення $M_\infty=1$ тип структури обтікання зберігається, тому що відсутній збурюючий фактор, що призводить до

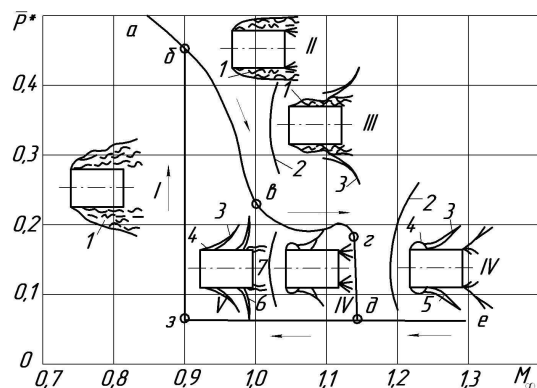


Рис. 1 Структура обтікання і тиск на циліндричній поверхні поблизу кромки при збільшенні й зменшенні числа M_∞

переформування структури потоку. Однак при $M_\infty < 1$ такий фактор з'являється. Відомо, що гальмування надзвукового потоку відбувається через стрибок ущільнення. Якщо швидкість обтікання стає нижчою за швидкість звуку, то місцева надзвукова течія переходить у дозвукову через прямий стрибок ущільнення б (структура V). Взаємодія цього стрибка ущільнення із примезовим шаром на поверхні тіла призводить до його відриву, початок якого зі зменшенням швидкості наближається до носової частини. У момент злиття циркуляційної зони 4 і зони відриву 7, викликаної стрибком б, структура течії перебудовується, тиск різко зростає (ділянка з-б на кривій залежності тиску від числа M_∞ в точці А) і відрив, що починається в точці А твірної, поширюється на всю поверхню циліндра. Переформування в такій структурі течії здійснюється при критичному числі Маха $M = M_{кр2} \approx 0,9$, меншому за число $M_{кр1}$.

Таким чином, при різному напрямі зміни значень чисел Маха – при збільшенні M_∞ від 0,9 до 1,14 і при зменшенні від 1,14 до 0,9 – мають місце неоднакові структури обтікання тіла, тому що перебудова структур течій при прямій і зворотній зміні чисел M_∞ походить від різного початкового стану системи й для виведення із цього стану потрібна додаткова енергія, що забирається з набігаючого потоку.

Неоднозначність структур течії проявляється також зі зміною кута атаки. Розглянемо це на прикладі обтікання прямого крила великого подовження моделі літака [2].

З ростом кута атаки літака області відривного обтікання на крилі змінюють свої геометричні характеристики, взаємодіють із течіями на інших частинах поверхні моделі літака. Ця взаємодія здійснюється із запізнюванням стосовно змін кінематичних параметрів і по-різному проявляється при зміні кутів атаки: при збільшенні кутів атаки (прямій хід) відбувається руйнування вихідних структур, а при їхньому зменшенні (зворотній хід) – відновлення вихідних структур. Це призводить до залежності аеродинамічних коефіцієнтів від напрямку зміни кута атаки, або, іншими словами, до гістерезисного характеру залежностей аеродинамічних сил і моментів від кута атаки. Перехідна область кутів атаки, у якій відбувається руйнування безвідривного обтікання й устанавлюється розвинена відривна течія, може характеризуватися наявністю декількох стійких відривних течій. При зміні структур течії спостерігається, наприклад, різке зменшення значень коефіцієнта підйімальної сили c_y . При зворотному відхиленні крила моделі літака можуть існувати кути атаки, при яких спостерігається майже стрибкоподібне збільшення аеродинамічних сил. Ці кути відрізняються від кутів атаки, при яких спостерігається різке зменшення величини c_y при прямому відхиленні крила. Таким чином, гістерезис в аеродинамічних характеристиках крила моделі літака може бути множинним і складатися з декількох підобластей, розділених між собою внутрішніми межами.

На рис. 2 наведені залежності коефіцієнтів підйімальної сили $c_y(\alpha)$ і моменту $m_z(\alpha)$ для моделі літака з прямокутним крилом з подовженням $\lambda=10$, з відносною товщиною профілю $\bar{C}=17\%$, число Рейнольдса $Re=0.33 \cdot 10^6$, отримані при зміні

кутів атаки в діапазоні $-3^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$. Очевидно, що поза відрізком кутів атаки $8,5^\circ \leq \alpha \leq 17^\circ$ залежності є однозначними, а усередині цього відрізка – двозначними. Верхня межа двозначної області утворюється при збільшенні кута атаки від $\alpha = -3^\circ$ до $\alpha = 20^\circ$, а нижня межа – при зменшенні кута атаки від $\alpha = 20^\circ$ до $\alpha = -3^\circ$.

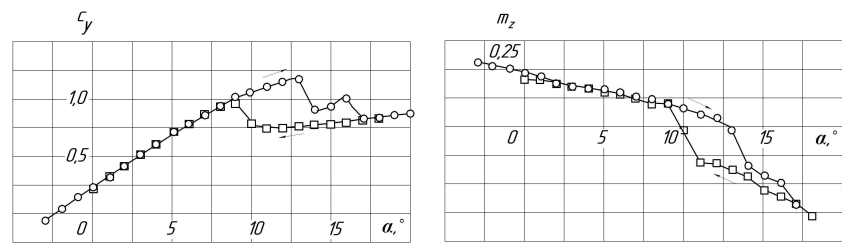


Рис.2. Залежності $c_y(\alpha)$ і $m_z(\alpha)$ моделі літака з прямим крилом при збільшенні й зменшенні кута атаки [2]

Розглянемо ефект гістерезису в характеристиках дифузornoї решітки профілів та ступені осьового компресора. В решітках аеродинамічних профілів, що обтікаються періодично нерівномірним потоком, при певних умовах можливі періодичні переходи решіток з докритичних на надкритичні кути атаки та навпаки. Ці переходи супроводжуються проявом ефекту гістерезису, що характеризується поверненням компресорної решітки від зривного режиму до беззривного, причому це повернення відбувається не по нормальній характеристиці (рис. 3, крива а), а по зривній (крива б) [3]. Внаслідок цього кут повороту потоку $\Delta\beta = f(i)$ (рис. 3) є функцією, яка набуває різних значень при прямому і зворотному ході на певному відрізку кутів атаки.

Дослідження відривних режимів роботи ступенів осьового компресора показали [3, 4], що для кожного значення частоти обертання ротора також мають місце дві різні характеристики – беззривна (крива а) і зривна (крива б) на рис. 4.

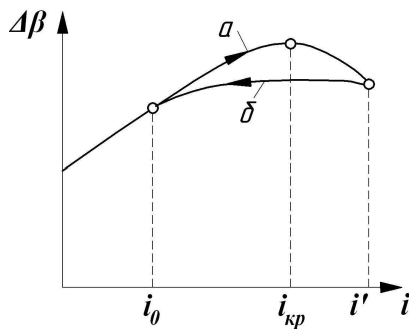


Рис.3 Гістерезис характеристик дифузornoї решітки

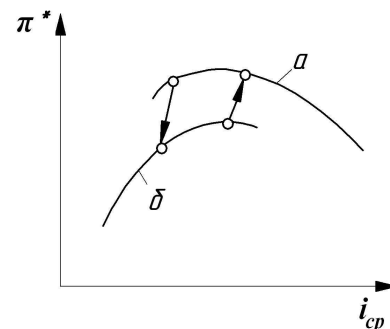


Рис.4 Гістерезис у характеристиці ступеня осьового компресора

Беззривна напірна лінія (а) характеризує обтікання лопаткових вінців на докритичних режимах при відсутності розвинених зривів потоку. Зривна характеристика (б) відповідає усталеному зривному обтіканню лопаткового вінця. Перехід зі зривної характеристики на беззривну відбувається при менших кутах атаки, ніж кути, при яких має місце початок розвиненого зриву потоку. Це явище, відоме як гістерезис у характеристиках ступеня компресорів, має у своїй основі певні особливості при обтіканні компресорних решіток на докритичних і надкритичних режимах.

Таким чином, нестационарне обтікання ізольованого крила, компресорних решіток, лопаткових вінців ступенів осьового компресора, коли змінюються кінематичні параметри потоку, супроводжується проявом гістерезисного ефекту,

який суттєво впливає на аеродинамічні характеристики ізольованих профілів та лопаткових вінців. В основі прояву гістерезису лежить вплив в'язкісних ефектів на течію у пристінному (примежовому) шарі на поверхні крила та лопаток у лопаткових вінцях компресора.

Висновок

Оскільки гістерезисний ефект має суттєвий вплив на аеродинамічні характеристики ізольованого профілю, течію у дифузорних каналах компресорних решіток та характеристики ступеня осьового компресора, достатньо актуальною є задача щодо визначення узагальнених параметрів, що пов'язують ефект гістерезису в цих елементах.

Список літератури: 1.Краснов Н.Ф. Аэродинамика отрывных течений [Текст] / Н.Ф. Краснов, В.Н. Кошовой, В.Т. Калугин – М.: Высшая школа, 1988. – 351 с. 2. Колин И.В. Гистерезис в аэродинамических характеристиках модели самолета с прямым крылом большого удлинения [Текст] / И.В. Колин, В.К. Святодух, Т.И. Трифонова, Д.В. Шуховцов // Журнал технической физики, 2006, том 76, вып.4. – С.136 – 139. 3. Терещенко Ю.М. Аэродинамика компрессорных решеток [Текст] / Ю.М. Терещенко – М.: Машиностроение, 1979. – 120с. 4. Терещенко Ю.М. Расширение диапазона бесрывного течения в компрессорах газотурбинных двигателей [Текст] / Ю.М. Терещенко, И.А. Ластивка, Л.Г. Волянская, И.Ф. Кинащук // Восточно–Европейский журнал передовых технологий // Научный журнал. – Харьков: Технологический центр, 2010.– № 4/7 (46). – С.12-15.

Поступила в редколлегию 23.11.2011

УДК621.74.04:621.746.3

Т.Л.ТРИНЕВА, канд.техн.наук, гл.конст., ЧАО “КТБ верификационного моделирования и подготовки производства”, Харьков

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАБАРИТНЫХ ИЗДЕЛИЙ С УЧЕТОМ ИХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ НА УСТАНОВКЕ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЕКАНИЯ «VANGUARD HS»

Надано загальний аналіз можливостей технологій швидкого прототи-пування в галузі виготовлення ливарного оснащення. Наведені приклади видів ливарного оснащення, а також особливості виготовлення, звідси і проектування виробів, у тому числі габаритних, на установках даних тех-нологій.

Ключові слова: модельне оснащення, технології швидкого прототи-пування, поліамідні матеріали, селективне лазерне спікання, стереолітографія.

Дан общий анализ возможностей технологий быстрого прототипирования в области изготовления литейной оснастки. Приведены примеры видов литейной оснастки, а также особенности изготовления, отсюда и проектирования изделий, в том числе габаритных, на установках данных технологий.

Ключевые слова: модельная оснастки, технологии быстрого прототипирования, полиамидные материалы, селективное лазерное спекание, стереолитография.

The global analysis of possibilities of technologies of rapid prototyping is given in area of making of the casting rigging. Examples of kind of the casting rigging, and also features of making, are made from here and planning wares, including overall, on the options of data of technologies.

Keywords: model rigging, technologies of rapid prototyping, polyamide materials, selective laser to bake, stereolithography.