

УДК 533.6.011.3:533.69

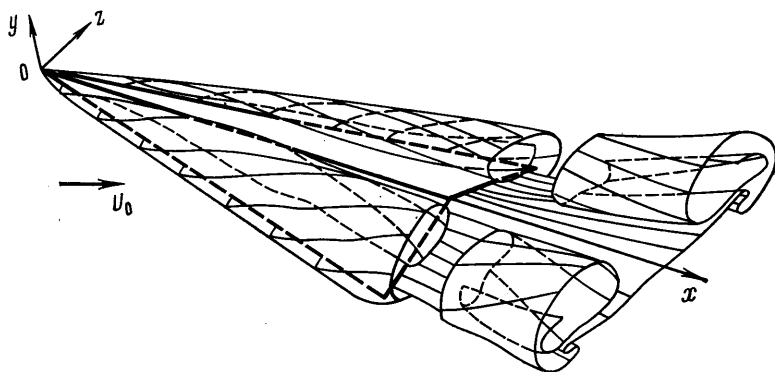
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОПЕРЕЧНОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ ТРЕУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ НА ИХ ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ ОТРЫВНОМ ОБТЕКАНИИ НА МАЛЫХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

АПАРИНОВ В. А., КАРАСК А. А., НИШТ М. И.

Излагаются результаты теоретических и экспериментальных исследований влияния поперечной стреловидности треугольных крыльев малого удлинения на их несущие свойства и устойчивость вихревой структуры потока при отрывном обтекании.

Теоретические исследования проводятся с использованием метода дискретных вихрей. Физический эксперимент включает весовые испытания, а также исследования по разрушению вихревых жгутов с помощью аэрометрического и теневого методов.

Приводятся результаты исследований, проводится сравнение расчетных и экспериментальных данных.



Фиг. 1

Особенностью обтекания тонких треугольных крыльев малого удлинения является наличие устойчивых вихревых жгутов, образующихся при отрыве потока на передних кромках [1]. Как известно, в определенном диапазоне углов атаки, зависящем от удлинения крыла, эти вихревые жгуты существенно повышают несущие свойства крыла. Однако при дальнейшем увеличении угла атаки устойчивые вихревые жгуты разрушаются над поверхностью крыла, что ухудшает его несущие свойства и может привести к неблагоприятному изменению моментных характеристик и созданию условий для появления тряски.

Экспериментально установлено и исследовано влияние удлинения треугольного крыла на диапазон углов атаки, в котором вихревые жгуты устойчивы [2]. Выявлено также влияние угла скольжения крыла на устойчивость вихревых жгутов [3]. Аналогичные результаты были получены и в теоретических исследованиях [4, 5], причем в монографии [5] приводятся также результаты исследования влияния на устойчивость вихревой структуры близости поверхности раздела.

1. Основные положения метода расчета. Теоретические исследования проводились путем расчетов на ЭВМ с помощью метода дискретных вихрей [5]. Задача решалась в следующей постановке. Пусть тонкое треугольное крыло с удлинением λ , имеющее угол поперечной стреловидности ψ , движется в идеальной несжимаемой жидкости под углом атаки α со скоростью V_0 . За характерный размер примем корневую хорду крыла b , а за характерную площадь — площадь S исходного крыла при $\psi=0^\circ$. Введем связанную с крылом систему координат x, y, z , как показано на фиг. 1 (фиг. 1 соответствует значениям $\psi=-20^\circ$, $\alpha=15^\circ$). При положительных значениях ψ концы крыла лежат выше плоскости xz , при отрицательных — ниже. Пусть на кромках крыла происходит срыв потока и возникает движение жидкости с образованием поверхностей тангенциального разрыва скорости.

Решается нелинейная стационарная задача с использованием общепринятых в теории крыла гипотез [5]. Везде вне крыла и его следа течение считается потенциальным. На бесконечном удалении от крыла и его следа жидкость покоится. При переходе через поверхности вихревого следа соблюдается условие непрерывности

давления и нормальной составляющей скорости. На кромках крыла выполняется гипотеза Чаплыгина – Жуковского о конечности скоростей.

Согласно методу дискретных вихрей, в расчетах крыло и его след заменяются вихревыми отрезками с постоянной по длине циркуляцией, которые моделируют присоединенный и свободный вихревые слои. Крыло заменяется сеткой, состоящей из поперечных и продольных присоединенных вихревых отрезков, а вихревая пелена – вихревыми шнурами, состоящими из ряда вихревых отрезков переменной длины, увеличивающейся от начала шнура к концу. Все вихревые шнуры заканчиваются полубесконечными вихревыми отрезками. Циркуляции всех вихрей выражаются через циркуляции присоединенных поперечных вихревых отрезков $\Gamma_{\mu k}$, где μ и k – номера поперечных и продольных вихревых линий.

Неизвестные циркуляции $\Gamma_{\mu k}$ определяются из условия непротекания крыла, в соответствии с которым нормальная к поверхности крыла составляющая относительной скорости потока обращается в нуль везде на поверхности крыла. Это граничное условие выполняется в ряде контрольных точек, расположенных на крыле посередине между соседними поперечными и продольными вихревыми отрезками на поперечных и продольных линиях v и p . После выражения возмущенных скоростей через неизвестные циркуляции $\Gamma_{\mu k}$ получим систему линейных алгебраических уравнений для определения этих циркуляций

$$\sum_{\mu=1}^n \sum_{k=1}^{\mu} a_{\mu k v p} \Gamma_{\mu k} = -\sin \alpha \cos \psi \quad (v=1, 2, \dots, n; p=1, 2, \dots, n)$$

Здесь n – число участков, на которые разбивается корневая хорда крыла, $a_{\mu k v p}$ – коэффициенты, представляющие собой нормальные к поверхности крыла составляющие безразмерных скоростей, вычисленных в контрольных точках.

Коэффициенты $a_{\mu k v p}$ вычисляются с учетом влияния формы вихревой пелены, а вихревая структура в свою очередь определяется при известных циркуляциях присоединенных вихрей. Практически решение находится численным методом путем последовательных приближений. При окончательно сформированной вихревой пелене с помощью теоремы Жуковского «в малом» вычисляется аэродинамическая нагрузка, действующая на крыло. В процессе расчетов для каждого крыла (с конкретными λ и ψ) определяется также предельное значение угла атаки α^* , при котором аэродинамическая нагрузка на крыле в результате разрушения вихревого жгута перестает быть стационарной [4, 5].

Теоретически исследовались треугольные крылья с удлинениями $\lambda=1$ и 1,5 при $\psi=-20, -15, 0, +20^\circ$ в диапазоне углов атаки $0 < \alpha < \alpha^*$ с шагом $\Delta\alpha=5^\circ$.

2. Описание физических экспериментов. Физический эксперимент включал весовые испытания, а также исследования по разрушению вихревых жгутов с помощью аэрометрического и теневого методов [3, 5].

Весовой эксперимент проводился в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей с закрытой рабочей частью восьмигранного сечения (диаметр вписанной окружности равен 2,25 м). Начальная турбулентность потока в трубе $\epsilon_0=0,9\%$. Эксперимент проводился при числе Рейнольдса, равном $Re \approx 1 \cdot 10^6$.

Исследования выполнялись на трех моделях треугольных крыльев с удлинениями $\lambda=0,75; 1$ и 1,5. Модели были изготовлены из металла, имели хорды $b=4100, 800$ и 696 мм и относительные толщины $s=1; 1$ и 1,5% соответственно. Все кромки указанных крыльев острые, заострение выполнялось снятием односторонней фаски с верхней поверхности моделей. Ширина фасок равна утроенной толщине крыла. Модели позволяли изменять величину поперечной стреловидности крыла.

В этой же аэродинамической трубе методом минимального давления определялись значения углов атаки α_1^* , при которых разрушение вихревых жгутов происходило в плоскости задней кромки крыла.

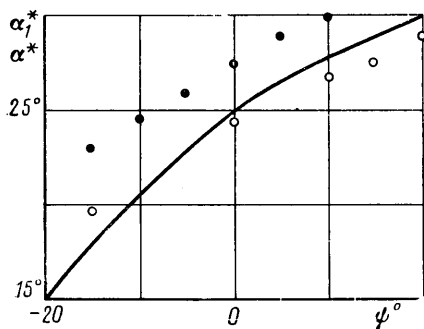
С помощью шарикового насадка диаметром 3 мм измерялось минимальное давление в ядре вихря. Для заданного значения ψ в плоскости задней кромки крыла находилась зависимость коэффициента минимального давления в ядре вихря от угла атаки α . Значение угла атаки, при котором начиналось восстановление давления в ядре вихря, принималось равным α_1^* .

Эксперимент по визуализации вихревых жгутов и выявлению их разрушения теневым методом осуществлялся в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью круглого сечения с диаметром 1,2 м. Начальная турбулентность потока равна $\epsilon_0=1,7\%$, число Рейнольдса составляло $Re \approx 1 \cdot 10^6$.

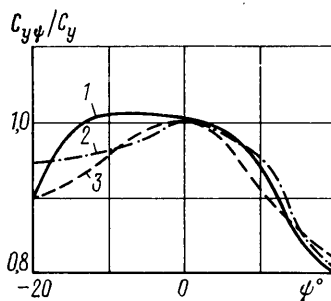
С помощью указанного метода исследовались крылья с удлинениями $\lambda=1,0$ и 1,5. Модели были геометрически подобными аналогичным моделям, описанным выше, и имели хорды $b=300$ и 200 мм соответственно.

Экспериментальные исследования проводились для значений $-20^\circ \leq \psi \leq 20^\circ$ в диапазоне углов атаки $0 < \alpha < 45^\circ$.

3. Результаты исследований. На фиг. 1 в качестве примера приведена рассчитанная на ЭВМ структура вихревой пелены треугольного крыла с $\lambda=1$ и $\psi=-20^\circ$ при $\alpha=15^\circ$. При построении свободных вихревых шнуров системы отрезков заменены плавными кривыми. Данный угол атаки меньше предельного значения для приведенного случая, петлеобразные формы пелены, предшествующие ее разрушению, наблюдаются лишь на некотором удалении за крылом.



Фиг. 2



Фиг. 3

Результаты исследований устойчивости вихревых жгутов, образующихся при отрыве потока с передних кромок, приведены на фиг. 2 на примере крыла $\lambda=1,5$. Здесь зависимости $\alpha_1^*(\psi)$, полученные в эксперименте теневым методом (темные точки) и методом минимального давления (светлые точки), сравниваются с расчетной зависимостью $\alpha^*(\psi)$ (сплошная линия). Видно, что метод минимального давления дает по сравнению с теневым методом занижение результатов на $3-4^\circ$. Это объясняется тем, что присутствие шарикового насадка с державкой приводит к повышению давления в ядре вихря, а следовательно, и к более раннему его разрушению, что отмечается и в работе [6]. Из графиков, приведенных на фиг. 2, видно, что в рассмотренном случае зависимость $\alpha_1^*(\psi)$, полученная экспериментально, и $\alpha^*(\psi)$, полученная теоретически, практически совпадают.

Результаты весовых испытаний при $\alpha=20^\circ$ представлены на фиг. 3. Здесь приведены зависимости коэффициента подъемной силы крыла с поперечной стреловидностью, отнесенного к коэффициенту подъемной силы того же крыла при $\psi=0$ ($c_{y\psi}/c_y$), от угла поперечной стреловидности ψ . Кривая 1 относится к крылу с $\lambda=1$, кривая 2 — с $\lambda=0,75$ и кривая 3 — с $\lambda=1,5$. Аналогичный характер имеют кривые $c_{y\psi}/c_y(\psi)$, полученные в расчетах.

На основании проведенных исследований можно сделать вывод о том, что наличие у треугольного крыла малого удлинения положительной поперечной стреловидности приводит к разрушению вихревых жгутов, образующихся на передних кромках на больших углах атаки по сравнению с исходным плоским крылом. Напротив, наличие отрицательной поперечной стреловидности приводит к разрушению вихревых жгутов на сравнительно меньших углах атаки. Эта закономерность сильнее выражена у крыла с $\lambda=1,5$ и в меньшей степени у крыльев с $\lambda=1,0$ и $0,75$.

Кроме того, наличие у треугольных крыльев как положительной, так и отрицательной поперечной стреловидности в большинстве случаев приводит к заметному падению их несущих свойств по сравнению с плоским крылом. При этом у крыльев с положительной поперечной стреловидностью это проявляется в большей степени.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чжен П. Отрывные течения. Т. 1, 2. М.: Мир, 1972—1973.
2. Wentz W. H., Kohlman D. L. Vortex breakdown on slender sharp-edged wings.— AIAA Pap., 1969, № 778, 15 p.
3. Караск А. А., Ништ М. И. Вихревые структуры тонких крыльев при отрывном обтекании.— Докл. АН СССР, 1979, т. 246, № 6, с. 1317—1326.
4. Апаринов В. А., Белоцерковский С. М., Ништ М. И., Соколова О. Н. О математическом моделировании в идеальной жидкости отрывного обтекания крыла и разрушения вихревой пелены.— Докл. АН СССР, 1976, т. 227, № 4, с. 820—823.
5. Белоцерковский С. М., Ништ М. И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 351 с.
6. Hummel D. Untersuchungen über das Aufplatzen der Wirbel an schlanken Deltaflügeln.— Z. Flugwiss., 1965, B. 13, № 5, S. 158—168.

Москва

Поступила в редакцию
5.1.1981