

УДК 532.517.3 : 533.6.011.5

© 1996 г. В.И. ЛЫСЕНКО

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ СЛЕДЕ ЗА ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНОЙ

При числе Маха $M_\infty = 2$ экспериментальным путем исследовано развитие возмущений в следе за плоскими пластинами (с симметричными клинообразными носом и кормой) разной толщины и с разной длиной кормовой части.

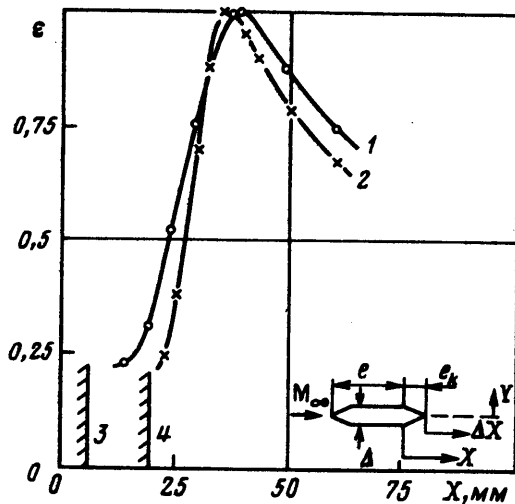
Течение в следе за телом в значительной мере определяет аэродинамику летательного аппарата. Например, донное сопротивление тел вращения может составить до 50% их полного сопротивления [1, 2]. При этом сопротивление обтекаемого тела может существенно различаться при ламинарном и турбулентном режимах обтекания, а величина донного сопротивления может различаться более чем в 2 раза [2]. Однако при сверхзвуковых скоростях потока экспериментальных исследований по устойчивости следа проведено мало, а на территории бывшего СССР такие эксперименты не выполнялись (за исключением [3]).

1. Данные эксперименты проведены в аэродинамической трубе Т-325 [4] ИТПМ СО РАН при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$, единичном числе Рейнольдса $Re_{l_\infty} = 5,7 \cdot 10^6 m^{-1}$, температуре торможения потока около 290 К.

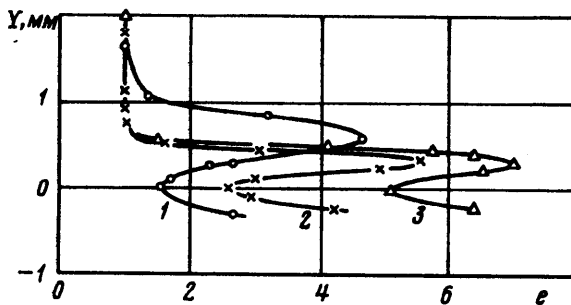
Для измерения характеристик гидродинамической устойчивости и перехода использовались термоанемометр постоянного сопротивления К-109 с датчиком с вольфрамовой нитью диаметром 6 мкм и длиной 1,2 мм, усилитель селективный У2-8, вольтметр В7-27А/1 и гетеродинный анализатор спектра (тип 2010) с самописцем уровня (тип 2307) фирмы "Brüel and Kjaer".

Рабочими моделями служили теплоизолированные стальные симметричные плоские пластины длиной (от носика до начала кормовой части) $l = 61$ мм, толщиной 10 и 3 мм и шириной 200 мм, имеющие носик в виде клина с полууглом скоса 14° и притуплением передней кромки 0,1 мм. Корма пластин имела вид обратного клина, причем если для тонкой модели (толщиной 3 мм) полуугол ее скоса был 14° (т.е. такой же, как и у носика), то для сменяемой кормовой части более толстой пластины (толщиной 10 мм) полуугол скоса был разный – 7, 14 и 90° (в последнем случае задняя поверхность модели плоская, пластина скошена под прямым углом). При этом длина кормовой части $l_k = 40, 20, 0$ мм (см. схему на фиг. 1) и соответственно отношение длины кормы к толщине пластины $l_k/\Delta = 4, 2$ и 0. Обе пластины жестко крепились к боковым стенкам рабочей части трубы и устанавливались под нулевым углом атаки.

2. Положение перехода в следе достаточно четко определяется по положению максимума в зависимости среднеквадратичных пульсаций напряжения $\langle e \rangle$ на нити датчика термоанемометра от продольной координаты (см., например, [5]) аналогично положению перехода в пограничном слое. На фиг. 1 представлены зависимости $\epsilon = \langle e \rangle / \max \langle e \rangle$ от продольной координаты X (отсчитываемой от начала кормовой части), полученные в данных экспериментах в плоскости симметрии следа, для двух пластин толщины 3 и 10 мм при $l_k/\Delta = 2$. Кривые 1, 2 соответствуют $\Delta = 3, 10$ мм

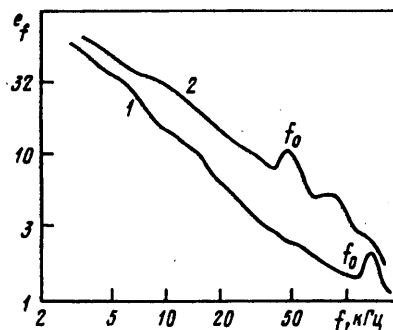


Фиг. 1. Зависимости среднеквадратичных пульсаций напряжения на нити датчика термоанемометра от продольной координаты для пластин разной толщины: $l_k/\Delta = 2$, 1, 2 - $\Delta = 3; 10$ мм



Фиг. 2

Безразмерные профили пульсаций напряжения для пластин разной толщины: $X = 24$ мм, 1, 2 - $\Delta = 10; 3$ мм, $\Delta X = 4; 18$ мм



Фиг. 3

Спектры энергии пульсаций для пластин разной толщины: $\Delta X = 7$ мм, 1, 2 - $\Delta = 3; 10$ мм, $X = 13; 27$ мм

($l_k = 6, 20$ мм). Вертикальные линии 3 и 4 отвечают положению задних кромок моделей толщиной 3 и 10 мм соответственно.

Фигура 1 показывает, что при росте толщины пластины степени нарастания возмущений в следе увеличиваются, что приводит к более раннему переходу. И если при использовании на фигуре продольной координаты X это изменение в положении перехода незначительно, то при употреблении продольной координаты $\Delta X = X - l_k$ (отсчитываемой от задней кромки модели) дестабилизирующее влияние роста толщины пластины становится заметнее.

На фиг. 2 представлены безразмерные профили пульсаций напряжения $e = \langle e \rangle / \langle e \rangle_\infty$ по нормальной координате Y , отсчитываемой от плоскости симметрии следа, для обеих пластин при $X = 24$ мм (кривые 1, 2 отвечают $\Delta = 10, 3$ мм и $\Delta X = 4, 18$ мм). Они соответствуют начальному участку развития возмущений, когда пульсации в следе за более толстой пластиной еще не "догнали" аналогичные возмущения за тонкой мо-

делью. На фиг. 2 также приведен профиль пульсаций для $\Delta = 3$ мм и $X = 36$ мм (кривая 3).

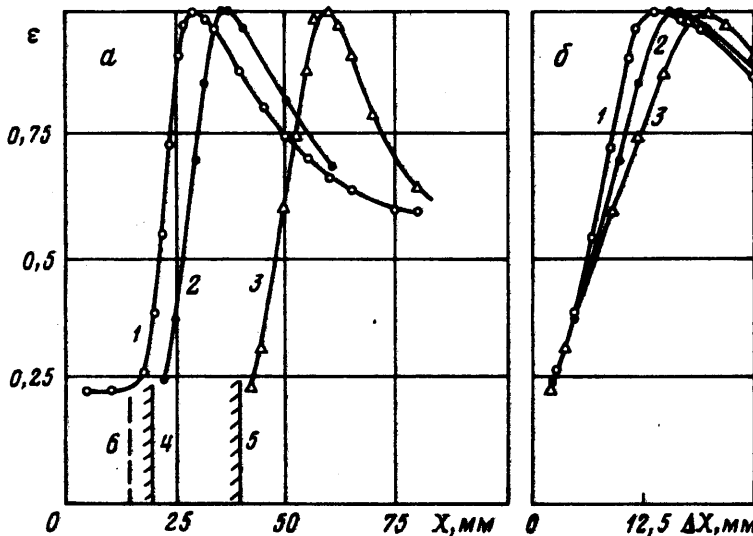
На фиг. 3 представлены спектры энергии пульсаций на нити датчика термоанемометра (распределения амплитуды возмущений e_f от частоты f) в обоих следах при $\Delta X = 7$ мм (кривые 1, 2 соответствуют $\Delta = 3, 10$ мм и $X = 13, 27$ мм), т.е. при равном удалении от задних кромок моделей. Измерения проведены в слое с максимальными по Y значениями (e) (этот слой близок к критическому). Возмущения за более толстой пластиной развиваются интенсивнее, чем за тонкой. Кроме этого, в обоих спектральных распределениях пульсаций в следе имеется характерный пик (на частотах 48 и 133 кГц соответственно для пластин толщиной 10 и 3 мм).

Число Струхала, рассчитанное по частоте такого максимума f_0 , толщине следа в области горла b_0 (определенной по профилю скорости) и скорости невозмущенного течения, $S = f_0 b_0 / u_\infty = 0,3$. Такое же появление максимума в спектре пульсаций наблюдалось и в [6] при изучении следа за тонкой пластиной при $M_\infty = 6$. Более того, в [6] также получено $S = 0,3$ и показано, что это значение числа Струхала является универсальным как при дозвуковых, так и при гиперзвуковых скоростях обтекания пластины.

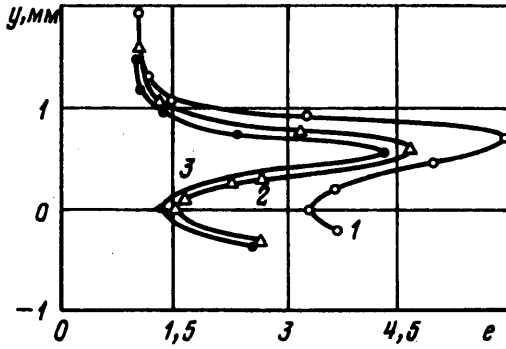
Сделанный на основании фиг. 1 и 3 вывод о росте степеней нарастания возмущений в следе при увеличении толщины пластины соответствует результатам исследования [7] в следах за цилиндрами при $M_\infty = 6$. При изучении следов за клиньями при $M_\infty = 4,5$ [8] увеличение толщины модели приводило к более раннему переходу, как и в настоящей работе.

3. Была проведена серия экспериментов с целью исследования влияния на устойчивость и переход в следе длины кормовой части (в виде обратного клина) пластины. Использовалась модель толщиной 10 мм со сменяемой кормовой частью. Длина кормы l_k имела три значения: 40, 20 и 0 мм (соответственно $l_k/\Delta = 4, 2$ и 0).

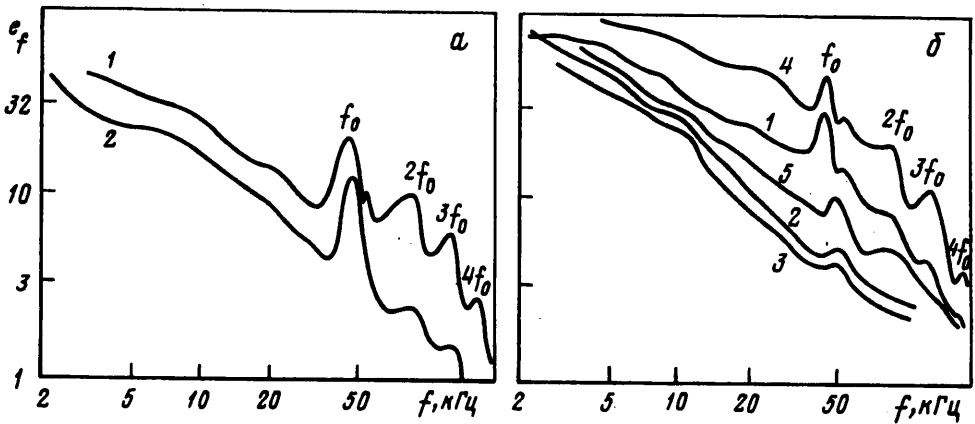
На фиг. 4 представлены зависимости безразмерных среднеквадратичных пульсаций напряжения в плоскости симметрии следа $\epsilon = \langle e \rangle / \max \langle e \rangle$ от продольной координаты X . Кривые 1–3 соответствуют $l_k/\Delta = 0, 2, 4$ (в первом случае задняя поверхность пластины плоская и за моделью есть большая рециркуляционная зона). Вертикальные линии 4 и 5 отвечают положению задних кромок моделей с $l_k = 20$ и 40 мм соответственно.



Фиг. 4. Зависимости среднеквадратичных пульсаций напряжения от продольной координаты для пластин с разной длиной кормовой части: $\Delta = 10$ мм, 1 – $l_k/\Delta = 0$; 2 – 2; 3 – 4



Фиг. 5. Безразмерные профили пульсаций для пластин с разной длиной кормовой части: $\Delta = 10$ мм, $l - l_k/\Delta = 0$, $X = 24$ мм, $\Delta X = 24$ мм; 2 - 2, 24 мм, 4 мм; 3 - 4, 44 мм, 4 мм



Фиг. 6. Спектры энергии пульсаций для пластин с разной длиной кормовой части: $\Delta = 10$ мм, 1а, 2а и 1б - 5б - $l_k/\Delta = 0$; 2; 0; 2; 4; 0; 2, $X = 27$; 27; 24; 44; 27; 27 мм, $\Delta X = 27$; 7; 24; 4; 4; 27; 7 мм

Кривая $\varepsilon = f(X)$ для $l_k = 0$ (при большой рециркуляционной зоне длиной порядка 15 мм) примерно соответствует аналогичной кривой для модели с кормой в виде обратного клина и $l_k \approx 15$ мм (штриховая вертикальная линия б на графике отвечает $l_k = 15$ мм). Чтобы сравнить зависимости 1-3, на фиг. 4, б они нанесены в координатах ε и ΔX (для кривой 1 принималось $\Delta X = X - 15$ мм).

С ростом длины кормовой части отодвигается назад (растет координата X) и положение места перехода в следе. В основном это связано с тем, что отодвигается горло следа и соответственно увеличивается координата начала интенсивного нарастания возмущений. А сравнение интенсивности роста пульсаций в зависимости от координаты ΔX для всех трех случаев показывает, что также немного повышается устойчивость следа (степени нарастания возмущений несколько уменьшаются). С ростом длины кормовой части пластины "градиентность" течения в следе за моделью уменьшается и это течение (над кормовой частью модели и собственно в следе) потихоньку приближается к течению над плоской пластиной. Переход в пограничном слое на длинной плоской пластине при данных параметрах набегающего потока начинается при значении продольной координаты, отсчитываемой от передней кромки, не менее 160 мм.

На фиг. 5 представлены безразмерные профили пульсаций для трех случаев:

$1 - l_k = 0$, $X = 24$ мм, $2 - l_k/\Delta = 2$, $X = 24$ мм, $\Delta X = 4$ мм, $3 - l_k/\Delta = 4$, $X = 44$ мм, $\Delta X = 4$ мм, т.е. можно попарно сравнить кривые 1 и 2 ($X = 24$ мм), 2 и 3 ($\Delta X = 4$ мм). Сравнение кривых 2 и 3 показывает некоторое запаздывание в развитии возмущений в следе при увеличении длины кормовой части.

На фиг. 6 приведены спектры энергии пульсаций в плоскости симметрии следа ($Y = 0$, фиг. 6, а) и в близком к критическому слое с максимальными по Y значениями $\langle e \rangle$ (фиг. 6, б). На фиг. 6, а кривые 1–2 (при $X = 27$ мм) соответствуют $l_k/\Delta = 0, 2$ (для 2 $\Delta X = 7$ мм), на фиг. 6, б 1–5 отвечают $l_k/\Delta = 0, 2, 4, 0, 2$, $X = 24, 24, 44, 27, 27$ мм, $\Delta X = 24, 4, 4, 27, 7$ мм. Сравнение кривых 2 и 3 ($\Delta X = 4$ мм) на фиг. 6, б показывает нарастание возмущений в следе при уменьшении длины кормы.

На фиг. 6 четко прослеживается рост в нелинейной фазе развития пульсаций в среде возмущений с кратными основному тону (f_0) частотами $2f_0, 3f_0, 4f_0$, т.е. наблюдается рост гармоник.

Заключение. Получено, что при росте толщины модели степени нарастания возмущений в следе увеличиваются, что приводит к более раннему переходу ламинарного следа в турбулентный. С ростом длины кормовой части пластины отодвигается назад и положение перехода в следе, при этом несколько повышается (хотя и весьма незначительно) устойчивость следа. В спектральном распределении пульсаций в ламинарной части следа выявлен характерный максимум (основной тон), причем значение числа Струхала (рассчитанного по частоте такого максимума) равно 0,3 для пластин разной толщины, т.е. является универсальным. В нелинейной фазе развития возмущений в следе обнаружен рост гармоник.

Автор выражает благодарность А.Д. Косинову за помощь в подготовке к проведению экспериментов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ковеня В.М., Лебедев А.С. Численное моделирование вязкого отрывного течения в ближнем следе // ПМТФ. 1989. № 5. С. 53–59.
2. Михалев А.Н. О влиянии числа Рейнольдса на параметры ближнего следа сверхзвуковых конусов // Физико-газодинамические баллистические исследования. Л.: Наука, 1980. С. 88–98.
3. Лысенко В.И., Семенов Н.В. Устойчивость следа за плоской пластиной при сверхзвуковой скорости ее обтекания // ПМТФ. 1995. № 6. С. 55–59.
4. Багаев Г.И., Лебига В.А., Приданов В.Г., Черных В.В. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1972. С. 11–13.
5. Demetriades A., Brower T. Experiments on the free shear layer between two supersonic streams // AIAA Paper. 1990. № 710. 7 p.
6. Беренс, Коу. Экспериментальное исследование устойчивости следа за двумерными тонкими телами при гиперзвуковых скоростях // Ракетная техника и космонавтика. 1971. Т. 9. № 5. С. 102–111.
7. Беренс. Исследование дальней части следа за цилиндрами при гиперзвуковых скоростях. Ч. II. Устойчивость // Ракетная техника и космонавтика. 1968. Т. 6. № 2. С. 41–50.
8. Беренс, Льюис, Уэбб. Развитие турбулентности в сверхзвуковых следах за клином // Ракетная техника и космонавтика. 1971. Т. 9. № 10. С. 230–232.

Новосибирск

Поступила в редакцию
24.IV.1995