

УДК 533.6.011.5

© 1992 г. В. Н. ГОЛУБКИН, В. И. МИХАЙЛОВ

ИНТЕРФЕРЕНЦИЯ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ НА КРЫЛЕ С ПЕРЕГОРОДКОЙ ПРИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Согласно точному решению задачи о сверхзвуковом обтекании треугольного крыла с боковой перегородкой, в результате отражения головного скачка уплотнения от перегородки образуется область повышенного давления [1]. Это обеспечивает возрастание подъемной силы крыла на величину, соизмеримую с силой, действующей на его периферийную часть между перегородкой и передней кромкой. Ответить на вопрос о том, насколько полно этот эффект реализуется в действительности и в какую сторону изменяются при этом сопротивление и аэродинамическое качество, весьма сложно ввиду совместного влияния целой совокупности различных факторов, не учитываемых теорией [1]: вязкость и отрывы из-под скачков, собственное сопротивление перегородок, уменьшение поперечных размеров и т. д. Поэтому в данной работе выполнено экспериментальное исследование указанного явления в некотором диапазоне параметров вокруг параметров точного решения [1]. Обнаружены зоны повышенного давления на крыле, создаваемые отраженными скачками в результате их полезной интерференции, и изучено их влияние на аэродинамические характеристики.

1. Рассмотрим сверхзвуковое невязкое обтекание крыла в виде треугольной пирамиды, считая, что его боковая грань с полууглом при вершине φ параллельна набегающему потоку (т. е. отсчитываемый от нее угол атаки $\alpha = 0$), угол скольжения $\beta = 0$ и головной скачок уплотнения присоединен к передней кромке. Обозначим через δ, θ соответственно углы наклона боковой грани крыла AKL и косоугольного скачка ABC на кромке в перпендикулярной ей плоскости (фиг. 1). Пусть на консоли установлена перегородка (бесконечно тонкая треугольная пластина) BDF , параллельная набегающему потоку и составляющая угол ψ с вертикалью (фиг. 1). В работе [1] получены соотношения между указанными параметрами, а также числом Маха $M_\infty > 1$ набегающего потока, при соблюдении которых реализуется простая картина течения, когда на перегородку падает плоский головной скачок ABC и отраженный от нее также плоский скачок BCE перпендикулярен боковой грани крыла. Тогда вторичного отражения не происходит и задача может быть решена с помощью простых соотношений на косых скачках уплотнения. В характерном случае симметричного отражения, когда углы падения и отражения одинаковы и для скачков конечной интенсивности равны вполне определенному значению (κ — показатель адиабаты)

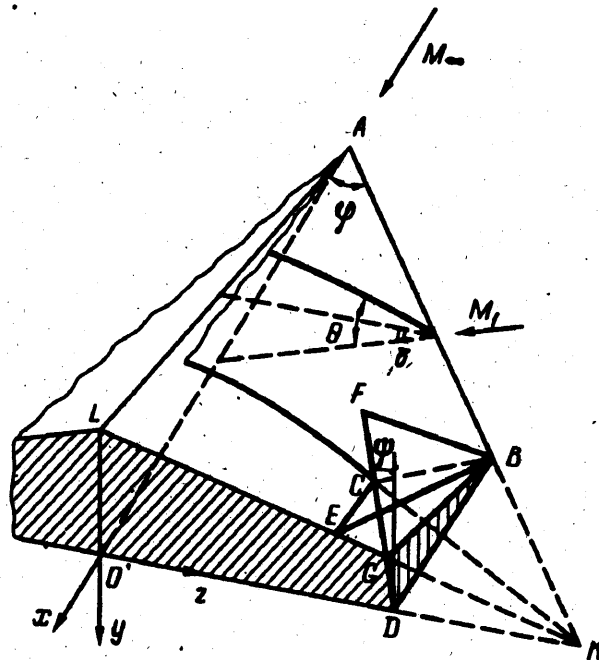
$$\omega_1 = \omega_2 = \arccos(1/2)\sqrt{\kappa + 1}$$

полученные в [1] уравнения разрешимы в явном виде, если задать число Маха по нормали к кромке $M_1 = M_\infty \sin \varphi$ и угол θ . Тогда остальные параметры, обеспечивающие простую схему течения, суть

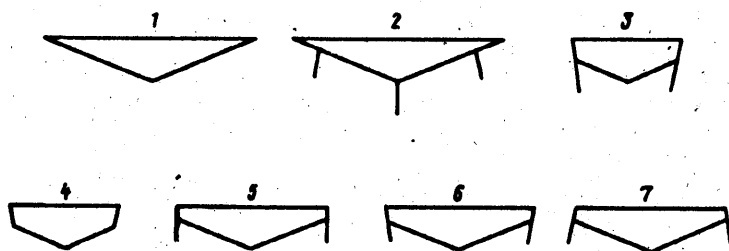
$$\operatorname{ctg} \theta \operatorname{tg} \delta = \frac{\kappa + 1}{2} \frac{M_1^2}{M_1^2 \sin^2 \theta - 1} - 1 \quad (1.1)$$

$$\sin \psi = \frac{2 \sin \theta \cos(\theta - \delta) - (\kappa + 1) \sin \delta}{2\sqrt{\kappa + 1} \sin(\theta - \delta)}$$

$$\cos \varphi = \frac{\sqrt{\kappa + 1}}{2 \sin \theta \cos \psi} - \operatorname{ctg} \theta \operatorname{tg} \psi, \quad M_\infty = \frac{M_1}{\sin \varphi}$$



Фиг. 1



Фиг. 2

На участок поверхности крыла между перегородкой и линией падения отраженного скачка BEG (фиг. 1) действует повышенное давление отражения. Согласно [1], в ньютоновском пределе $\kappa \rightarrow 1$, $M_\infty \rightarrow \infty$ эта область стягивается в линию BG пересечения перегородки с крылом, причем здесь действует сосредоточенная сила, равная подъемной силе периферийной части крыла. Ниже приведены результаты экспериментального изучения картины взаимодействия скачков и сравнительный анализ измеренных суммарных аэродинамических сил в потоке воздуха ($\kappa = 1,4$). При фиксированной геометрии крыльев определяющие параметры варьировались вокруг (1.1) за счет изменения углов атаки и скольжения, а также скорости набегающего потока.

2. Для экспериментальных исследований в соответствии с (1.1) выбраны следующие базовые значения параметров, определяющих режим работы гиперзвуковой аэродинамической трубы и геометрию исходного пирамидального крыла: $M_\infty = 8$, $\varphi = 27,5^\circ$, $\theta \approx 45,5^\circ$, $\delta = 29,2^\circ$, и угол наклона перегородки $\psi = 13,1^\circ$, который считается положительным, если она отклонена от вертикали «внутри» к боковой грани крыла (фиг. 1). Как показали предварительные оценки, присоединенный к передней кромке скачок уп-

лотнения в данном случае является плоским на расстоянии, несколько превышающем $1/4$ местного полуразмаха от нее.

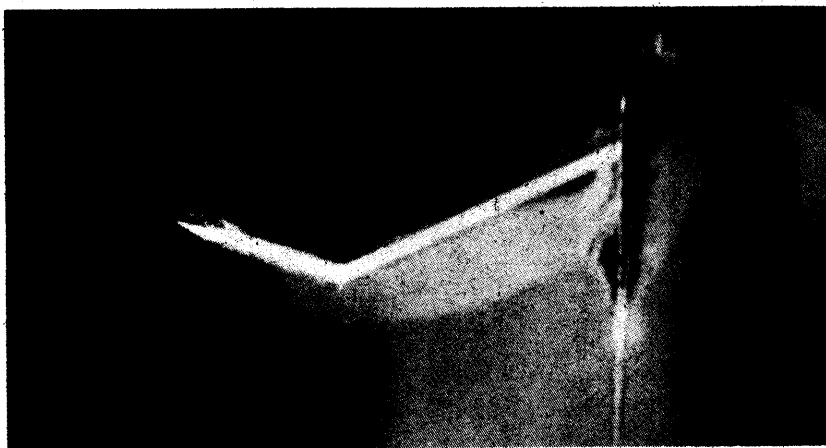
Наряду с исходным пирамидальным крылом (модель 1) исследовались крылья, получаемые из него следующим образом: установкой центрального кия и перегородок ($\psi = -13,1^\circ$) на боковых гранях на расстоянии $1/4$ полуразмаха (2); отсечением $1/2$ полуразмаха с установкой перегородок ($\psi = 13,1^\circ$) (3) и без них (4); отсечением $1/4$ полуразмаха и установкой перегородок с $\psi = 0^\circ, \pm 13,1^\circ$ (5—7) (см. фиг. 2). Отсечение проводилось вдоль плоскости, параллельной набегающему потоку, киль и перегородки представляли собой треугольные пластины толщиной 0,5 мм с заостренной кромкой. Параметры модели 6 при $\alpha = \beta = 0$ соответствовали условиям (1.1) реализации точного решения; остальные имели некоторые отличия, связанные с нерасчетным углом наклона перегородок (2, 5, 7) или углом падения скачка на перегородку вследствие (довольно слабого) искривления его центральной части (3). Исследовалось также обтекание моделей 3, 4 при $M_\infty = 10$ и толщиной перегородок 1 мм.

Угол атаки изменялся в пределах $-10^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$. Все это позволило исследовать интерференцию в зоне сопряжения перегородки с крылом и ее аэродинамический эффект в довольно широком диапазоне параметров. Число Рейнольдса, вычисленное по параметрам потока в рабочей части и длине модели $L = 120$ мм, составляло $(1-2) \cdot 10^6$.

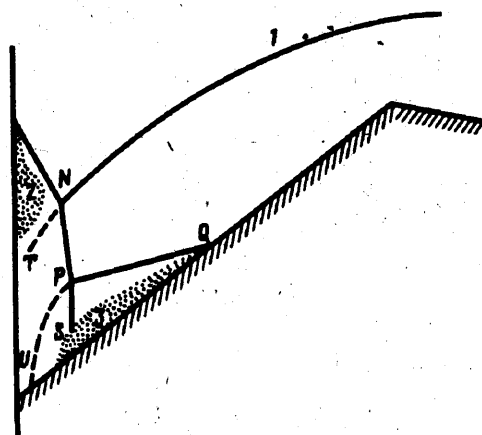
3. Визуализация картины поперечного течения проводилась методом лазерного ножа [2] с использованием эффекта рассеяния лазерного луча на конденсате (мелких каплях сжиженного газа), который образуется в результате конденсации при большой степени расширения и переохлаждении воздуха в гиперзвуковом сопле без подогрева его в форкамере. Области поля течения с повышенной плотностью (давлением), где концентрация конденсата также выше; выглядят более светлыми, а высокоэнтропийные зоны, вязкие пограничные слои (присоединенные и оторвавшиеся) и слои смешения оказываются затемненными, так как вследствие повышенной температуры конденсат здесь полностью испаряется.

В рабочей части трубы модель 3 располагалась так, что ее большая грань была вертикальна. Плоскость лазерного ножа освещала ее через боковое оптическое окно под некоторым углом к этой грани с противоположной стороны, где установлены перегородки. Через это же окно производилось визуальное наблюдение и фотографирование картины обтекания. Исползованное осесимметричное профилированное сопло обеспечивает в рабочей части равномерный поток с числом $M = 8$ только в случае подогрева воздуха, исключаяющего конденсацию, а для визуализации на конденсате подогрев не применялся. В результате выделения тепла за счет конденсации температура воздуха в рабочей части несколько выше, чем при изэнтропическом расширении, а число M меньше расчетного. Оценки по методике работы [3] показали, что при давлении и температуре в форкамере $p_0 = 80$ ати, $T_0 = 300$ К вместо расчетного значения $M = 8$ имеем $M \approx 7$. Однако связанная с этим нерасчетность при сохранении основных особенностей обтекания вследствие гиперзвуковой стабилизации [4] незначительна.

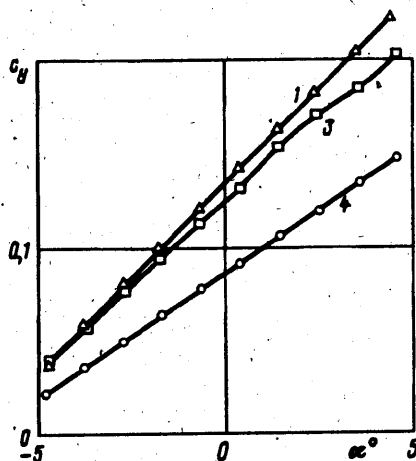
Фотография картины обтекания модели 3 (фиг. 3) позволяет идентифицировать не только головной, но и внутренние скачки уплотнения и тангенциальные разрывы (фиг. 4). При падении головного скачка 1 на перегородку, по-видимому, происходит отрыв поперечного потока, вследствие чего образуется тройная точка N , в которой скачок разветвляется и приобретает характерную λ -образную форму (темная область 2 — зона отрывного течения). Аналогичная структура возникает при падении отраженного скачка NP на крыло: во второй тройной точке P он разветвляется на два почти плоских скачка PQ и PS , причем тонкая отрывная зона 3



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5

вытянута вдоль размаха. Из тройных точек N и P выходят также тангенциальные разрывы NT и PU , вокруг которых образуются слои смещения (темные узкие полоски на фото, фиг. 3).

Таким образом, наблюдаемая картина взаимодействия скачков в окрестности сопряжения перегородки с крылом (фиг. 4) гораздо сложнее, чем предсказывает теория невязкого обтекания (фиг. 1). Тем не менее основной теоретический вывод находит экспериментальное подтверждение: к поверхности крыла примыкает область повышенного давления, ограниченная внутренними скачками NP , PQ (фиг. 3, 4), которая может способствовать улучшению несущих свойств. Экспериментально установлено также, что эта область сохраняется и при обтекании данного крыла под небольшими углами скольжения ($-8^\circ \leq \beta \leq 8^\circ$).

Для более отчетливого наблюдения внутренних скачков, по-видимому, можно использовать конический теневой метод [5].

4. С целью определения аэродинамического вклада отраженных скачков и создаваемых ими областей повышенного давления проведем сопоставление измеренных коэффициентов подъемной силы и сопротивления c_y , c_x разных

с _y мо- дели	α, град									
	-4,9	-3,9	-2,8	-1,8	-0,7	0,3	1,4	2,4	3,5	4,5
1	0,038	0,059	0,082	0,101	0,123	0,143	0,165	0,183	0,204	0,223
2	0,038	0,061	0,083	0,107	0,130	0,153	0,175	0,200	0,221	0,244
5	—	0,053	—	0,095	—	0,136	—	0,179	—	0,219
6	—	0,049	—	0,090	—	0,131	—	0,172	—	0,211
7	—	0,049	—	0,091	—	0,133	—	0,176	—	0,217

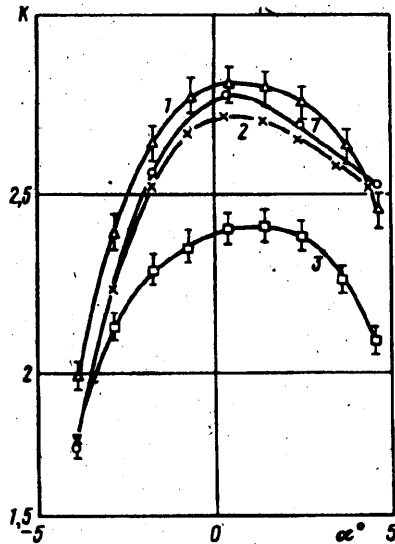
моделей (при одинаковой характерной площади), а также аэродинамического качества K при углах атаки $|\alpha| \leq 10^\circ$ в гиперзвуковом потоке $M_\infty = 8$. На режимах, близких к K_{\max} , погрешность измерения c_y , c_x не превышала $\pm 1\%$, а качества — $\pm 2\%$. Согласно фиг. 5, при отсечении от пирамидального крыла (модель 1) консольных частей размером $1/2$ полуразмаха (4) потери подъемной силы весьма существенны (36% при $\alpha = 0$). Установка концевых перегородок за счет снятия дополнительных сил с обнаруженных выше участков повышенного давления (при условии их расположения на нижней поверхности крыла) позволила почти полностью восстановить подъемную силу, сократив ее потери до 8% (модель 3). Практически такие же количественные результаты получены и при числе $M_\infty = 10$, что свидетельствует о развитой гиперзвуковой стабилизации [4].

На модели 5 (с отсечением $1/4$ полуразмаха и вертикальными перегородками) потери подъемной силы еще меньше — примерно 5% (таблица).

Установка перегородок на нижней поверхности крыла без отсечения консолей (модель 2) приводит к росту подъемной силы по сравнению с пирамидальным крылом (таблица). Итак, в определенном диапазоне параметров экспериментально обнаружено, что возникающая при отражении скачков от боковых перегородок дополнительная подъемная сила крыла в гиперзвуковом потоке воздуха приблизительно равна силе, действующей на отсеченную часть крыла. Этот результат можно назвать полезной интерференцией скачков уплотнения на крыле с перегородкой. Подчеркнем особо, что повышение давления и возникающие за счет него дополнительные силы имеют нелокальную, интерференционную природу и в принципе не могут быть получены в рамках всех тех приближенных методов расчета, которые основаны на использовании только локальных формул для давления в зависимости от местного угла наклона поверхности (типа ньютоновской, касательного клина, конуса [4] и др.).

Что касается аэродинамического качества $K = c_y/c_x$ крыла с перегородками, то здесь нужно иметь в виду следующее. С одной стороны, как отмечалось выше, их установка увеличивает c_y , но, с другой стороны, за счет собственного сопротивления перегородок растет общее сопротивление их комбинации с крылом. Взаимное влияние этих факторов приводит к тому, что при относительно большом размере перегородок (модель 3) аэродинамическое качество несколько меньше, чем у изолированного пирамидального крыла, а у моделей 2, 5—7 с уменьшенной в 4 раза площадью перегородок — практически то же самое (фиг. 6). Интересно, что из трех последних моделей наибольшее качество имеет модель 7 с отклонением перегородок наружу; так как в этом случае область повышенного давления увеличивает подъемную силу перегородок.

Перегородки рассмотренного типа могут выполнять роль двухкилевого вертикального оперения, которое обеспечивает путевую устойчивость и служит для размещения органов путевого управления (рулей направления). Полученные результаты дают рецепт установки килей на наветренной поверхности, при которой аэродинамическое качество не теряется, а подь-



Фиг. 6

емная сила компоновки несколько возрастает. Как показали эксперименты, при нулевом угле атаки характеризующая путевую устойчивость производная момента рыскания по углу скольжения $\frac{dM_x}{d\beta}$ крыльев 5—7 почти такая же, как у крыла 1 с эквивалентным по площади килем в плоскости симметрии. Однако с ростом угла атаки этот центральный киль затеняется корпусом и теряет эффективность, тогда как эффективность боковых килей сохраняется. Использование последних предпочтительней и с точки зрения теплозащиты.

Авторы благодарят В. Е. Мошарова, В. Н. Тарасова и В. И. Пляшечника за помощь в проведении экспериментов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Голубинский А. И., Иванов А. Н. Некоторые точные решения задачи обтекания скользящего крыла с перегородкой сверхзвуковым и гиперзвуковым потоком газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1966. № 1. С. 145—149.
2. Боровой В. Я. Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. М.: Машиностроение, 1983. 141 с.
3. Чирихин А. В. Материалы к расчету неравновесной и равновесной конденсации азота в соплах гиперзвуковых аэродинамических труб // Тр. ЦАГИ. 1978. Вып. 1932. С. 152—165.
4. Черный Г. Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Физматгиз, 1959. 220 с.
5. Алексеев В. Н., Гонор А. Л. Некоторые результаты оптического исследования сверхзвуковых пространственных течений // Изв. АН СССР. МЖГ. 1974. № 1. С. 179—185.

Москва

Поступила в редакцию
5.XI.1990