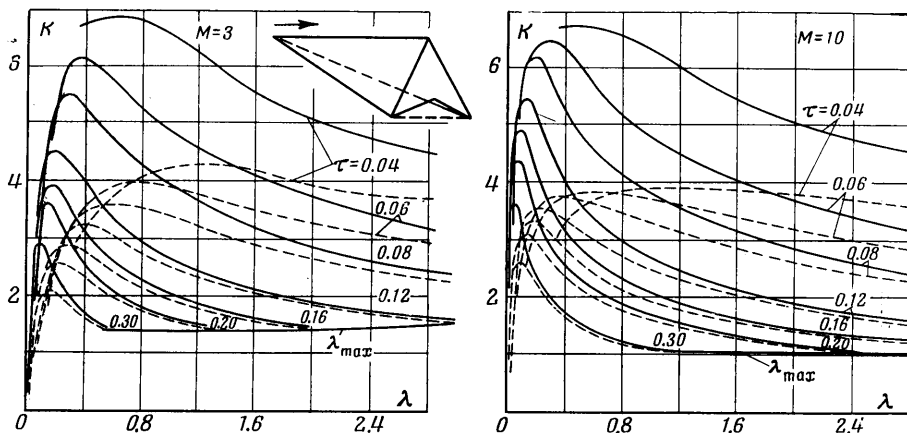


подъемной силы, а также полуразмах тела λ° . Увеличивается коэффициент объема τ , соответствующий максимальному качеству, и расширяется область значений λ° , в ко-



Фиг. 5

торой увеличение τ до некоторого предела сопровождается увеличением аэродинамического качества (фиг. 4, 5).

Поступило 11 V 1968

ЛИТЕРАТУРА

1. Johnston P. J., Suyder C. D., Witcovski R. D. Maximum lift-drag ratios of delta-wing-half-cone combinations at a Mach number of 20 in helium. NASA TN D-2762, 1965.
2. Fettermann D. E. Favorable interference effects on maximum lift-drag ratios of half-cone delta-wing configurations at Mach 6. 86. NASA TN D-2942, 1965.
3. Fettermann D. A., Henderson A., Bertram M. H., Johnston P. J. Studies relating to the attainment of high lift-drag ratios at hypersonic speeds. NASA TN D-2956, 1965.
4. Келдыш В. В. Точные решения для несущих систем с одним и двумя плоскими скачками уплотнения. Инж. ж., 1961, т. 1, вып. 3.
5. Küchemann D. Hypersonic aircraft and their aerodynamic problems Prog. Aeronaut. Sci., London, N. Y., Pergam. Press, 1965, vol. 6, pp. 271—353.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ НА СТРЕЛОВИДНОМ КРЫЛЕ В ОБЛАСТИ ПЕРЕГОРОДКИ

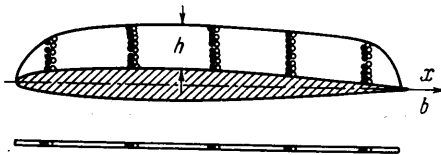
С. И. РУДЕНКО, М. В. РЫЖКОВА

(Москва)

Приведены результаты визуального исследования поля течения около стреловидного крыла и результаты измерения распределения давления по крылу и перегородке, установленной на крыле по потоку.

Показано, что присутствие перегородки на стреловидном крыле приводит к образованию вихря, который формируется в сечениях крыла вблизи внутренней стороны перегородки под влиянием значительного перепада давлений, действующего на перегородку. Интенсивность и направление вращения этого вихря зависят от величины угла атаки и знака угла скольжения. Вихрь, обусловленный перегородкой, влияет на обтекание крыла и поле скоростей за крылом.

При исследовании следа за стреловидным крылом с перегородкой, установленной на нем по потоку, был обнаружен дополнительный вихрь, сбегаящий с крыла. Появление этого вихря связано с перегородкой (в случае крыла без перегородки вихрь отсутствовал). Дополнитель-

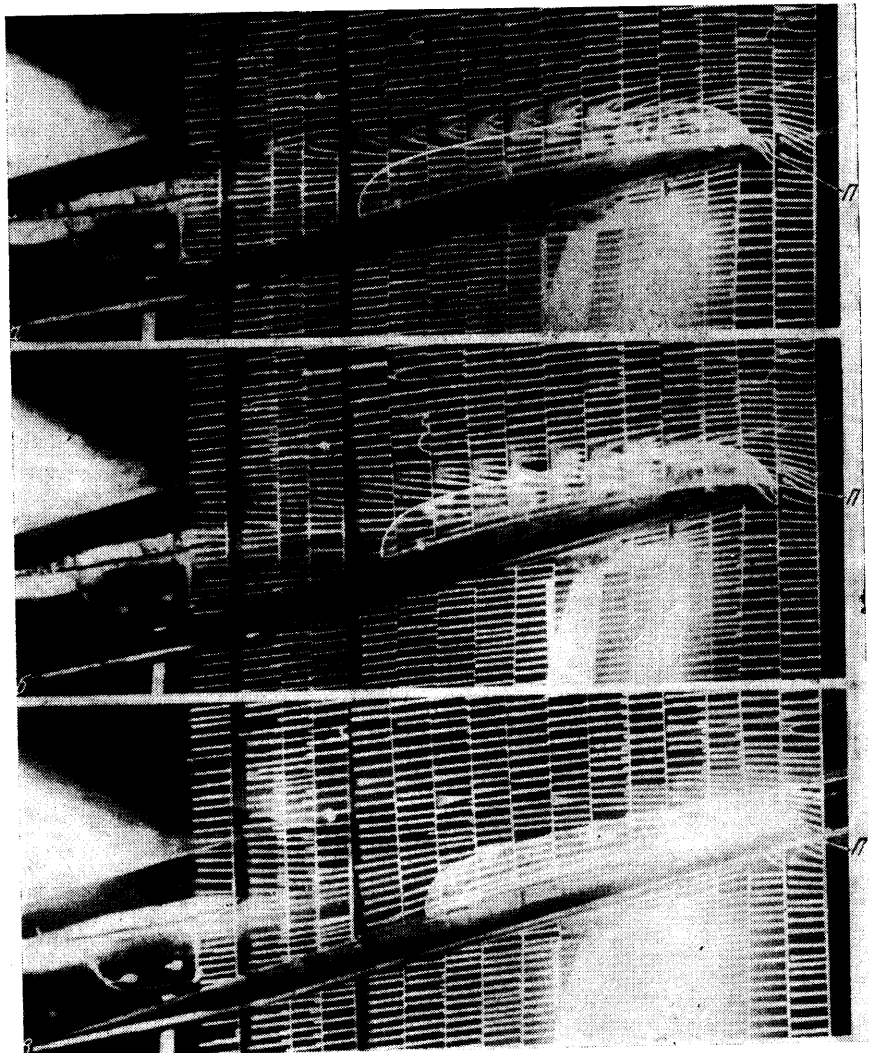


Фиг. 1

ный вихрь может вносить изменения в картину обтекания крыла и вызывать существенную перестройку поля скоростей за крылом, тем самым влияя на работу горизонтального оперения самолета.

1. Исследования проводились при малых скоростях потока на схематизированной модели самолета со стреловидным крылом, имеющим стреловидность $\kappa = 55^\circ$ и сужение $\eta = 3$. Перегородка устанавливалась по потоку; высота перегородки, выраженная в долях местной хорды ($h^\circ = h/b$), была равна 0.1 (фиг. 1); ее положение по размаху крыла характеризуется относительной координатой $z_n^\circ = 0.567$. Число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам невозмущенного потока и хорде крыла в месте установки перегородки, равно $1.8 \cdot 10^6$.

Для визуализации течения через крыло вблизи перегородки пропускались тонкие проволоки ($d = 0.2$ мм), к которым подвязывались капроновые нити. Перегородка была выполнена из прозрачного материала. Для измерения давления перего-



Фиг. 2

родка была сделана из металла. Схема расположения дренажных отверстий приводится на фиг. 1. Крыло дренировалось в пяти сечениях, расположенных вблизи перегородки.

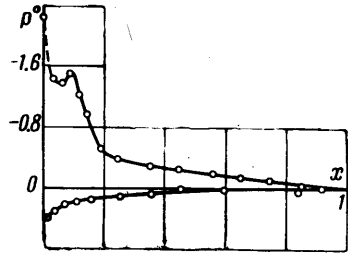
2. Спектры течения при положительных углах атаки ($0 < \alpha < 16^\circ$) показывают, что вихрь образуется на крыле в непосредственной близости от внутренней стороны перегородки (обращенной к фюзеляжу). Для иллюстрации на фиг. 2а и 2б приводятся спектры течения при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ в сечениях $z^\circ = 0.545$ и 0.566 соответственно, на которых видно четкое изображение вихря, располагающегося над поверхностью крыла. (В зоне вихря шелковинки совершают вращательное движение, поэтому о положении вихря можно судить по значительному отклонению шелковинок и размытому изображению их концов на фотографиях). Вихрь имеет направление вращения, одинаковое с концевым вихрем. На крыле без перегородки вихрь отсутствует. Вихрь также отсутствует в сечениях, расположенных с внешней стороны перегородки (на фиг. 2в, при $\alpha = 10^\circ$, сечение с шелковинками имеет координату $z^\circ = 0.576$).

Вихрь изменяет распределение давления по крылу. На эпюрах давления в области $x^\circ \approx 0.1$ появляется второй минимум давления, соответствующий местному увеличению скоростей вследствие близости вихря (фиг. 3, $\alpha = 10^\circ$, $z^\circ = 0.556$). Спектры течения при углах атаки $\alpha > 16^\circ$ показывают, что в сечениях крыла, внутренних по отношению к перегородке, наступает срыв потока. Однако обтекание крыла с внешней стороны перегородки остается безотрывным.

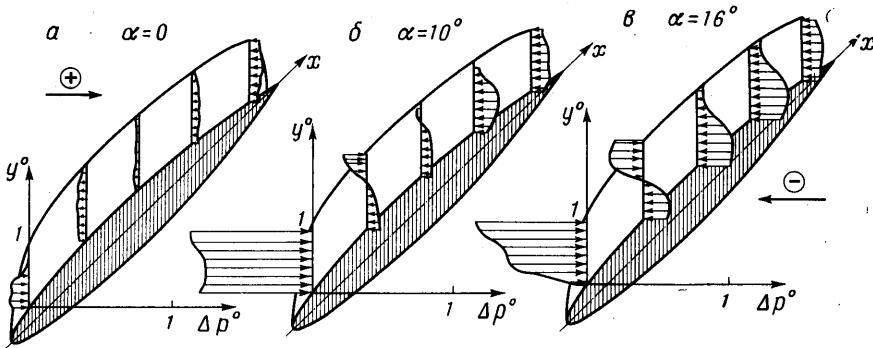
При положительных углах атаки и углах скольжения ($\beta > 0$, если угол стреловидности крыла уменьшается) происходит усиление вихря. При отрицательном угле скольжения $\beta = -10^\circ$ и угле атаки $\alpha = 10^\circ$ не было обнаружено четкого вихря, в то время как при $\beta = -10^\circ$ и $\alpha = 0$ с крыла в области перегородки сбегал вихрь, направление вращения которого было противоположно концевому вихрю и вихрю, образуемому вблизи перегородки при углах $\beta = 10^\circ$ и $\alpha = 0$.

3. Причиной образования вихря на крыле в области перегородки также, как и в случае концевых вихрей, может быть значительный перепад давления по обе стороны перегородки.

Были проведены измерения давлений на внешней и внутренней сторонах перегородки для ряда углов атаки (α) и скольжения (β). По результатам измерения давления были вычислены значения безразмерного коэффициента давления p° и безраз-



Фиг. 3



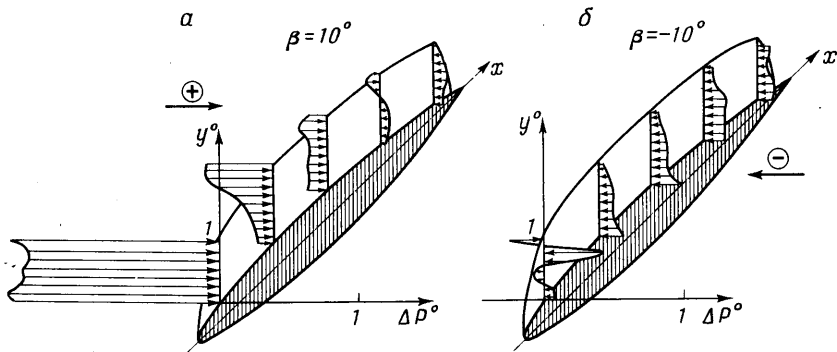
Фиг. 4

мерного перепада давления $\Delta p^\circ = p_{+}^\circ - p_{-}^\circ$, действующего в направлении перпендикулярном к плоскости перегородки. На фиг. 4 значения Δp° построены в зависимости от безразмерной координаты y° в виде векторных диаграмм в различных сечениях перегородки ($y^\circ = y/h$, y — расстояние от поверхности крыла, h — высота перегородки) при этом стрелка с плюсом указывает направление сил, действующих от конца крыла, стрелка с минусом — направление от фюзеляжа.

Данные фиг. 4 показывают, что в диапазоне углов атаки $0 < \alpha \leq 16^\circ$ при $\beta = 0$ на участке перегородки $x^\circ \approx 0.1$ перепад давления по обе стороны перегородки достигает величины скоростного напора ($\Delta p^\circ = 1.0$). Именно в этой области и происходит формирование вихря. При положительных углах атаки с увеличением угла скольжения от 0 до 10° происходит увеличение перепада давления Δp° (сравните фиг. 4б, 5а) и одновременно с этим усиление вихря. При углах $\alpha = 10^\circ$ и $\beta = -10^\circ$ (фиг. 5б) значения перепадов Δp° невелики; кроме того, на разных участках перего-

родки перепад давления имеет разный знак. В этом случае, как указывалось выше, не было обнаружено четкого вихря.

Сопоставление результатов визуальных наблюдений с данными измерений давления на перегородке подтверждает предположение о том, что вихрь вблизи перегородки образуется из-за разницы величины давлений, действующих на внутреннюю и



Фиг. 5

внешнюю стороны перегородки. При определенном сочетании углов атаки и скольжения перепад давлений, действующий на отдельные участки перегородки, может достигать большой величины, т. е. при определенных режимах обтекания на перегородку действуют значительные нагрузка и момент.

О ВЛИЯНИИ ВИДА ШЕРОХОВАТОСТИ НА ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ПОТОКА ГАЗА С ПОВЕРХНОСТЬЮ ТВЕРДОГО ТЕЛА

А. И. ЕРОФЕЕВ (Москва)

Проводится сравнение результатов взаимодействия потока газа с различными моделями шероховатых поверхностей для диффузного и зеркального законов отражения от элемента поверхности. Показано, что качественная картина взаимодействия и количественные результаты для коэффициентов аккомодации энергии и нормального импульса практически не зависят от модели шероховатой поверхности и определяются только углом наклона элементарных площадок, в то время как значения коэффициента аккомодации тангенциального импульса при некоторых углах падения могут различаться существенно (в 1.5—2 раза).

1. О модели шероховатой поверхности. В работе [1] влияние шероховатости на взаимодействие потока газа с поверхностью твердого тела рассматривалось на основе метода статистических испытаний, примененного для моделирования поверхности и процесса столкновения частиц газа с элементом поверхности. В качестве модели поверхности рассматривалась поверхность, выполненная из плоских площадок, тангенс угла наклона k_i и проекция на горизонтальную плоскость Δ_i которых являются независимыми случайными величинами, подчиняющимися нормальному распределению. Тогда, если z_i — левая координата высоты площадки, то правая координата высоты z_{i+1} определялась следующим соотношением:

$$z_{i+1} = z_i + k_i \Delta_i \quad (1.1)$$

Координата высоты n -ой площадки, как это следует из (1.1), равна

$$z_n = z_0 + \sum_{i=0}^{n-1} k_i \Delta_i \quad (1.2)$$

Здесь z_0 — начало отсчета высоты реализуемого участка поверхности. Имея в виду нормальное распределение для случайных величин k и Δ , для математического