

штрихована. Вследствие большой протяженности поверхностей сжатия газа за головным скачком перед входом пограничный слой имеет большую толщину, и потери полного напора в нем должны быть учтены при выборе оптимальных форм воздухозаборников.

Если в рассматриваемом течении (фиг. 18) плоскость симметрии от ребра тела до линии пересечения скачков уплотнения заменить стенкой OAB , его можно использовать для исследования работы шайбы или органов управления, расположенных в сжатом слое на нижней поверхности крыла [9].

Параметры потока на крыле и стенке не изменятся, если последнюю наклонить к крылу так, чтобы она проходила через ребро OA , а передняя кромка ее оставалась на внутреннем скачке уплотнения.

Анализ распределения сил давления показывает, что в случае треугольного в плане крыла с вогнутой нижней поверхностью (например, волнолет) установка в сжатом слое на ней шайбы приводит к уменьшению подъемной силы. Когда нижняя поверхность крыла выпуклая, шайбы может увеличивать его подъемную силу.

При гиперзвуковых скоростях у тел, обтекаемых с четырьмя плоскими скачками уплотнения, наклон ребра к плоскости кромок значительно больше, чем у волнолетов, обтекаемых с одним плоским скачком. Режимы обтекания с одним плоским скачком для них достигаются при небольших сверхзвуковых скоростях ($M \leq 2$).

Поступило 26 VII 1968

ЛИТЕРАТУРА

1. Küchenmann D. Hypersonic aircraft and their aerodynamic problems. Progr. Aeron. Sci., Oxford Pergamon Press, 1965, vol. 6.
2. Келдыш В. В. Точные решения для несущих тел с одним и двумя плоскими скачками уплотнения. Инж. ж., 1961, т. I, вып. 3.
3. Nonweiler T. Delta wings of shapes amenable to exact shock wave theory. J. Roy. Aeronaut. Soc., 1963, No. 625.
4. Майкапар Г. И. О волновом сопротивлении несесимметричных тел в сверхзвуковом потоке. ПММ, 1959, т. 23, вып. 2.
5. Келдыш В. В. Аэродинамическое качество конического сектора с крылом на режимах, соответствующих вырезкам из течения в окрестности круглого конуса при нулевом угле атаки. Изв. АН СССР МЖГ, 1968, № 6.
6. Келдыш В. В. Пересечение в пространстве двух плоских скачков уплотнения. ПММ, 1966, т. 30, вып. 1.
7. Майкапар Г. И. Тела, образованные поверхностями тока конических течений. Изв. АН СССР, МЖГ, 1966, № 1.
8. Нейланд В. Я. Обтекание пластины под углом атаки гиперзвуковым потоком вязкого газа. Инж. ж., 1963, т. 3, вып. 3.
9. 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.

ВЛИЯНИЕ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ПОДЪЕМНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

В. Н. АРНОЛЬДОВ, Г. А. ПАВЛОВЕЦ, А. Ф. РАЖИН, А. А. САВИНОВ

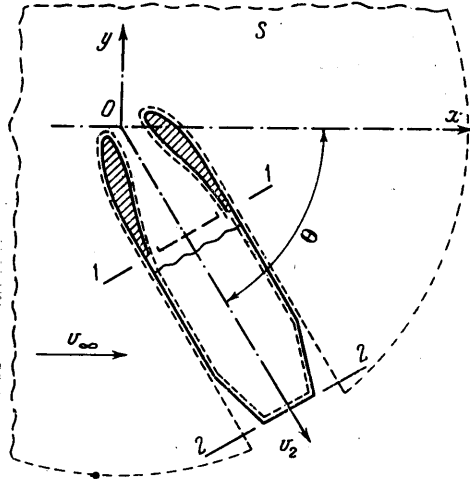
(Москва)

Влияние подъемного двигателя на аэродинамические характеристики самолета не сводится к интерференции выхлопной струи с крылом и другими частями самолета. Поток воздуха, засасываемый во входное устройство подъемного двигателя, также вносит свой вклад в изменение аэродинамических характеристик самолета. Некоторые данные по этому вопросу имеются в работах [1, 2].

В данной работе дается общий анализ аэродинамических сил и моментов, обусловленных действием воздухозаборника, и приведены результаты испытаний в аэродинамической трубе дренажной модели круглого крыла с центральным отверстием, имитирующим воздухозаборник подъемного двигателя.

Показано, что часть полной тяги подъемного двигателя, которая приложена к внешней поверхности воздухозаборника, распределена на небольшой площади вблизи входа и существенно растет при увеличении скорости набегающего потока. Кроме того возникают дополнительные момент и сила сопротивления, которые увеличиваются по мере роста скорости потока.

1. Представим схематически некоторый летательный аппарат с двигателем, создающим на срезе сопла импульс I , произвольно ориентированный в набегающем потоке (фиг. 1). Обозначим параметры потока на срезе сопла следующим образом: p_2 — статическое давление; v_2 — величина скорости струи, постоянная во всем сечении; m — массовый расход жидкости; F_2 — площадь сечения сопла; $\mathbf{n}(\cos \theta, -\sin \theta, 0)$ — единичный вектор, определяющий направление вытекающей струи относительно направления скорости набегающего потока. Вектор скорости набегающего потока v_∞ направим по оси Ox .



Фиг. 1

Плотность жидкости и давления в невозмущенном потоке обозначим соответственно через ρ_∞ и p_∞ .

Возьмем жидкий объем, ограниченный контрольной поверхностью S (фиг. 1), и обозначим через R силу, действующую со стороны жидкости на рассматриваемый объект, включая внутреннюю часть двигателя. Из теоремы об изменении количества движения жидкого объема, принимая допущения, которые обычно делаются при определении тяги, следует:

$$R = -(p_2 - p_\infty)F_2\mathbf{n} - mv_2 + mv_\infty \quad (1.1)$$

Соотношение (1.1) показывает, что сила R складывается из двух слагаемых, одно из которых имеет направление набегающего потока, а второе — направление оси двигателя

$$R = R'i + R''n \quad (1.2)$$

$$R' = mv_\infty, \quad R'' = -mv_2 - (p_2 - p_\infty)F_2 \quad (1.3)$$

Проекция на оси координат Ox и Oy силы, действующей на рассматриваемый схематический объект, соответственно равны

$$X = mv_\infty - mv_2 \cos \theta - (p_2 - p_\infty)F_2 \cos \theta \quad (1.4)$$

$$Y = mv_2 \sin \theta + (p_2 - p_\infty)F_2 \sin \theta \quad (1.5)$$

Как частные случаи из этих выражений получаем тягу маршевого двигателя ($\theta = 0$)

$$T_2 = -X = mv_2 - mv_\infty + (p_2 - p_\infty)F_2 \quad (1.6)$$

и тягу подъемного двигателя ($\theta = 1/2\pi$)

$$T_2 = mv_2 + (p_2 - p_\infty)F_2 \quad (1.7)$$

Итак, при прочих равных условиях максимальная величина тяги (силы, действующей по направлению оси сопла) получается при $\theta = 1/2\pi$, т. е. для случая подъемного двигателя. На расчетном режиме при $p_2 = p_\infty$ полная тяга подъемного двигателя равна импульсу струи, вытекающей из сопла $T_2 = I = mv_2$.

Очевидно, если вместо выходного сечения рассмотреть сечение 1-1 на входе в двигатель, то соотношения (1.1) — (1.5) по-прежнему будут иметь место. В этом случае вместо скорости v_2 следует подставить скорость на входе v_1 и вместо p_2 — статическое давление p_1 в этом сечении. Если принять, что на входе в двигатель нет потерь полного давления и жидкость несжимаемая, то согласно уравнению (1.3) для значения составляющей R'' рассматриваемой силы получим выражение

$$R_1'' = -mv_1 - (p_1 - p_0)F_1 - (p_0 - p_\infty)F_1 = -1/2mv_1[1 + (v^\circ)^2] \quad (1.8)$$

$$(v^\circ = v_\infty / v_1)$$

Таким образом, часть тяги двигателя создается на входе в воздухозаборник из-за разрежений, возникающих на его поверхности. Обозначим эту величину через T_1 .

Для подъемного двигателя, установленного перпендикулярно невозмущенному потоку

$$T_1 = -R_1'' = 1/2mv_1[1 + (v^\circ)^2] \quad \text{или} \quad T_1^\circ = T_1 / mv_1 = 1/2[1 + (v^\circ)^2] \quad (1.9)$$

Кроме того, для подъемного двигателя возникает сила сопротивления, обусловленная входом

$$X_1 = R_1' = mv_\infty \quad \text{или} \quad X_1^\circ = X_1 / mv_1 = v^\circ$$

Для маршевого двигателя, ось которого совпадает с направлением набегающего потока, как известно [3]

$$T_1 = -(R_1' + R_1'') = 1/2 mv_1 (1 - v^\circ)^2 \quad \text{или} \quad T_1^\circ = 1/2 (1 - v^\circ)^2 \quad (1.10)$$

2. Рассмотрим теперь силы и моменты, возникающие на верхней поверхности крыла и воздухозаборника двигателя, ось которого наклонена к плоскости крыла под углом θ (Фиг. 2). Выражения для компонентов X и Y силы, действующей со стороны жидкости на указанную поверхность, будут иметь вид (1.4) и (1.5), если в этих выражениях v_2 заменить на v_1 и p_2 на p_1 . Из теоремы об изменении момента количества движения жидкого объема для вектора момента M всех действующих сил относительно оси Oz , проходящей через центр входа, следует:

$$M_z = - \int_S (\mathbf{r} \times \rho v_n \mathbf{v}) ds + d(p_1 - p_\infty) \mathbf{k} \quad (2.1)$$

Здесь d — расстояние от точки O до оси двигателя; \mathbf{k} — единичный вектор в направлении Oz (перпендикулярном плоскости рисунка), v_n — нормальный к контрольной поверхности S компонент скорости течения, v — скорость течения, \mathbf{r} — радиус-вектор, проведенный из точки O в некоторую точку поверхности S .

Возмущенные скорости, вызванные наличием заборника, на очень больших расстояниях от входа могут быть приняты как возмущения от точечного стока интенсивности m , расположенного в начале координат

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_\infty - \frac{m\mathbf{r}}{\rho 4\pi r^3} \quad (2.2)$$

После вычислений для момента M_z получим

$$M_z = -k(-dT_1 + 1/2 mv_\infty r) \quad (2.3)$$

Если принять характерный размер крыла $D = 2r$, то коэффициент момента, вызванного наличием воздухозаборника на крыле, получается равным

$$M_z^\circ = \frac{M_z}{mv_1 D} = \frac{1}{4} v^\circ - \frac{1}{2} \frac{d}{D} [1 + (v^\circ)^2] \quad (2.4)$$

В частности, при $d = 0$ продольный момент действующих сил равен

$$M_z^\circ = 1/4 v^\circ \quad (2.5)$$

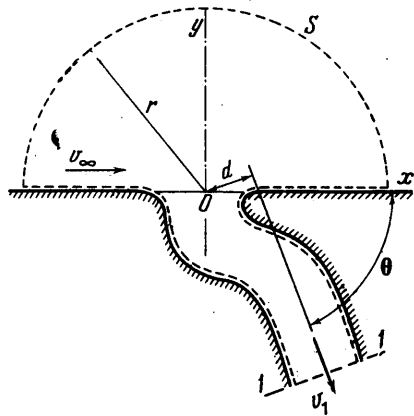
Заметим, что величины T_1 и M_z не зависят от формы поверхности входа, а зависят лишь от параметров потока на входе.

3. В реальных условиях существуют потери давления на входе, возникающие из-за наличия пограничного слоя на поверхности и возможных отрывов. Поэтому выражения для сил, выведенные в предположении равномерности потока и сохранения полного давления в сечении $1-1$ на входе в двигатель, в общем случае оказываются не совсем верными.

Оценим качественно изменение величины тяги заборника, которое может быть вызвано наличием пограничного слоя на стенках канала перед двигателем. Схематически влияние пограничного слоя можно учесть, приняв площадь F сечения, в котором происходит течение несколько меньше площади F_1 сечения $1-1$ канала. Разность площадей F и F_1 можно связать с толщиной вытеснения пограничного слоя

$$F_1 - F \approx 2\pi r_1 \delta^*$$

Здесь δ^* — толщина вытеснения пограничного слоя, r_1 — радиус круга площади F_1



Фиг. 2

Применяя теорему об изменении количества движения, для тяги заборника получим

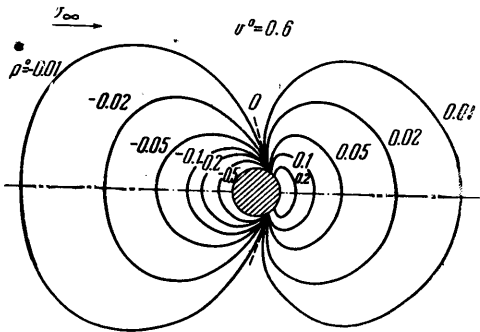
$$T_1 = \frac{m^2}{2\rho F_1} \left[1 + (v^\circ)^2 - \left(1 - \frac{F_1}{F} \right)^2 \right] \quad (3.1)$$

или

$$T_1 \approx \frac{m^2}{2\rho F_1} \left[1 + (v^\circ)^2 - 4 \frac{\delta^{*2}}{r_1^2} \right] \quad (3.2)$$

На основании этой оценки можно сделать вывод, что если импульс на входе определять по расходу воздуха, то наличие вязкости приводит к несколько меньшим величинам тяги заборника по сравнению со случаем идеальной жидкости.

4. Экспериментальное исследование влияния работы одиночного воздухозаборника было проведено в аэродинамической трубе с открытой рабочей частью на дреннированной по одному из радиусов модели круглого крыла. Центральное отверстие



Фиг. 3

с постоянным радиусом закругления, равным 0.33 радиуса цилиндрической части входа, имитировало вход в воздухозаборник. Дренажные точки были расположены по верхней поверхности крыла с переменным шагом, увеличивающимся к периферии крыла. Получение полной картины распределения давления обеспечивалось поворотом крыла на 180° через каждые 15° . Изменение скорости на входе в воздухозаборник обеспечивалось с помощью эжектора, размещенного вне модели. Средняя скорость на входе в воздухозаборник рассчитывалась по расходу воздуха m , который определялся трубкой Вентури, расположенной далеко от входа.

Экспериментальные материалы показывают, что на верхней поверхности крыла возникают значительные разрежения, обусловленные наличием стока воздуха, имитирующего работу воздухозаборника. В качестве иллюстрации на фиг. 3 приведено поле коэффициентов давления $p^\circ = 2(p - p_\infty) / \rho v_1^2$ в окрестности входа при относительной скорости $v^\circ = 0.6$. Из фиг. 3 видно, что разрежения возникают только перед входом, в то время как за входом имеют место небольшие избыточные давления. При этом наиболее значительные изменения давления сосредоточены непосредственно вблизи входа и быстро уменьшаются по мере удаления от него. Измерения показали также, что с ростом скорости набегающего потока область влияния стока на обтекание верхней поверхности крыла расширяется.

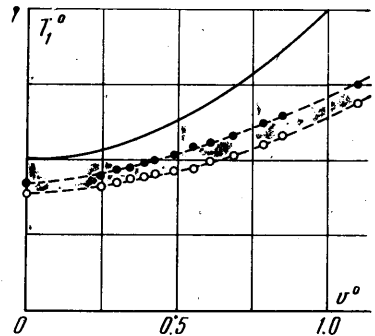
5. По распределению давления можно подсчитать подъемную силу, силу сопротивления и момент, возникающие при наличии на верхней поверхности крыла воздухозаборника подъемного двигателя.

На фиг. 4 представлена зависимость величины T_1° от величины относительной скорости v° . Верхняя экспериментальная кривая соответствует случаю, когда отношение площади крыла к площади входного сечения равнялось 100, а нижняя — 4. Сплошная кривая соответствует выражению (1.9). Видно, что величины T_1° , определенные экспериментально, несколько ниже теоретических значений, что обусловлено потерями давления в пограничном слое на входе.

На фиг. 5 приведены величины M_2° в зависимости от относительной скорости v° для значений отношения площади крыла и входа, равных 100 (верхняя пунктирная кривая) и 4 (нижняя пунктирная кривая). Экспериментальные значения сравниваются с теоретическим, определенным по формуле (2-5).

Сопоставим величины дополнительных продольных моментов, возникающих за счет интерференции струи с частями самолета и за счет воздухозаборника (фиг. 6). Величину продольного момента, вызываемого струей (на фиг. 6 пунктирная кривая), можно определить из работы [4]. Полную величину момента, возникающего при со-

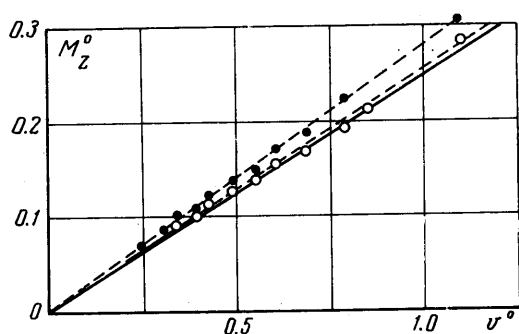
Экспериментальные материалы



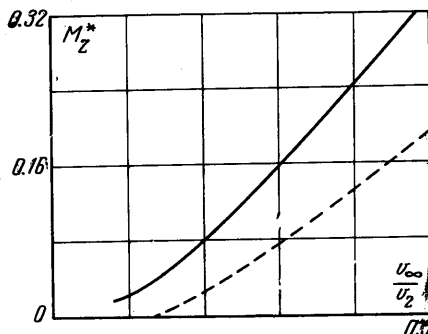
Фиг. 4

вместном влиянии воздухозаборника и струи, возьмем как арифметическую сумму моментов, обусловленных их отдельным влиянием (сплошная кривая). При этом момент от воздухозаборника отнесем к импульсу струи и характерному размеру крыла ($M_z^* = M_z / mv_2 D$). Тогда приращение коэффициента продольного момента от действия воздухозаборника, построенное в зависимости от отношения скорости потока к скорости струи, не будет зависеть от соотношения скоростей v_1 и v_2 . Следовательно, для любого типа подъемного двигателя учет воздухозаборника приводит к существенному дополнительному увеличению момента (фиг. 6).

6. При оценке влияния подъемного двигателя на основные аэродинамические характеристики самолета необходимо учитывать как силы и моменты, связанные с влиянием входа, так и дополнительные силы и моменты, обусловленные интерференцией выхлопной струи с частями самолета. При этом поскольку подъемная сила, возникающая на поверхности воздухозаборника и крыла, является частью пол-



Фиг. 5



Фиг. 6

ной тяги двигателя, то ее не нужно определять и учитывать, если известна полная тяга двигателя в данных конкретных условиях. Дополнительное сопротивление, обусловленное входом, может быть определено на основании измерений параметров потока на входе, которые обычно проводятся при исследовании воздухозаборников. Продольный момент, однако, не может быть определен по параметрам потока на входе; для этого требуется проведение специальных опытов на моделях самолетов с воздухозаборниками подъемных двигателей.

Наиболее правильно было бы проводить эти исследования на моделях с одновременным моделированием входа и выхода. Однако практическое осуществление такого моделирования во многих случаях представляет значительные технические трудности, и поэтому приходится проводить раздельное исследование обоих эффектов.

Выше было показано, что основные изменения давления, возникающие в результате интерференции стока и крыла, сосредоточены вблизи входа и резко уменьшаются по мере удаления от него. Отсюда следует, что всасывание воздуха на верхней поверхности крыла, по-видимому, не может оказать существенного влияния на обтекание его нижней поверхности при достаточно большой площади крыла по сравнению с площадью входа. Кроме того, экспериментальные данные показывают, что струя, вытекающая из нижней поверхности крыла, не оказывает практически влияния на обтекание его верхней поверхности. Следовательно, эффект стока, расположенного на верхней поверхности крыла, и влияние струи, вытекающей из нижней поверхности, можно приближенно рассматривать независимо один от другого и применять принцип наложения течений для оценки суммарных аэродинамических характеристик.

Поступило 5 X 1968

ЛИТЕРАТУРА

- Williams J., Wood M. Aerodynamic interference effects with jet-lift V/STOL aircraft under static and forward-speed conditions. Z. flugwiss, 1967, Hft. 7.
- Trebble W. Wind-tunnel experiments on a simple lifting jet body with and without wings. Aeronaut. Res. Council Current Papers, 1964, No. 718.
- Кюхеман Д., Вебер И. Аэродинамика авиационных двигателей. М., Изд-во иностр. лит., 1956.
- Bradbury L., Wood M. The static pressure distribution around a circular jet exhausting normally from a plane wall into an airstream. Aeronaut. Res. Council Current Papers, 1965, No. 822.