

Таким образом, допустим, что точка с координатами M и δ принадлежит области $ABCD$. Тогда, если спереди на клин будет набегать перпендикулярно его поверхности плоская ударная волна с интенсивностью, равной интенсивности присоединенного скачка уплотнения, то у его верхней поверхности возникнет при этом описанная выше картина течения, представленная на фиг. 8, с давлением, определяемым (в рамках линеаризованной теории) на основании (3.14).

Поступило 7 V 1968

ЛИТЕРАТУРА

1. Голубинский А. И. Набегание ударной волны на клин, движущийся со сверхзвуковой скоростью. ПММ, 1964, вып. 4.
2. Мизес Р. Математическая теория течений сжимаемой жидкости. М., Изд-во иностр. лит., 1961.
3. Курант Р., Фридрихс К. Сверхзвуковое течение и ударные волны. М., Изд-во иностр. лит., 1950.
4. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Механика сплошных сред. М., Гостехтеоретиздат, 1961.

ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ КОНСТРУИРОВАНИЕ ГИПЕРЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

В. В. КЕЛДЫШ, Г. И. МАЙКАПАР

(Москва)

При помощи вырезок из простейших сверхзвуковых конических и плоских течений может быть построен настолько широкий класс несущих тел, характеристики которых вычисляются элементарно, что этот метод может применяться для «конструирования» гиперзвуковых самолетов и выбора оптимальных форм.

Расчеты максимального аэродинамического качества для тел простейшей формы показывают, что форма волнолета близка к оптимальной. Системы пересекающихся плоских скачков уплотнения могут быть применены для конструирования воздухозаборников и органов управления.

Обозначения

v_{∞} — скорость полета,	τ — коэффициент объема,
H — высота полета,	$2b$ — ширина донного сечения,
M, R — число Маха, Рейнольдса,	L — длина тела,
p — давление,	γ и δ — угол плоского скачка уплотнения и эквивалентного клина,
K — аэродинамическое качество,	σ и θ — полуугол конуса и конического скачка уплотнения.
V — объем,	
S — площадь несущей поверхности,	

Выбор формы гиперзвукового самолета можно рассматривать как задачу на экстремум: определение формы, обеспечивающей минимум расхода горючего, минимум сопротивления, максимум аэродинамического качества на расчетном режиме полета. Решение этой задачи затрудняется:

а) большим числом связей (заданный объем, размеры груза, требования устойчивости, тепловой защиты); требованиями, связанными с другими режимами (например, посадкой),

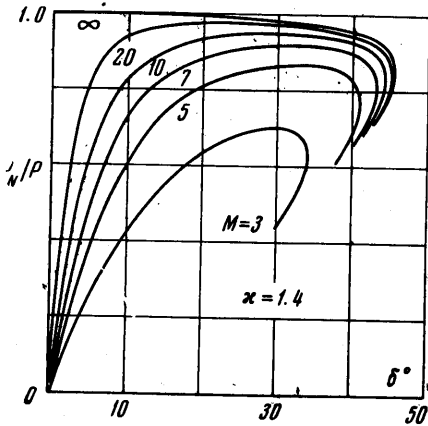
б) отсутствием эффективных методов расчета аэродинамических характеристик для случаев трехмерного обтекания.

Методы расчета обтекания с помощью машин пока еще ограничены простейшими телами и пригодны скорее для проверочных расчетов, а не для выбора формы. В расчетах оптимальных форм получила применение простейшая зависимость давления от местного угла между нормалью к твердой поверхности и вектором скорости невозмущенного потока — «закон» Ньютона, однако если возможность применения этого закона к телам малого удлинения оправдана, то в случае пологих тел — самолетов — закон Ньютона может привести к заметным ошибкам. Это подтверждается, в частности тем, что при малых углах клина и больших, но конечных числах M , давление p_N , вычисленное по формуле Ньютона, может сколь угодно отличаться от давления p за присоединенным плоским скачком уплотнения (фиг. 1).

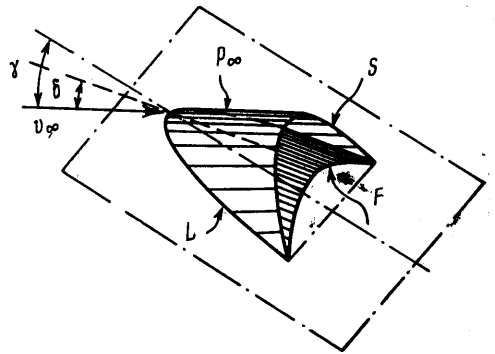
Для оценки аэродинамических характеристик и выбора геометрических параметров гиперзвукового самолета Д. Кюхеманн предложил воспользоваться простейшей

формой — пирамидой, стороны которой образованы поверхностями тока за плоским скачком уплотнения и невозмущенного потока [1]. Такая форма получила название «волнолета». Ее аэродинамические характеристики для режимов полета, при которых нет существенного взаимодействия ударных волн и пограничного слоя, вычисляются элементарно [2].

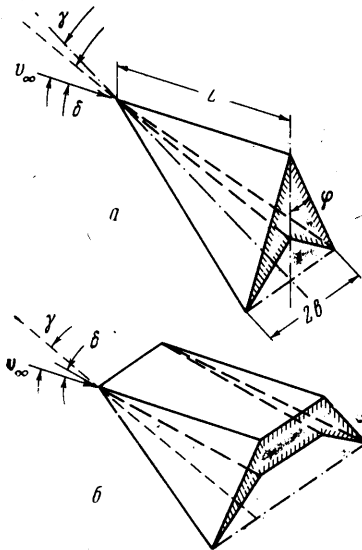
Однако число параметров, определяющих форму волнолета, недостаточно для удовлетворения необходимым требованиям. Вместе с тем основное свойство сверх-



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3

звучковых течений — ограниченность областей возмущений — дает возможность почти неограниченно расширить класс форм, конструируемых из поверхностей тока простейших плоских и конических течений, причем конструирование может быть сознательно направлено на удовлетворение требований к самолету. Простота расчета аэродинамических характеристик (давления и напряжения трения) при этом сохраняется, что существенно облегчает задачу. Естественно, что полученные таким образом формы могут и не быть «оптимальными». Однако изменения аэродинамических характеристик, обусловленные небольшими изменениями формы, а также небольшими отступлениями от расчетного режима, можно рассматривать как малые величины и применять для вычисления их приближенные методы.

Гиперзвуковые самолеты можно разделить на две группы:

- планеры и ракетопланы,
- самолеты с воздушно-реактивными двигателями (собственно самолет).

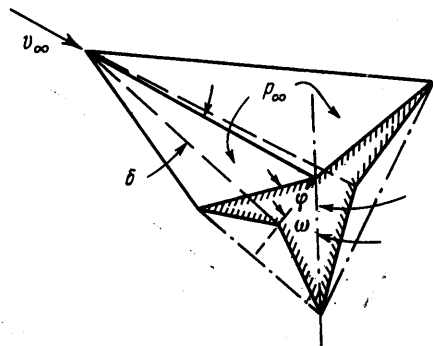
В случае самолета все труднее становится отделить планер от двигателя, поэтому понятие аэродинамического качества для него в значительной степени теряет смысл [1]. Часть внешней поверхности самолета может быть связана только с созданием подъемной силы и ограниче-

нием заданного объема, часть же будет связана с протоком воздуха через двигатель, причем реактивная струя вообще может быть отклонена от направления полета, и, следовательно, участвовать в создании как тяги, так и подъемной силы. Выбор оптимальной формы самолета, в частности, поддерживающих поверхностей и отклонения реактивной струи, сводится к задаче отыскания формы, соответствующей минимуму расхода горючего при обеспечении расчетного режима полета, и выполнению

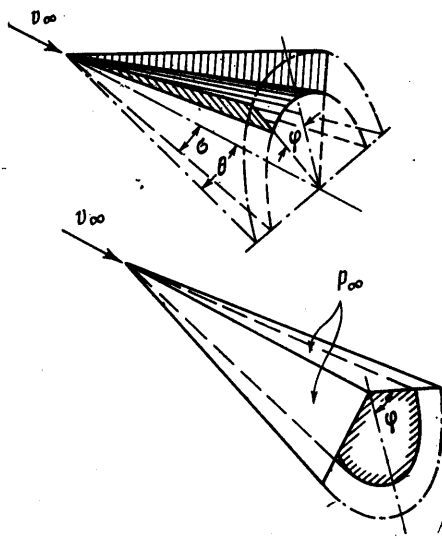
¹ Доклад Г. И. Таганова на III Всесоюзном съезде по механике. М., 1968.

других необходимых требований. Для конструирования самолета могут быть применены плоские и осесимметричные течения с подводом тепла. Эти течения в данной работе не рассматриваются. Излагаемые методы конструирования относятся к планерам и передним частям самолетов.

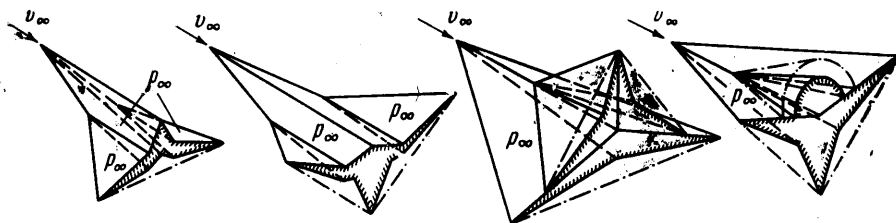
Первым из основных элементов конструируемых поверхностей является цилиндрическая поверхность тока F , проходящая через заданную на плоскости косо́го скачка уплотнения кривую L . Если кривая L произвольна, то получить объем, одной из границ которого является F , можно с помощью цилиндрической поверхности тока S невозмущенного течения (второй основной элемент), проходящей через ту же кривую L (фиг. 2). На верхней стороне полученного таким образом тела давление равно давлению в не-



Фиг. 4



Фиг. 5



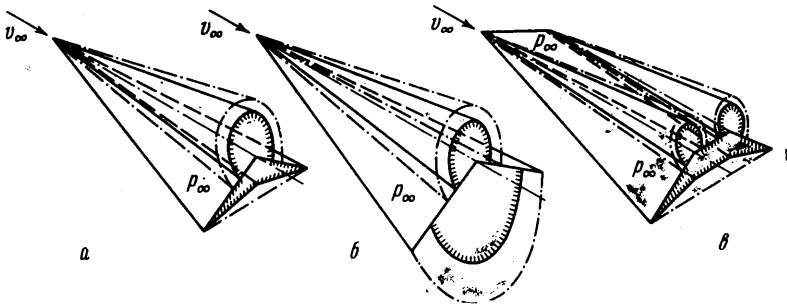
Фиг. 6

возмущенном потоке, область возмущения ограничена плоскостью скачка и поверхностью F , давление на которую равно давлению за скачком.

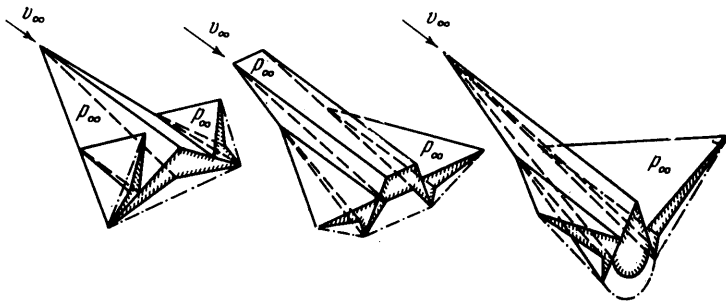
Кривая L является острой передней кромкой. Если эта кривая состоит из отрезков прямых, то получаются простейшие пирамидальные формы [1, 2, 3] — волнолеты (фиг. 3). Сопряжение течения за различными плоскими скачками уплотнения возможно только с помощью прямолинейных «ребер — кромок», расположенных на линиях пересечения скачков.

Два пересекающихся плоских скачка и поверхности тока невозмущенного течения дают возможность построить «несущее тело», форма поперечного сечения (фиг. 4) которого определяется [2] тремя параметрами δ , ω , ϕ (где 2ω — угол между плоскостями скачков уплотнения), в то время как форма поперечного сечения волнолета с одним скачком уплотнения определяется двумя параметрами δ и ϕ или δ и $\lambda = b/L = \text{tg } \phi \text{ tg } \gamma$ (где γ — угол наклона скачка). Вдоль ребер — прямых пересечения плоскостей скачков — возможно попарное сопряжение любого числа течений за плоскими скачками, в частности, образование тел со «звездообразным» поперечным сечением [4].

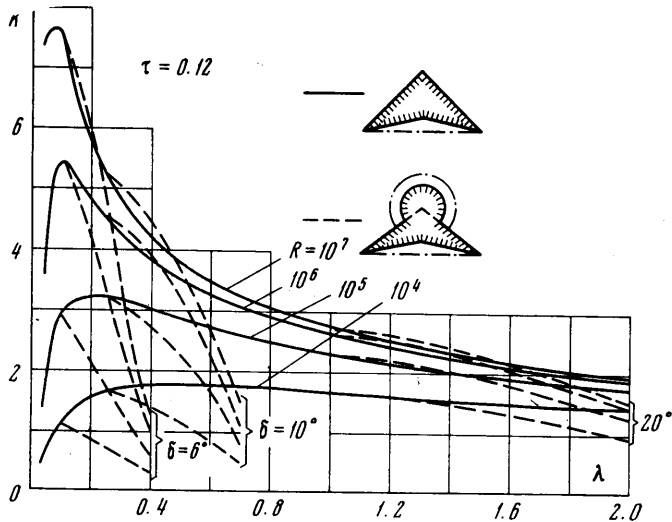
Третьим элементом, используемым при конструировании, является поверхность тока течения за круглым коническим скачком при нулевом угле атаки, образуемая



Фиг. 7



Фиг. 8



Фиг. 9

двумя меридиональными плоскостями и сектором конуса между ними (фиг. 5). Так как меридиональные плоскости являются одновременно и плоскостями тока невозмущенного течения, то, продолжив их за поверхность конуса, получим еще один вариант формы волнолета [5] (фиг. 5).

Четвертым элементом, который можно использовать, например, для образования верхней поверхности с давлением, меньшим чем в невозмущенном потоке, является течение Прандтля — Мейера. В этом случае поверхность тока должна проходить через кривую L , расположенную на характеристической плоскости [4].

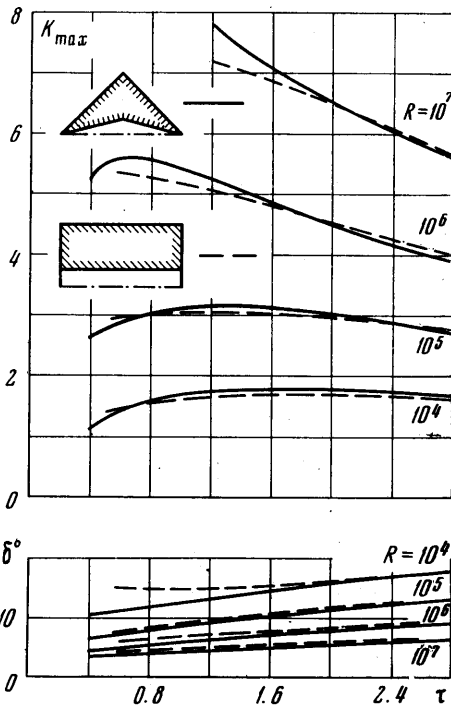
С помощью перечисленных выше элементарных течений можно получить и значительно более сложные формы, позволяющие перераспределить объем и нагрузку по длине за счет излома передней кромки и «надстроек» (фиг. 6), перераспределить объем по вертикали (фиг. 7), добавить «кили» и выделить воздухозаборники (фиг. 8) и т. д. Во всех приведенных примерах элементарные течения не «взаимодействуют». Сопряжение их происходит или вдоль ребер, или на поверхностях тока невозмущенного потока. Если для каких-либо целей необходимо отклонение части поверхности тела, то для построения такого течения могут быть применены системы пересекающихся в потоке плоских скачков уплотнения [6]. Для целей балансировки можно использовать также возможность выбора формы донного среза. Замкнутые поверхности «тела» — могут быть образованы также с помощью пересекающихся плоских и конических скачков уплотнения [7], однако существенно новых возможностей конструирования, эти течения не дают. Все сконструированные таким образом формы имеют острые кромки. Реализация их возможна только при специальных мерах тепловой защиты, например вдуве охлаждающего газа через щели.

Для иллюстрации возможностей расчетного анализа, основанного на описанном принципе конструирования, сравним аэродинамическое качество различных конфигураций на заданном режиме полета (v_∞, H) при заданном объеме (V) и площади в плане несущей поверхности (S). Предполагается, что величина S задается из условия допустимой удельной нагрузки при посадке. Рассмотрим режим полета, соответствующий числу $M = 10$. Тогда по условию заданы два безразмерных параметра: коэффициент объема τ и число Рейнольдса R

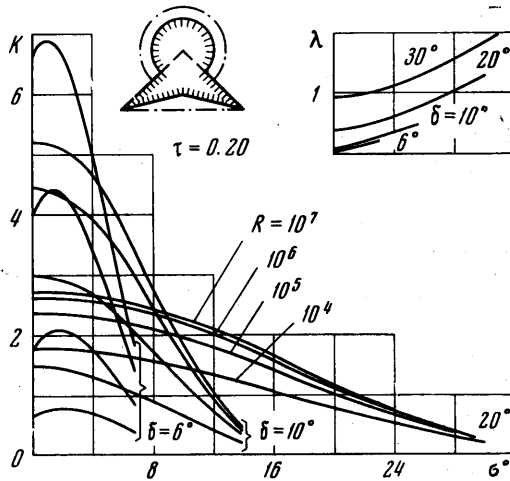
$$\tau = V/S^{3/2} \quad R = v_\infty \sqrt{S} / \nu_\infty$$

Элементарные соображения: нагрузка приложена к нижней стороне, создающей подъемную силу, боковые поверхности, ограничивающие объем, не нагружены, подсказывают, что волнолет простейшей формы (фиг. 3, а) близок к оптимальному несущему телу. Эта форма является непосредственным пространственным аналогом пластины или клина. Если параметр τ и относительная ширина поперечного сечения λ такого волнолета заданы, то при определенном числе M невозмущенного потока задан и угол отклонения скорости за скачком уплотнения δ , следовательно, известно давление на нижнюю поверхность. В вязком газе аэродинамическое качество волнолета равно $K = \text{ctg } \delta$.

Расчеты аэродинамического качества для реальных условий выполнены в предположении, что пограничный слой ламинарный. Напряжение трения на поверхности,



Фиг. 10

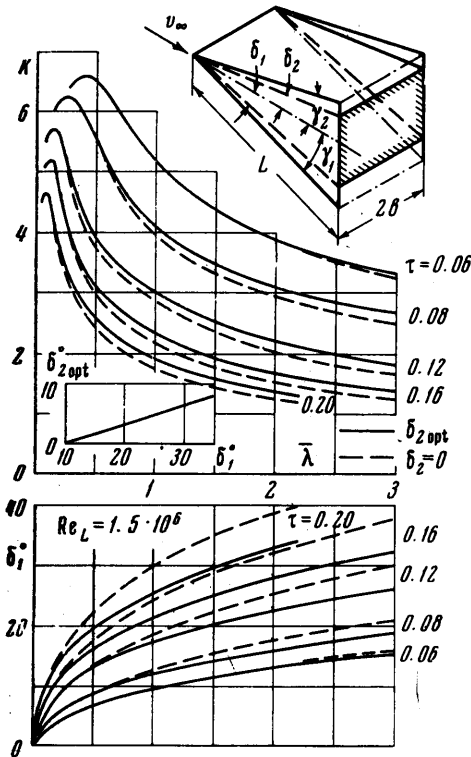


Фиг. 11

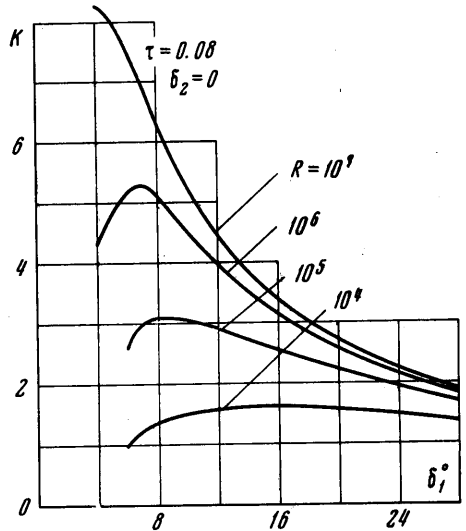
расположенной за скачком уплотнения, определялось как для клина с углом δ . Результаты для волнолета при постоянном значении τ представлены на фиг. 9 (сплошные линии). При заданных τ и R максимум качества по λ тем «острее», чем больше их величина. С ростом τ и R он смещается в область меньших значений λ . На фиг. 10 приведена зависимость максимального аэродинамического качества волнолета K_{\max} от τ и R и соответствующие

ему значения угла эквивалентного клина δ (сплошные линии). С уменьшением числа R K_{\max} заметно падает, область больших значений его смещается на большие значения τ , которым соответствуют и большие углы δ .

При больших относительных объемах τ иногда целесообразно часть объема располагать сверху — над плоско-



Фиг. 12



Фиг. 13

стью полета, например коническая надстройка с углом полураствора σ на верхней поверхности волнолета (фиг. 7, а).

На фиг. 9 пунктиром показано аэродинамическое качество такой конфигурации для $\tau = 0.12$. На фиг. 11 приведено ее аэродинамическое качество для $\tau = 0.20$; $\sigma = 0$ соответствует волнолету без надстройки. За счет надстройки на верхней поверхности волнолета можно получить некоторое увеличение аэродинамического качества.

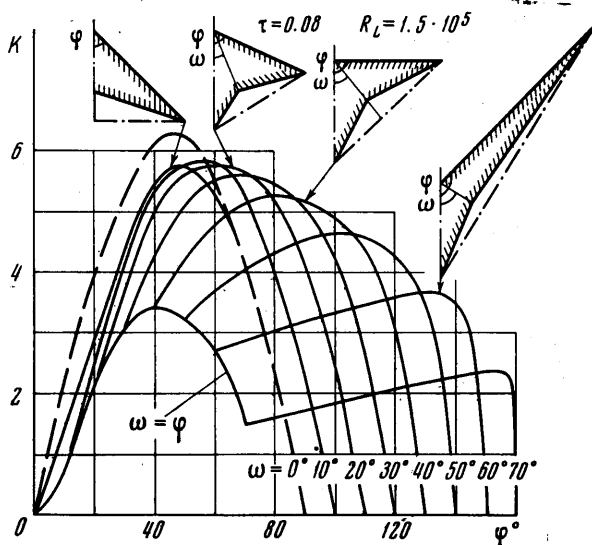
У клиновидного крыла с боковыми шайбами, воспринимающими давление за плоским скачком уплотнения на крыле (см. фиг. 12), перераспределение объема по вертикали при больших значениях относительного удлинения λ приводит к некоторому увеличению аэродинамического качества. На фиг. 12 показано аэродинамическое качество такого крыла с шайбами, параллельными скорости полета. Пунктирные кривые соответствуют расположению крыла под плоскостью полета ($\delta_2 = 0$), сплошные линии — оптимальному распределению объема относительно этой плоскости ($\delta_{2\text{opt}}$). Однако максимальное качество при заданной величине τ достигается когда $\delta_2 = 0$. Чем больше τ , тем больше угол клина δ_1 , соответствующий максимальному качеству, и тем меньше относительное удлинение крыла $\lambda = b/L$.

Зависимость аэродинамического качества клиновидного крыла с шайбами от числа R приведена на фиг. 13. Максимальное качество его (пунктирные линии на фиг. 10) практически такое же, как у волнолета.

Несущее тело, обтекаемое с двумя плоскими скачками уплотнения, пересекающимися на его ребре (фиг. 4), в вязком газе имеет аэродинамическое качество $K = \text{ctg } \delta \cos \omega$. На фиг. 14 приведено его качество с учетом сопротивления трения для $\tau = 0.08$. Там же показаны поперечные сечения такого тела, соответствующие максимальному качеству при различных значениях угла между скачками уплотнения ω . Когда $\omega \rightarrow 0$, эта конфигурация переходит в волнолет с перегородкой в пло-

скости симметрии, за счет сопротивления трения которой аэродинамическое качество у него меньше, чем у обычного волнолета без перегородки (пунктир на фиг. 14).

На фиг. 15 приведено максимальное качество такой конфигурации при различных значениях τ и ω . С увеличением угла ω величина его вначале меняется слабо, а затем быстро убывает.



Фиг. 14

У волнолета с коническим скачком уплотнения (фиг. 5), полученного вырезкой из течения в окрестности круглого конуса при $\alpha = 0$, максимальное аэродинамическое качество при заданном относительном объеме τ достигается, когда угол сектора $\varphi < 1/2\pi$, и по величине приблизительно такое же, как у волнолета с плоским скачком уплотнения. Соответствующие углы полуконуса σ и эквивалентного клина δ тоже близки между собой (фиг. 16). У полуконуса с плоским треугольным крылом $\varphi = 1/2\pi$ при том же значении τ аэродинамическое качество значительно ниже [2].

Расчеты показали, что форма простейшего несущего тела, образованного плоскими и коническими поверхностями за плоскими и коническими скачками уплотнения, не влияет существенно на величину максимального аэродинамического качества, соответствующего оптимальным геометрическим параметрам тела. Очевидно значение снижения сопротивления трения (например, путем вдува легкого газа) для проблемы повышения K_{\max} .

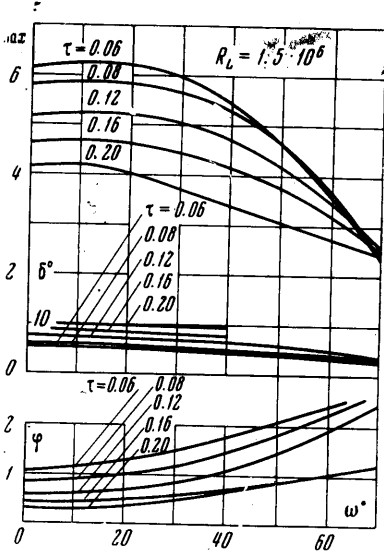
Все расчеты проводились в предположении, что давление в области донного среза тела и на его верхней поверхности равно давлению в невозмущенном потоке.

Для оценки влияния возможного разрежения на верхней поверхности несущего тела и давления в области донного среза на величину его аэродинамического качества сравним

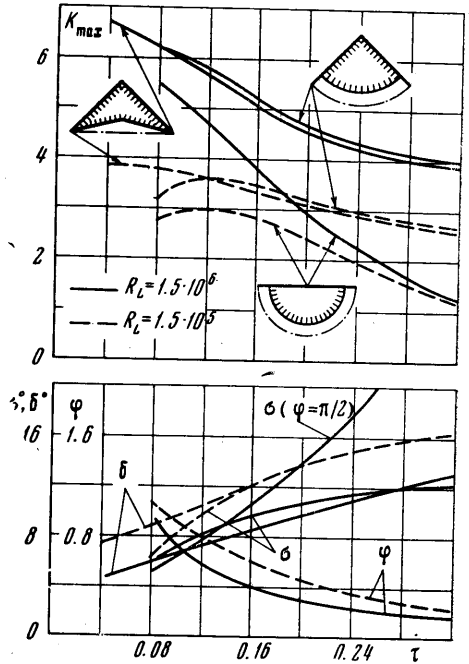
- пластину,
- клин с давлением на дне, равным давлению в невозмущенном потоке, и
- клин с вакуумом на дне $p_d = 0$.

Верхняя поверхность клина в обоих случаях направлена по невозмущенному потоку. В работе [2] показано, что при небольших углах клина δ и не очень больших числах M давление на верхнюю сторону пластины при отрыве потока от ее передней кромки $0 < p_v < p_\infty$, следовательно, случаи (а — в) являются предельными для оценки аэродинамического качества. Величину сопротивления, слабо зависящего от угла атаки (например, сопротивление трения), зададим постоянным коэффициентом C_{x_0} . Будем считать, что давление на нижней стороне меняется с углом δ как за плоским скачком уплотнения, а на верхней стороне — как в течении Прандтля — Мейера. Результаты расчета представлены на фиг. 17. При $C_{x_0} = 0.001$ возможен заметный выигрыш в величине K_{\max} за счет разрежения на верхней стороне пластины даже при числе $M = 10$. Большое влияние на величину K_{\max} оказывает также донное разрежение. При большой величине «вредного» сопротивления $C_{x_0} = 0.01$ и больших числах M влияние донного сопротивления и разрежения на верхней поверхности невелико.

При исследовании тел с внутренними протоками (самолеты с ВРД), а также эффективности органов управления, расположенных в сжатом слое за скачками уплотнения, отходящими от передних кромок тела, целесообразно использовать точные решения для систем плоских пересекающихся скачков уплотнения. В [6] показано, что за



Фиг. 15

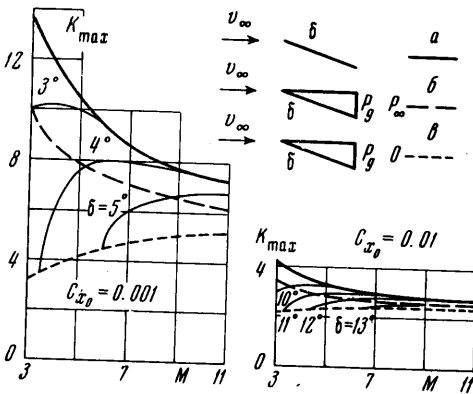


Фиг. 16

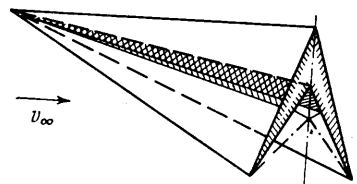
двумя пересекающимися в преломляющихся на линии их пересечения скачками уплотнения при гиперзвуковых скоростях можно получить в несколько раз больше уплотнение потока, чем в одном прямом скачке.

Параметрами, определяющими это течение, являются $2\gamma_1$ — угол между плоскостями пересекающихся скачков уплотнения, β — наклон линии их пересечения к вектору скорости перед ними и M — значение соответствующей этой скорости числа Маха.

Поверхность, образованная линиями тока этого течения, в общем случае состоит из четырех граней, расположенных соответственно за



Фиг. 17



Фиг. 18

пересекающимися и преломленными скачками уплотнения. При специальном выборе формы ее передней кромки (стреловидности в плане) эта поверхность переходит в две пересекающиеся грани, расположенные перпендикулярно преломленным скачкам уплотнения. Ребро ее параллельно результирующей скорости за системой скачков уплотнения. В окрестности его, за преломленными скачками, расположена область сильно уплотненного потока, которая может быть использована для предварительного сжатия воздуха на входе в воздухозаборники. На фиг. 18 эта область за-

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.