

КОНВЕРГЕНТНЫЕ ТЕЧЕНИЯ И ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ, ПРОСТЕЙШИЕ И С ПРЕДЕЛЬНО КОМПАКТНЫМ КАНАЛОМ

Б. И. Гутюв, В. В. Затолока

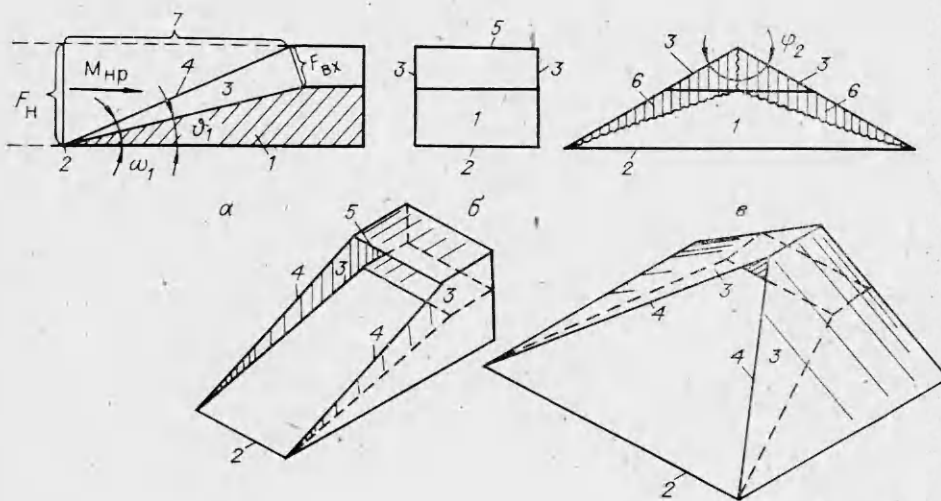
(Новосибирск)

В [1] дано определение конвергентных воздухозаборников (КВЗ), названных так потому, что поперечные сечения втекающей в воздухозаборник струи сжимаются его стенками по сходящимся пересекающимся направлениям, т. е. конвергентно. Можно назвать конвергентным и течение сжатия в КВЗ. Дать специальное название этому типу воздухозаборников ввиду его принципиальной важности предложил Е. С. Щетников. Они отличаются компактностью поперечных сечений канала, а также пространственностью течения в них даже на расчетном режиме.

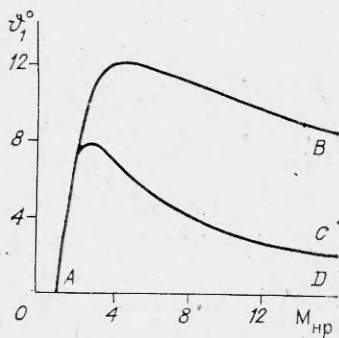
В данной работе рассмотрен класс КВЗ [2—5], которые первоначально строятся простейшими комбинациями плоских течений на основе метода газодинамического конструирования [6, 7]. Затем простейшим и наглядным методом (вырезания по поверхностям тока) строится большое разнообразие конфигураций, включая КВЗ с практически предельно компактным каналом. Большая компактность канала — главное отличие КВЗ от традиционных, широко известных и разрабатываемых воздухозаборников плоских и так называемых круглых с центральным телом, а вернее, дивергентных.

Начальная поверхность сжатия простейшего КВЗ с плоскими стенками, как и для плоского воздухозаборника (ПВЗ), — клин 1 (рис. 1). Грань сжатия этого клина образует с направлением набегающего потока угол φ_1 , передняя кромка 2 клина к нему перпендикулярна. Клин с боков ограничен боковыми щеками 3, параллельными направлению набегающего потока, как и у ПВЗ. Однако у КВЗ щеки не параллельны друг другу, а образуют между собой угол φ_2 . У этих ПВЗ и КВЗ продольный разрез одинаков (рис. 1, а), а вид спереди различен (б для ПВЗ и в для КВЗ, здесь они даны в изометрии).

Начальный скачок, сходящий с передней кромки 2, на расчетном режиме (число Маха набегающего потока $M_H = M_{HP}$, а угол атаки $\alpha = 0$) лежит на скошенной передней кромке 4 щек и образует с направлением набегающего потока угол ω_1 (как у КВЗ, так и у ПВЗ). Если для ПВЗ ширина обечайки 5 равна ширине клина (б), то для КВЗ она равна нулю (в). Наклоненные щеки КВЗ генерируют вторичные плоские скачки уплотнения б с углом разворота потока в них φ_2 и углом наклона скачка к направлению набегающего на него потока ω_2 . Эти скачки тоже примыкают к передней кромке 4 щек и перпендикулярны к поверхности (грани) сжатия кли-



Р и с. 1



Р и с. 2

на. Построенная таким образом конфигурация участка внешнего сжатия 7 КВЗ связана геометрическими соотношениями

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \vartheta_2 &= \operatorname{tg} \omega_2 / [1 + \operatorname{tg}(\omega_1 - \vartheta_1) / \operatorname{tg} \vartheta_1], \\ \operatorname{tg}(\varphi_2/2) &= \operatorname{tg} \vartheta_2 / \sin \vartheta_1. \end{aligned}$$

Сжатие струи на участке внешнего сжатия осуществляется последовательно в двух скачках уплотнения (начальном и вторичном), параметры течения за которыми определяются с помощью известных соотношений на скачках уплотнения.

Газодинамические и геометрические характеристики рассматриваемых течений сжатия

и КВЗ определяются заданием двух независимых параметров, например M_{np} и ϑ_1 . Область существования этих течений (рис. 2) ограничена кривой AB и осью M_{np} . Причем для каждой точки этой области имеется два решения, одно из которых соответствует слабой, а другое — более сильной интенсивности вторичного скачка [2, 3]. В области $ACDA$ для второго решения M за вторичным скачком дозвуковое.

Степень внешнего сжатия поперечного сечения захватываемой струи для простейшего КВЗ (рис. 1) определяется соотношением

$$(1) \quad \bar{F}_{вх} = F_{np} / F_{вх} = \sin \omega_1 \cdot \sin \omega_2 \cdot \cos \vartheta_2 / \sin(\omega_1 - \vartheta_1) \cdot \sin(\omega_2 - \vartheta_2),$$

где \bar{F}_{np} — площадь сечения захватываемой струи в набегающем расчетном потоке; $F_{вх}$ — площадь струи в сечении входа в канал, проходящем через точку схождения кромок боковых щек.

Принципиальной отличительной особенностью КВЗ от ПВЗ является конвергентная пространственность сжатия. В результате поперечные сечения захватываемой струи в набегающем потоке и канала подобны и в данном случае простейшего КВЗ имеют форму треугольника, в то время как для ПВЗ струя сжимается в одном направлении, и поэтому сечение на входе в канал оказывается «сплюснутым» по сравнению с сечением захватываемой струи в набегающем потоке.

Для гиперзвуковых воздухозаборников желательна как можно лучшая компактность поперечного сечения канала, так как его стенки должны иметь наименьшую площадь, поскольку они подвергаются весьма тяжелым тепловым нагрузкам. За меру компактности можно взять коэффициент k , показывающий, во сколько раз длина периметра данного сечения P больше длины окружности круга, имеющего площадь, равную площади этого сечения F . Очевидно, что

$$(2) \quad k = P / 2 \sqrt{\pi F}, \quad k \geq 1.$$

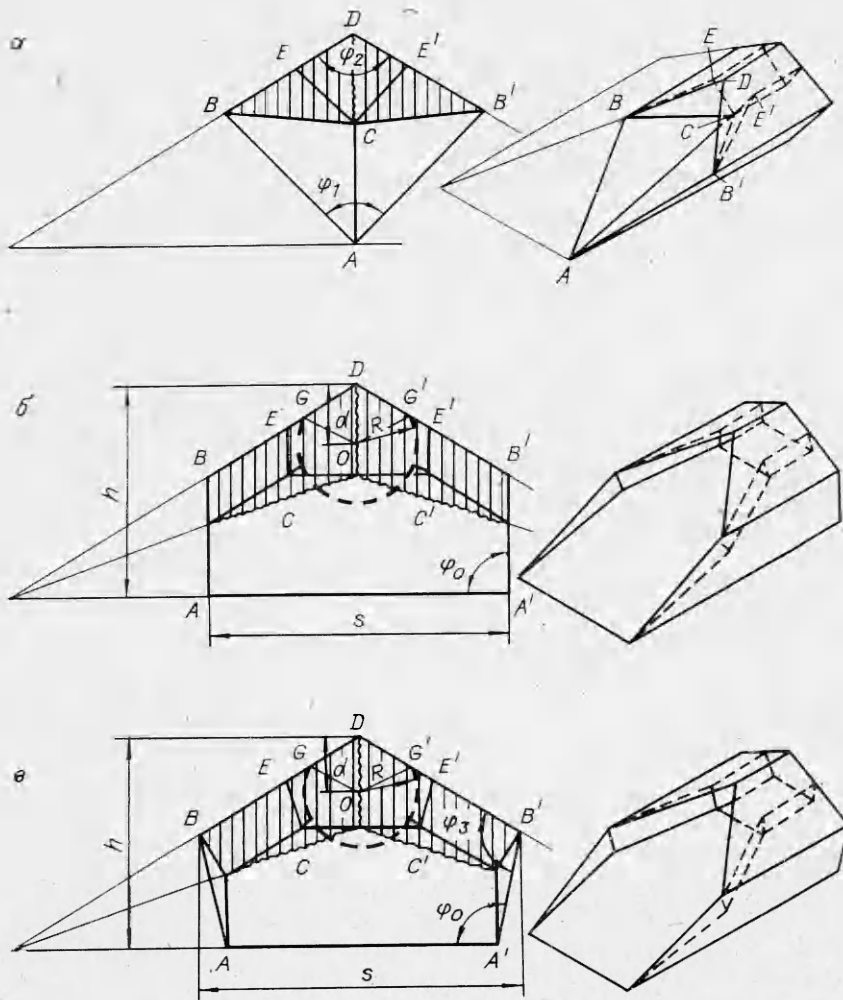
Отсюда для определения k треугольного сечения канала (простейшего КВЗ, см. рис. 1) можно получить формулу

$$k = [1 + \operatorname{cosec}(\varphi_2/2)] \sqrt{[\operatorname{tg}(\varphi_2/2)] / \pi}.$$

В приемлемом для практики диапазоне $\vartheta_1 = 5-10^\circ$ угол $\varphi_2 = 100-120^\circ$, а $k = 1,4-1,6$, т. е. все же заметно больше единицы. К тому же в острых углах поперечных сечений канала будет нежелательная интерференция пограничных слоев (см. рис. 1, в).

На основе вырезок из конвергентных течений по поверхностям тока с последующей заменой их твердыми стенками можно построить большое многообразие новых воздухозаборников, вход в канал которых (а также их участок внешнего сжатия) будет более компактным, а углы в поперечных сечениях близки или больше 90° .

Рассмотрим вырезку (рис. 3, а), у которой поперечное сечение захватываемой струи — симметричный четырехугольник, причем один угол совпадает с φ_2 , а противоположный $\varphi_1 \leq 180^\circ$ произволен. При $\varphi_1 = 180^\circ$



Р и с. 3

имеем исходную конфигурацию (простейший КВЗ, см. рис. 1, *в*), а при $\varphi_1 < 180^\circ$ получаем остроносую конфигурацию воздухозаборника. Для нее k определяется по формуле

$$k = [\operatorname{cosec}(\varphi_1/2) + \operatorname{cosec}(\varphi_2/2)] / \sqrt{\pi [\operatorname{ctg}(\varphi_1/2) + \operatorname{ctg}(\varphi_2/2)]}.$$

При $\varphi_1 = 90^\circ$ и $\varphi_2 = 90-120^\circ$ $k = 1,12-1,15$. Рассмотренную вырезку из исходного КВЗ (см. рис. 1, *в*) можно представить так: начальная поверхность сжатия полученного КВЗ (рис. 3, *а*) — V-образное крыло $ACBB'$, поверхность которого имеет переднюю кромку BAB' , излом AC и заднюю кромку BCB' . Вторичные скачки $B'CD$ и $B'CD$ генерируются в этом случае вторичными V-образными несимметричными крыльями $BECD$ и $B'E'CD$, приставленными определенным образом к первому. Газодинамические же параметры течения остаются неизменными и совпадают с соответствующими параметрами исходного простейшего конвергентного течения. Заметим, что и простейший КВЗ (см. рис. 1, *в*) можно представить как клин, на котором поставлены V-крылья.

Простые вырезки, отличающиеся плоской начальной поверхностью сжатия, получаются из исходного течения, если обрезать острые углы исходной конфигурации (рис. 3, *б, в*), при этом фигуры сечения захватываемой струи и сечения входа в канал остаются подобными и имеют форму

пятиугольников $ABDB' A'$ и $CEDE' C'$. В данном случае k находится по формуле (2), в которой

$$(3) \quad P = h\{\bar{s} + \bar{s} \operatorname{cosec}(\varphi_2/2) + [2 - \bar{s} \operatorname{ctg}(\varphi_2/2)](1 + \cos \varphi_0) \operatorname{cosec} \varphi_0\};$$

$$F = \bar{n}^2 \{4\bar{s} - \bar{s}^2 \operatorname{ctg}(\varphi_2/2) + (\operatorname{ctg} \varphi_0)[2 - \bar{s} \operatorname{ctg}(\varphi_2/2)]^2\}/4;$$

$\bar{s} = s/h$; s — ширина; h — высота воздухозаборника (рис. 3, б, в).

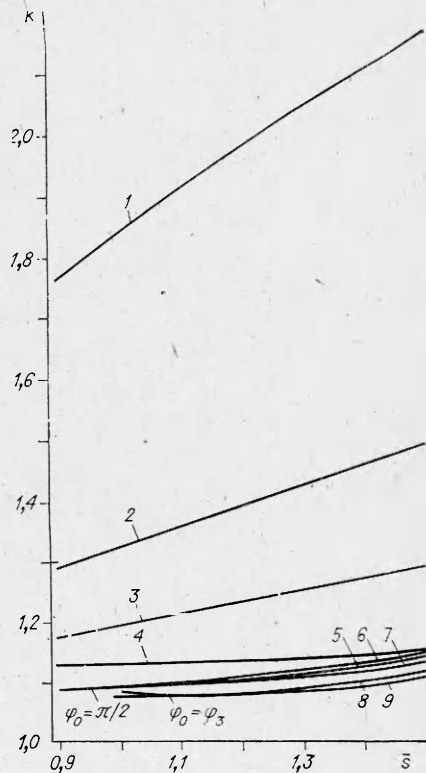
В таблице представлены некоторые геометрические характеристики КВЗ, определенные по изложенной выше методике.

На рис. 4 приведены зависимости коэффициента k от относительной ширины сечения \bar{s} для КВЗ, построенных на основе вырезок из исходных течений (см. таблицу). При этом группа близких друг другу кривых 5—7 ($M_{\text{нр}} = 2,5; 4; 8$), лежащая в области $k = 1,09—1,15$, относится к форме поперечного сечения канала, имеющего угол $\varphi_0 = \pi/2$ (рис. 3, б). Для группы кривых 8 и 9 ($M_{\text{нр}} = 4$ и $8; k = 1,08—1,12$) форма сечения — почти правильный пятиугольник ($\varphi_0 = \varphi_3$) (рис. 3, в). Поскольку у этих КВЗ фигуры поперечных сечений канала и захватываемой струи подобны, то обе группы кривых относятся к сечениям и канала, и захватываемой струи.

Из рис. 4 видно, что рассматриваемые конфигурации КВЗ имеют весьма компактный канал: в значительном диапазоне относительных ширин сечения \bar{s} от узких ($\bar{s} = 0,9$) до довольно широких ($\bar{s} = 1,2—1,4$) компактность чуть хуже, чем у наиболее компактной фигуры — круга ($k = 1$), но не более чем на 10%. При этом k довольно слабо зависит от \bar{s} .

Для сравнения на рис. 4 приведены зависимости k от \bar{s} для ПВЗ (кривые 1—4), которые имеют те же степени сжатия $\bar{F}_{\text{вх}}$, что и сравниваемые КВЗ, при тех же значениях $M_{\text{нр}}$ и φ_1 . В отличие от КВЗ для плоского воздухозаборника коэффициенты k сечений захватываемой струи $k_{\text{нр}}$ и канала (горла) k_r существенно различны. Значения k_r (кривые 1—3) для ПВЗ больше, чем для КВЗ, и сильно растут с увеличением $M_{\text{нр}}$ (кривая 1 соответствует $M_{\text{нр}} = 8$; 2 — 4,0; 3 — 2,5). Это объясняется прежде всего тем, что в ПВЗ сжатие поперечного сечения струи происходит лишь в одном направлении, и ростом степени сжатия $\bar{F}_{\text{вх}}$ с увеличением $M_{\text{нр}}$. Значительный выигрыш в уменьшении площади стенок канала воздухозаборника благодаря использованию принципа конвергентности будет при больших $M_{\text{нр}}$, т. е. в той области скоростей полета, где это особенно важно. Компактность сечения захватываемой струи $k_{\text{нр}}$ для ПВЗ (кривая 4) лучше, чем для их каналов, и примерно такая же, как для рассмотренных КВЗ.

Компактность канала КВЗ легко можно улучшить практически до предела, т. е. приблизить сечение канала к кругу (получить $k \approx 1$), почти не изменяя геометрию участка внешнего сжатия (см. рис. 3, б, в). При этом в случае $\angle GOG' = \varphi_2$ (точка O — центр круга) k определяется по формуле



Р и с. 4

$$k = [\pi - (\varphi_2/2) + 1] / \sqrt{\pi[\pi - (\varphi_2/2) + \sin \varphi_2]}$$

и при $\varphi_2 = 90 - 100^\circ$ $k \leq 1,02$.

Радиус круга $R = \sqrt{F \cos \vartheta_1 / \bar{F}_{\text{вх}} [\pi - (\varphi_2/2) + \sin \varphi_2]}$, расстояние от вершины D угла φ_2 до центра круга $d = 2R \cos(\varphi_2/2)$, $\bar{F}_{\text{вх}}$ и F находятся по формулам (1) и (3).

В отличие от этого для ПВЗ аналогичные попытки получения каналов компактных поперечных сечений очень затруднены (как видно, например, из сравнения рис. 3, б, в и 1, б), и переход к компактным сечениям занимает большие участки длины канала, достигая нескольких калибров.

Течение сжатия на участке внешнего сжатия КВЗ рассматриваемого здесь класса хотя и является на расчетном режиме трехмерным, но параметры его изменяются только при переходе через плоские скачки уплотнения и поэтому точно и легко могут быть определены по известным соотношениям. На нерасчетных режимах ($M_n \neq M_{\text{нр}}$, $\alpha \neq 0$) картина течения такова, что параметры течения изменяются не только в скачках, но и по другим причинам, в частности из-за отхода начального скачка от передних кромок и перетекания над ними. Однако в конфигурации КВЗ с плоской начальной поверхностью (см. рис. 3, б, в) и на нерасчетных режимах в значительных областях течение может оставаться плоским или близким к нему. Поэтому можно принять на нерасчетных режимах ту же газодинамическую схему расчета течения, что и на расчетном, т. е. параметры течения изменяются только при переходе через скачки уплотнения, которые предполагаются плоскими. Только угол разворота потока в начальном скачке должен определяться как сумма угла начального клина ϑ_1 и угла атаки α . Ясно, что такой расчет приближенный и его точность будет тем хуже, чем больше параметры набегающего потока M_n и α отличаются от расчетных $M_{\text{нр}}$ и $\alpha = 0$.

Для конфигурации КВЗ (см. рис. 3, б) с $M_{\text{нр}} = 4$ и геометрическими параметрами, указанными в таблице, на рис. 5, 6 приведены результаты приближенного расчета для $M_n = 4$ и 3 в диапазоне $\alpha = -6 - 15^\circ$ в виде зависимостей M_i , \bar{p}_i от α (M_i — число Маха за i -м скачком, \bar{p}_i — отношение давлений на i -м скачке; $i = 1-2$); кружками нанесены данные, полученные при экспериментальном исследовании течения в модели КВЗ [4, 5]. Они согласуются с расчетом. Таким образом, предложенную здесь методику приближенного расчета можно использовать в некотором диапазоне нерасчетных параметров для оценок характеристик КВЗ.

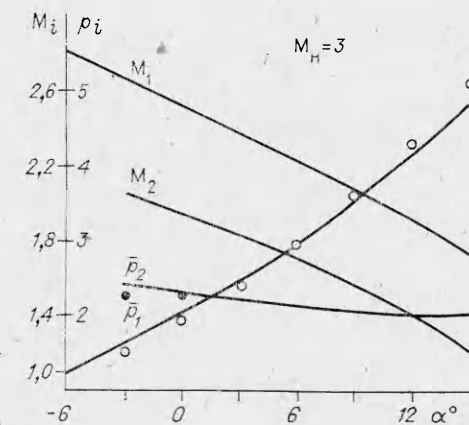
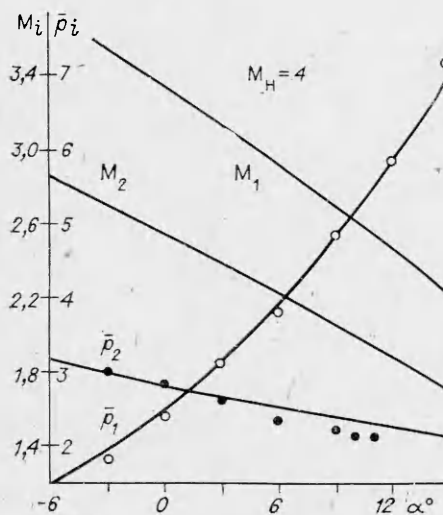


Рис. 5

Рис. 6

ЛИТЕРАТУРА

1. Готов Б. И., Затолока В. В. Конвергентные входные диффузоры с начальным скачком и дополнительным внешним сжатием // *Аэрофизические исследования*.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1973.— Вып. 2.
2. Готов Б. И., Затолока В. В. Пространственные воздухозаборники с внешним сжатием (конвергентные), построенные на основе плоских течений // *Вопросы газодинамики*.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1975.— Вып. 5.
3. Готов Б. И., Затолока В. В. Пример численного моделирования при построении конвергентных воздухозаборников // *ЧММСС*.— 1979.— Т. 10, № 3.
4. Готов Б. И., Затолока В. В. Расчетное и экспериментальное исследование новых конфигураций конвергентных воздухозаборников с пространственными комбинациями течений.— Новосибирск, 1983.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 30—83).
5. Готов Б. И., Затолока В. В. Экспериментальное исследование течения в модели конвергентного воздухозаборника с плоскими стенками // *ПМТФ*.— 1985.— № 6.
6. Майкапар Г. И. О волновом сопротивлении неосесимметричных тел в сверхзвуковом потоке // *ПММ*.— 1959.— Т. 23, вып. 2.
7. Келдыш В. В., Майкапар Г. И. Газодинамическое конструирование гиперзвуковых самолетов // *Изв. АН СССР. МЖГ*.— 1969.— № 3.

Поступила 12/II 1986 г.

УДК 629.782.015.3 + 533.6.011.55

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЛНОЛЕТОВ

А. И. Швеи

(Москва)

Нахождению оптимальных несущих форм уделяется большое внимание. Продолжается изучение традиционных крыльев и различных перспективных компоновок, основанных на концепции волнолета — Λ -крыла с плоским скачком уплотнения на передних кромках. В первых исследованиях, выполненных на основе точных решений, построены пирамидальные головные части минимального сопротивления [1, 2] и Λ -крылья минимального аэродинамического качества [3]. В результате расчетов по теории Ньютона [4] и экспериментов [5, 6] установлено, что сопротивление звездообразного тела при гиперзвуковых скоростях почти в 2 раза меньше, чем у эквивалентного конуса, а аэродинамическое качество Λ -крыльев на 10—15% превышает качество эквивалентного треугольного крыла [5, 7]. В последующем изучались дозвуковое обтекание Λ -крыльев [8], аэродинамические характеристики Λ -крыла с коническим изломом поверхности [9] и с изломом передней кромки [10]. В настоящей работе содержатся результаты экспериментов и сравнения аэродинамической эффективности нескольких схем волнолетов: Λ -крыльев, треугольных крыльев с коническим изломом, пирамидальных тел с крыльями и линейчатых Λ -крыльев.

1. Λ -крылья. Испытывались модели в виде комбинаций тонкого центрального конуса (с полууглом 7°) с двумя жестко закрепленными на нем треугольными крыльями (угол стреловидности в плоскости крыла $\chi = 60^\circ$). Полученные результаты свидетельствуют о том, что с уменьшением угла раскрытия Λ -крыла коэффициент подъемной силы изменяется незначительно, а коэффициент лобового сопротивления снижается. В результате аэродинамическое качество с уменьшением угла Λ от 180° до 150° увеличивается на 15—20% по сравнению с качеством плоского треугольного крыла. Рост качества Λ -образного крыла с уменьшением угла раскрытия происходит не из-за возрастания подъемной силы крыла, а в основном вследствие уменьшения его сопротивления, т. е. проявляется эффект, который приводит к существенному снижению сопротивления тела с звездообразной формой поперечного сечения [6].

2. Конический излом треугольных крыльев. Влияние вариаций поперечного контура Λ -крыла схематически показано на рис. 1, где a — исходное Λ -крыло в расчетном режиме с плоским скачком уплотнения, b , c — возможная структура скачков при перемещении внутреннего ребра от передних кромок и образовании выпуклого угла в плоскости сжатия — при этом появляется тенденция смещения скачка уплотнения внутрь крыла. Случай перемещения внутреннего ребра к передним кромкам — образования вогнутого угла — аппроксимирует фюзеляж, расположенный