

**Булат Павел. 43 года.**

Закончил в 88 году БГТУ  
"ВОЕНМЕХ", (Ленинградский  
механический институт)  
Кандидат наук.  
Механика жидкости, газа и  
плазмы. Динамика полета и  
управления

**На пути к пятому и шестому поколению.**  
Часть VI. Про адаптивное крыло, наплывы и многое другое

**Лишь закончив дело, узнаешь  
с чего его нужно было начать.**

*Блез Паскаль*

### **Самая скучная статья цикла**

В настоящей статье цикла рассмотрены основные аэродинамические решения, которые уже отработаны на истребителях 4-ого и 4+ поколения и могут быть использованы при разработке самолетов последующих поколений. А Вы ожидали уже увидеть схемы ПАК ФА? Придется подождать. Маскировочная сеть будет снята в последней седьмой части цикла статей. Иначе многое из того, о чем там пойдет речь, будет просто не понятно.

Ниже мы подробно поговорим о том, что такое адаптивное крыло и чем оно отличается от адаптивной механизации. Какова роль наплыва крыла, существует ли его оптимальная форма, можно ли чем-то заменить наплыв. Чем хороши нерегулируемые воздухозаборники и как их все-таки регулировать. Почему все европейцы в 90-е годы стали проектировать истребители по схеме «утка», а американцы остановились на нормальной аэродинамической схеме.

### **«Буквально немножечко, чайную ложечку - это уже хорошо». Про профили крыла и механизацию.**

На рис.1 изображены типичные профили крыла. Дозвуковой профиль имеет высокие несущие свойства, но большое сопротивление при  $M > 0.6$ . Сверхзвуковой - низкое сопротивление, но плохие несущие качества. Компромисс можно обеспечить применением механизации крыла, увеличивающей кривизну профиля.

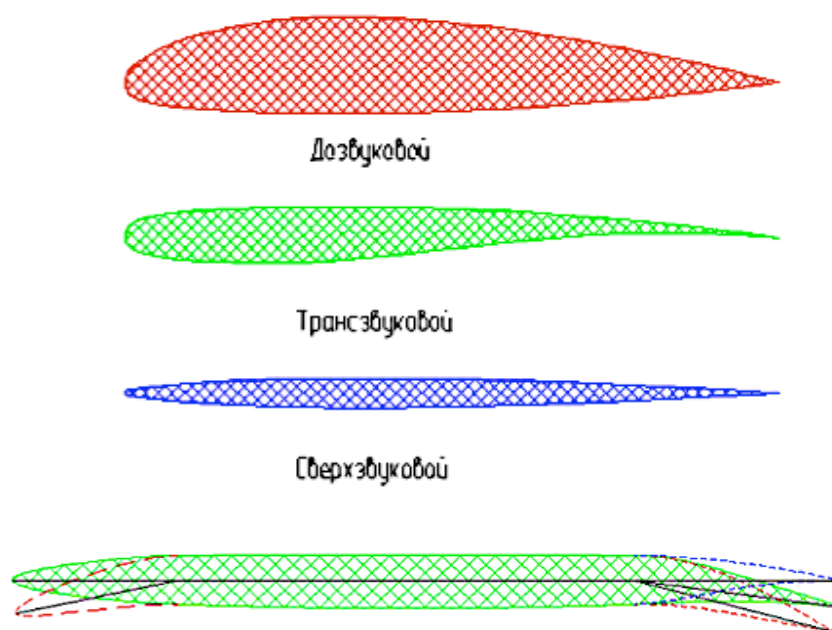


Рис. 1. Современные профили и профиль с отклоненной механизацией.

Механизация может выполняться в виде выдвижных предкрылков и закрылков или, как это принято на современных истребителях, в виде отклоняемых носков профиля и щитков. На трансзвуковых и сверхзвуковых крыльях может использоваться тупая передняя кромка, как на МиГе-29. При умеренных углах атаки ( $<12^\circ$ ) за счет местного разрежения в верхней части тупой передней кромки образуется аэродинамическая сила, одна из составляющих которой направлена вперед. Она называется подсасывающей силой. Эта сила уменьшает величину индуктивного сопротивления.

На около- и сверхзвуковых скоростях у тупой передней кромки возникает прямая, а не косая, как в случае острой кромки, скачок уплотнения. Это ведет к большему волновому сопротивлению. Тупая передняя кромка генерирует вихри меньшей интенсивности, поэтому самолет имеет худшую путевую и поперечную устойчивость на больших углах атаки, чем самолет с острыми передними кромками крыла и наплыва.

Степень реализации подсасывающей силы может быть определена экспериментально с помощью соотношения, полученного в линейном приближении

$$S = \frac{1 - A_2 C_{ya}^\alpha}{1 - 1 / (\pi \lambda) C_{ya}^\alpha}.$$

Коэффициент  $A_2$  на дозвуковых скоростях лежит в пределах  $A_2 = 1,5 \div 2 / \pi \lambda$ . В приведенных выше соотношениях  $\lambda$  - удлинение крыла. Для сверхзвуковых самолетов параметр  $S$  увеличивается от 0.4 до 0.7 с уменьшением стреловидности крыла и увеличением радиуса кривизны носка профиля. Таким образом, основным путем улучшения аэродинамики тонкого крыла умеренного удлинения является улучшение обтекания передней кромки за счет увеличения ее радиуса кривизны и подбора оптимальной деформации срединной поверхности, чем обеспечивается плавное безотрывное обтекание носика профиля.

Уменьшение потерь подсосывающей силы с помощью применения отклоняемой механизации передней кромки является основным резервом увеличения аэродинамического качества на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях.

Крыло с острой передней кромкой требует в обязательном порядке применения автоматизированной системы отклонения носков профиля, т.к. уже при небольших углах атаки начинается отрыв потока (рис.2), что ведет к резкому падению подъемной силы и тряске крыла. Переменные  $M_n$  и  $\alpha_n$  - число Маха и угол атаки в плоскости перпендикулярной передней кромке. Черными «жирными» линиями показаны различные режимы обтекания. I, II - так называемые границы Вуда - Миллера для дозвуковых кромок ( $M_n < 1$ ), разделяющие течение с отрывом без скачков, классический вихрь и течение со скачками. Границы подобластей отмечены арабскими цифрами: 1- появление вторичного отрыва, 2- третичного, 3- образование скачков под основным вихрем, 4 - «затонированная темным цветом» область перехода к течению со скачками над основными вихрями.

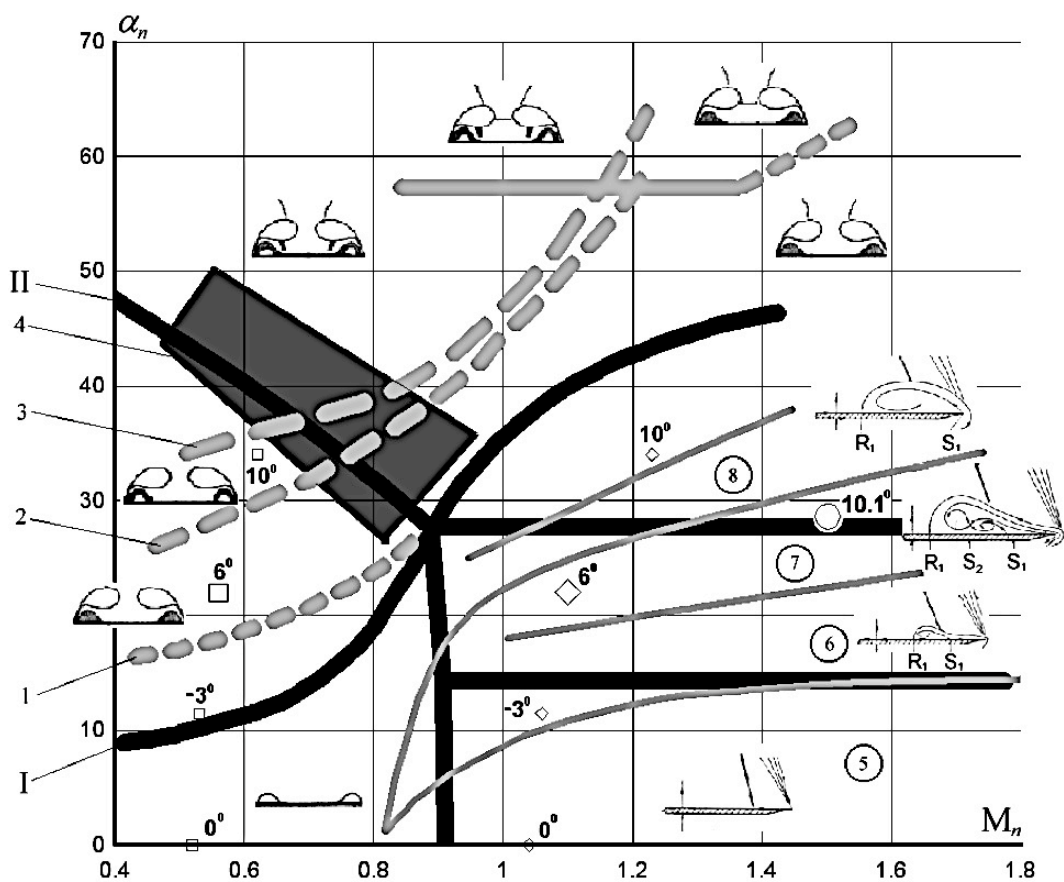


Рис. 2. Область существования отрыва течения с острой кромки крыла.

Для сверхзвуковых кромок ( $M_n > 1$ ) показаны уточненные области: 5 - безотрывное течение, 6 - отрывное течение, вызванное внутренним скачком, 7 - течение с локализованным отрывом, 8 - появление отрывного пузыря, распространяющегося до передней кромки. Значками отмечены конкретные углы атаки и соответствующие им элементы течения. На данном рисунке хорошо видно, что в окрестности острой передней кромки уже на небольших углах атаки возникает сложное отрывное течение. Чтобы его избежать применяют отклоняемый носок крыла (рис. 3).

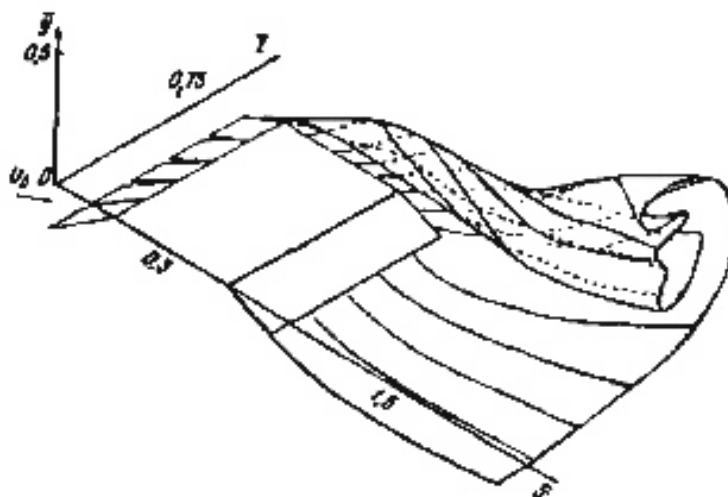


Рис. 3. Безотрывное обтекание крыла с отклоненным носком.

Отклонение носков (предкрылков) и закрылков вниз ведет к смещению поляры вверх и вправо. Таким образом, тупые кромки не являются недостатком или недоработкой МиГа-29, а являются следствием отсутствия ЭДСУ и ограничением на рабочие углы атаки. На МиГе-29М появилась ЭДСУ и кромки сразу же стали острыми.

### **«Не будем прогибаться под изменчивый мир». Про адаптивную механизацию**

В аэродинамике известно уравнение поляры  $C_{xa} = F(C_{xa0}, C_{ya})$  для линеаризованного течения в пределах умеренных углов атаки. Оно представляет собой кривую второго порядка. При наличии отклоненной механизации в этом уравнении появляются дополнительные линейный члены с производными по углам отклонения предкрылков и закрылков. Для любого заданного (расчетного) значения подъемной силы  $C_{yap}$  существуют обеспечивающие минимум сопротивления углы отклонения механизации крыла, которые можно найти из уравнения поляры. Это позволяет получить аналитически уравнение огибающей семейства поляр профилей с отклоненной на малые углы механизацией (рис. 4).

На данном рисунке  $\delta_n, \delta_z$  - углы отклонения носков и закрылков. Величина  $\Delta A_2$  зависит от упомянутых выше производных. При полной реализации подсосывающей силы  $A_2 - \Delta A_2 \rightarrow 1 / (\pi\lambda)$ .

Таким образом, использование управляемой в полете механизации крыла эквивалентно уменьшению коэффициента  $A_2$  поляры, т.е. увеличению эффективного удлинения крыла и уменьшению индуктивного сопротивления.

Очевидно, что для каждого угла атаки и скорости полета угол отклонения носка крыла должен быть свой. В то же время, у самолетов с обычной гидравлической системой управления, как у МиГа-29, имеется, обычно всего два положения носка - «выпущено» и «убрано». В этом случае, оптимальной является тупая передняя кромка, т.к. за счет подсосывающей силы она обеспечивает меньшее сопротивление.

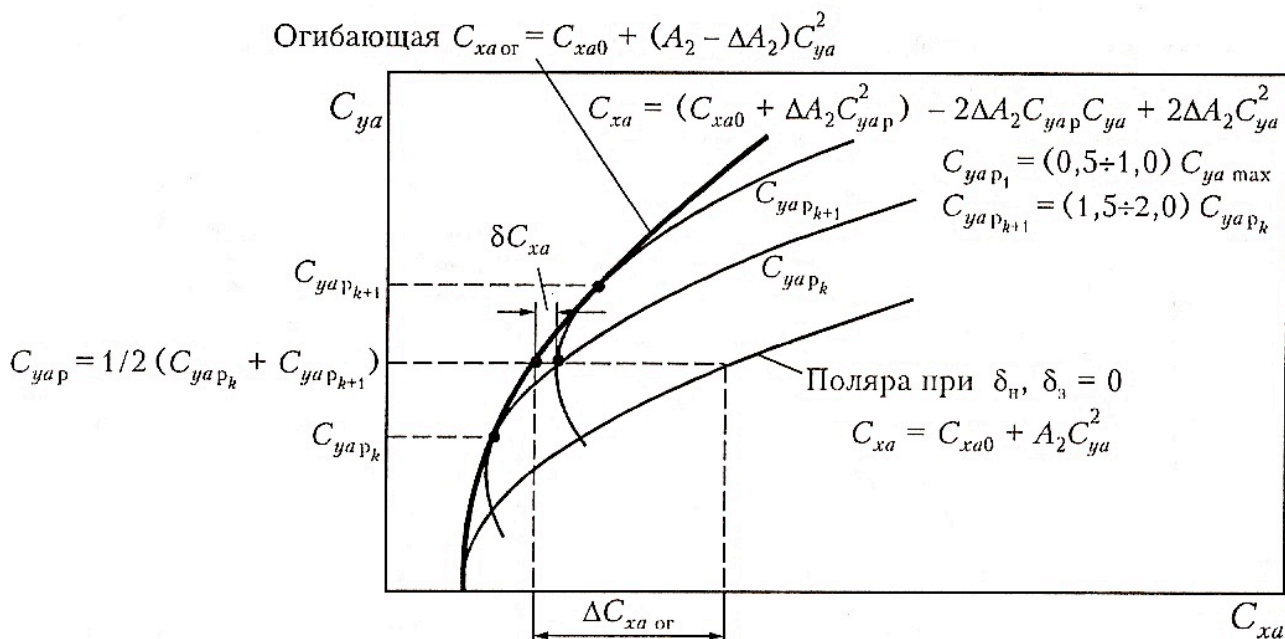


Рис. 4. Схема огибающей семейства поляр с отклоненной механизацией.

С другой стороны самолеты, оснащенные ЭДСУ, могут использовать острую кромку и следящую систему отклонения механизации, что дает выигрыш на больших углах атаки и при сверхзвуковых скоростях.

Аналогичным образом можно построить график зависимости аэродинамического качества от начального коэффициента подъемной силы  $C_{ya}$ . Тогда степень совершенства профиля будет определяться близостью кривой  $K(C_{ya})$  к огибающей семейства кривых. Понятно, что для каждого числа Маха можно найти такую комбинацию угла отклонения носка и закрылка, что график  $K(C_{ya})$  будет ближе всего к огибающей.

Анализ уравнения поляр показывает, что при использовании неплоского крыла, рассчитанного на максимальное аэродинамическое качество, с механизацией имеющей 2-3 фиксированных положения (как у МиГ-29), можно реализовать значения минимального сопротивления, отличающиеся от оптимального не более, чем на 5-10%. При этом, правда, увеличивается сопротивление при нулевой подъемной силе, что сказывается на экономичности (МиГ-29).

Для плоского крыла, обеспечивающего минимум при нулевой подъемной силе, нужно уже 3-4 фиксированных положения, а крыло с острой передней кромкой требует более тонкой настройки. При числах Маха  $> 0.9$  отклонение механизации практически не приводит к увеличению максимального аэродинамического качества при больших значениях коэффициента подъемной силы.

На рис. 5 показано семейство кривых  $K(C_{ya})$  для  $M=0.6$ . Видно, что если в зависимости от угла атаки менять углы отклонения механизации, то можно получить поляр, практически совпадающую с огибающей.

Справа показаны типичные программы отклонения механизации, вверху - следящая, внизу обычная ступенчатая. Первая в мире следящая система механизации была установлена на F-16. Такая же стоит на Су-27.

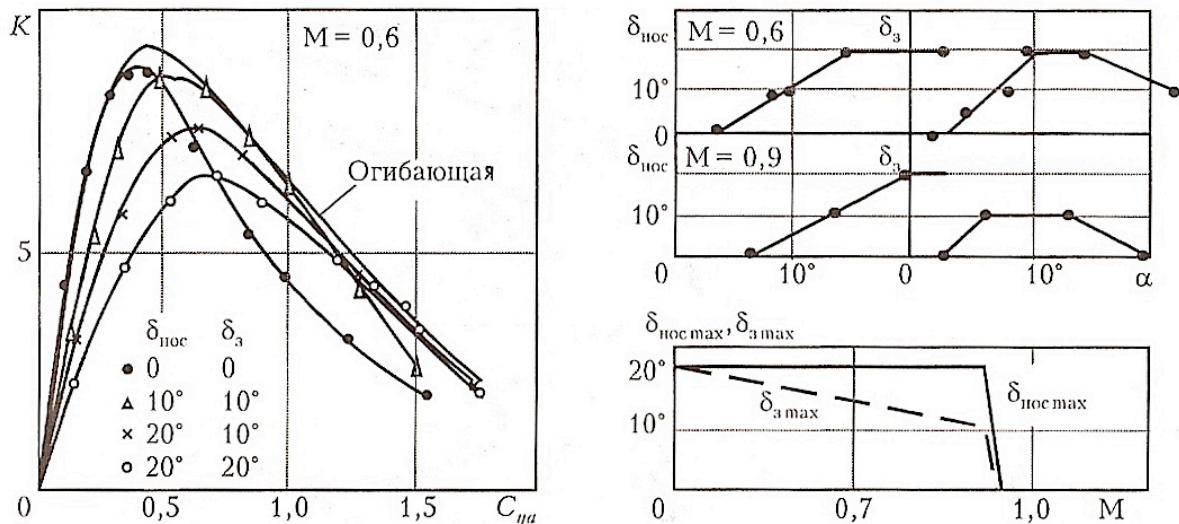


Рис. 5. Программы отклонения носков и закрылков и соответствующее аэродинамическое качество.

Для каждого числа  $M$  полета графики типа тех, что приведены на рис.5, будут свои, следовательно, программа отклонения носков и закрылков (элевонов, щитков) должна зависеть от числа  $M$ . Система управления механизацией, обеспечивающая плавное (в пределах необходимой точности, а так оно может быть и ступенчатым) изменение углов установки носков и закрылков в зависимости от угла атаки и числа Маха, называется **адаптивной**. Применение адаптивной механизации существенно улучшает характеристики крыла, особенно на больших углах атаки.

Адаптивная механизация применяется, например, на F-22, Су-33, МиГ-35.

### «Это две большие разницы». Про адаптивное крыло

Адаптивная механизация - важный шаг на пути к пятому поколению, но не последний. **Адаптивным** будем называть крыло, обеспечивающее непрерывность аэродинамических производных во всем диапазоне параметров, в отличие от адаптивной механизации, которая допускает только их разрывное (ступенчатое) изменение. Важным отличительным свойством такого крыла является сохранение гладкости его профилей при деформации срединной поверхности.

Уменьшение сопротивления может быть достигнуто, в основном, по двум направлениям. Во-первых, за счет оптимального изменения в зависимости от режима полета деформации срединной поверхности. Это позволяет на крейсерских режимах делать крыло практически плоским, что уменьшает сопротивление при нулевой подъемной силе, а при маневре - оптимально деформированным с распределением циркуляции по размаху крыла близким к эллиптическому, что уменьшает индуктивное сопротивление. Во-вторых, на больших углах атаки в местах излома верхней поверхности крыла при отклонении обычной механизации возникает местный отрыв потока. Применение на адаптивном крыле носков с большой относительной хордой и гибкой обивкой позволяют решить эту проблему.

На рис. 6 показаны поляры крыльев, составленных из гладких профилей, оптимальных для соответствующих режимов полета. Видно, что уменьшение сопротивления может составить до 40%,.

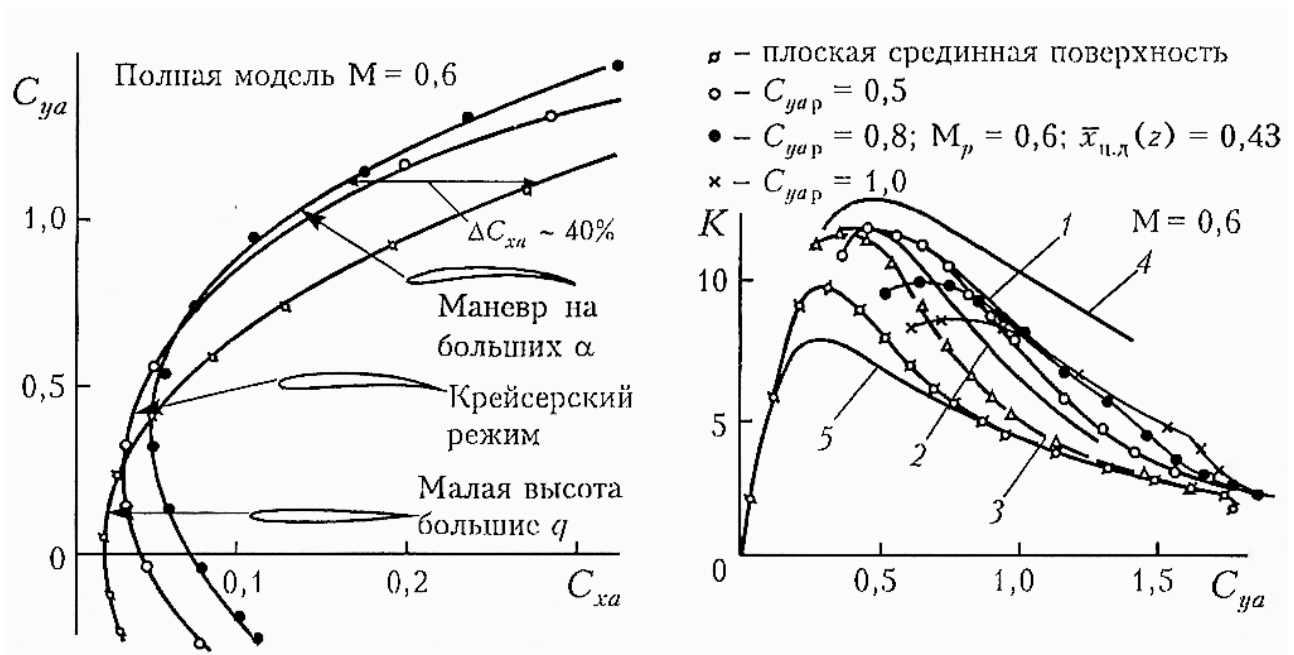


Рис. 6. Эффективность адаптивной механизации.

1 - идеализованная адаптивная механизация, 2 - крыло с умеренной деформацией и обычной механизацией, 3 - крыло с умеренной деформацией без механизации, 4 -  $C_{xa} = C_{xa0} + C_{ya}^2 / \pi\lambda$ , 5 -  $C_{xa} = C_{xa0} + C_{ya}^2 / C_{ya}^\alpha$

Справа показаны графики аэродинамического качества в зависимости от степени деформации срединной поверхности. Здесь представлены две огibaющие: одна для идеального адаптивного крыла (1), вторая для умеренно деформированного крыла с обычной адаптивной механизацией (2). Видно, что выигрыша в  $K_{max}$  нет, т.к. оба крыла специально спроектированы для его достижения. А вот на маневре за счет предотвращения отрыва потока адаптивное крыло дает выигрыш в 1.5-2 единицы, что очень много.

Впервые такое крыло было установлено в 80-е годы на экспериментальном самолете F-111. Тогда это потребовало огромных капитальных затрат и сложнейших конструктивных решений. В настоящее время, в связи с появлением эластичных композиционных материалов ситуация упростилась. Постепенно устоялась концепция адаптивного крыла (рис. 7) с жесткой центральной частью - кессоном и гибкими отклоняемыми кромками. Решение только на первый взгляд выглядит простым, т.к. существуют переходные зоны, соединяющие подвижные кромки и центроплан. На рис. 7 они выделены красным цветом. Поскольку все кромки стреловидные, то не очень понятно, как технически организовать их отклонение от оси, а также от какой оси, т.к. и основные оси крыла не параллельны друг - другу.

Из-за того, что в классическом крыле, имеющем геометрическую крутку, ось вращения отклоняемых носков перпендикулярна передней кромке крыла, отклонение носков вызывает изменение формы крыла в плане, что ухудшает аэродинамические характеристики (рис. 8).

На разработанном для семейства Су-27 адаптивном крыле были подробно изучены оптимальные формы деформации срединной поверхности. Выявлено, что в районе линии равного наклона срединной поверхности, которая может быть принята за ось отклонения носка, оптимальные изоклины, образующие поверхность представляют собой практически прямые линии, причем параллельные передней кромке.

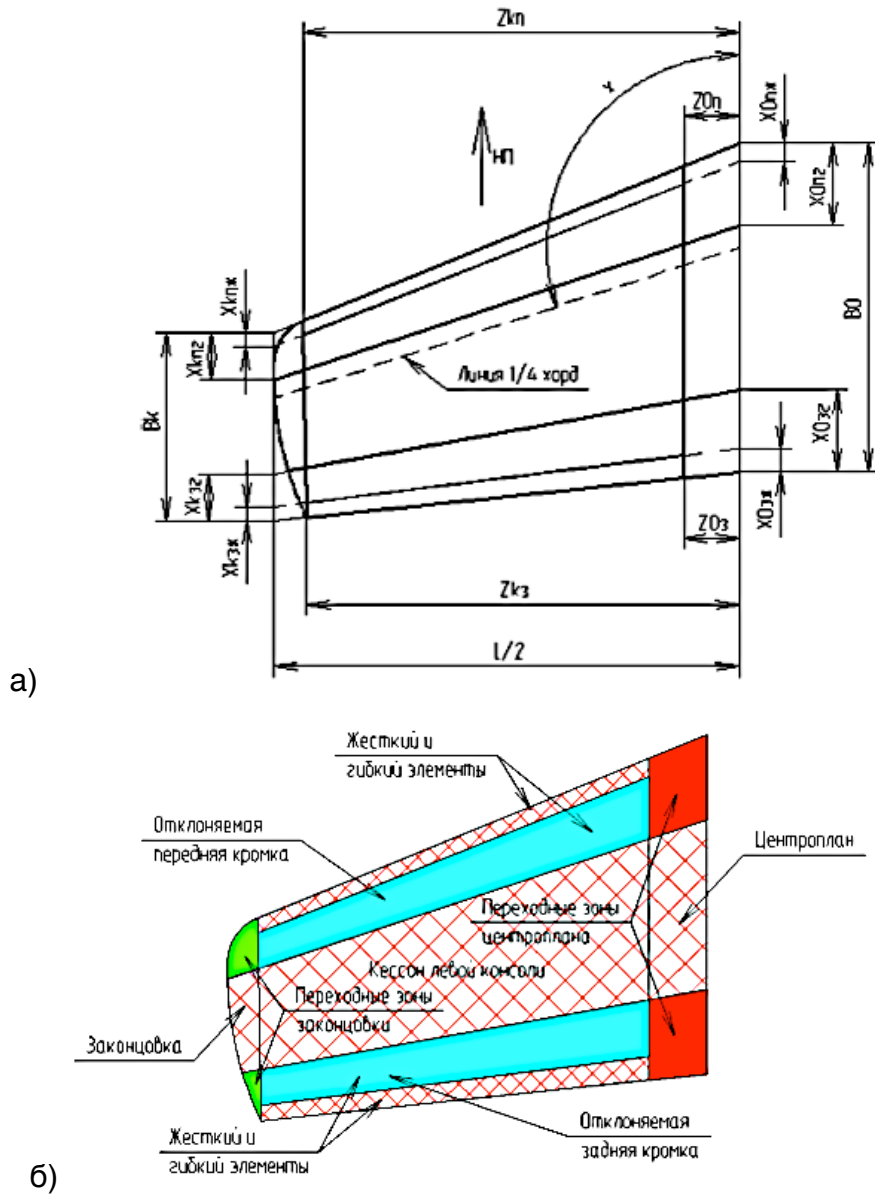


Рис.7. Адаптивное крыло.

а) Геометрические характеристики крыла. б) элементы конструкции.

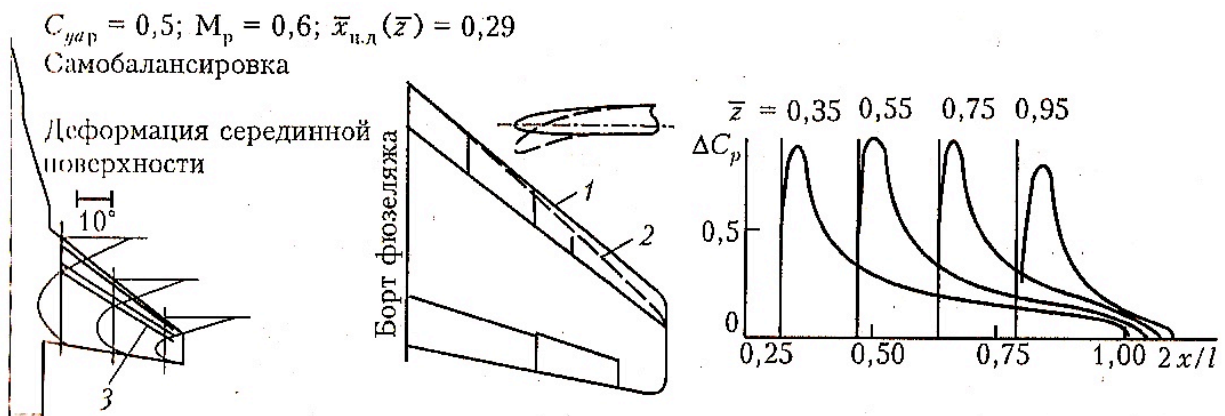


Рис. 8. Форма отклоняемых носков для адаптивного крыла.

1-адаптивное крыло, 2-исходное крыло, 3-линии равного наклона срединной поверхности по отношению к СГФ.



Это позволило выполнить отклоняемый носок с неизменной по размаху хордой, увеличенной по сравнению с носком исходного крыла Су-27. Угол отклонения носка увеличивается по хорде в соответствии с кубическим законом. При отклонении такой механизации крыло приобретает отрицательную кривизну и увеличивающуюся к концам кривизну. Справа на рис.8 показано распределение давления в различных сечениях крыла, полученное расчетом методом дискретных вихрей. Видно, что обеспечивается плавность профиля давления и безотрывность течения. Если выдержать постоянство хорды не удастся, то отклоняемый носок придется делать разрезным, как на Су-33КУБ (рис.9). Возникающие при отклонении такого носка щели увеличивают сопротивление.

Обеспечение гладкости поверхности крыла, имеющего сложную форму



Рис. 9. Су-27КУБ

деформации срединной поверхности по размаху, представляет собой непростую техническую задачу. На рис. 10 видно, что гибкая обшивка между двумя подвижными профилями работает одновременно на изгиб и растяжение.

Особенно остро данная проблема стоит в месте гладкого сопряжения с неподвижным центропланом (рис. 10б). На рис.11 изображена одна из возможных конструкций привода подвижных частей адаптивного крыла [3].

#### **Подведем промежуточные итоги.**

1. Увеличение радиуса носка до 0,5% приводит к увеличению аэродинамического качества на дозвуковых скоростях при неотклоненных носках, при этом значительно увеличивается коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе, не изменяется аэродинамическое качество при отклоненных носках. На сверхзвуковых скоростях до радиуса 0.25% аэродинамическое качество не меняется, а дальше начинает падать.

2. Максимальные значения коэффициента подъемной силы ( $C_{ya}=0.7-1$ ) достигаются при углах отклонения носков примерно  $5^\circ$ , увеличение аэродинамического качества при этом может составить примерно 1.5-2.

3. Адаптивное крыло по сравнению с адаптивной механизацией обеспечивает прямое управление подъемной силой, по сравнению с обычным крылом позволяет дополнительно получить выигрыш в аэродинамическом качестве 4-5 на маневре и 2-3 на крейсерских режимах. Коэффициент реализации подсосывающей силы  $S$  - до 0.8.

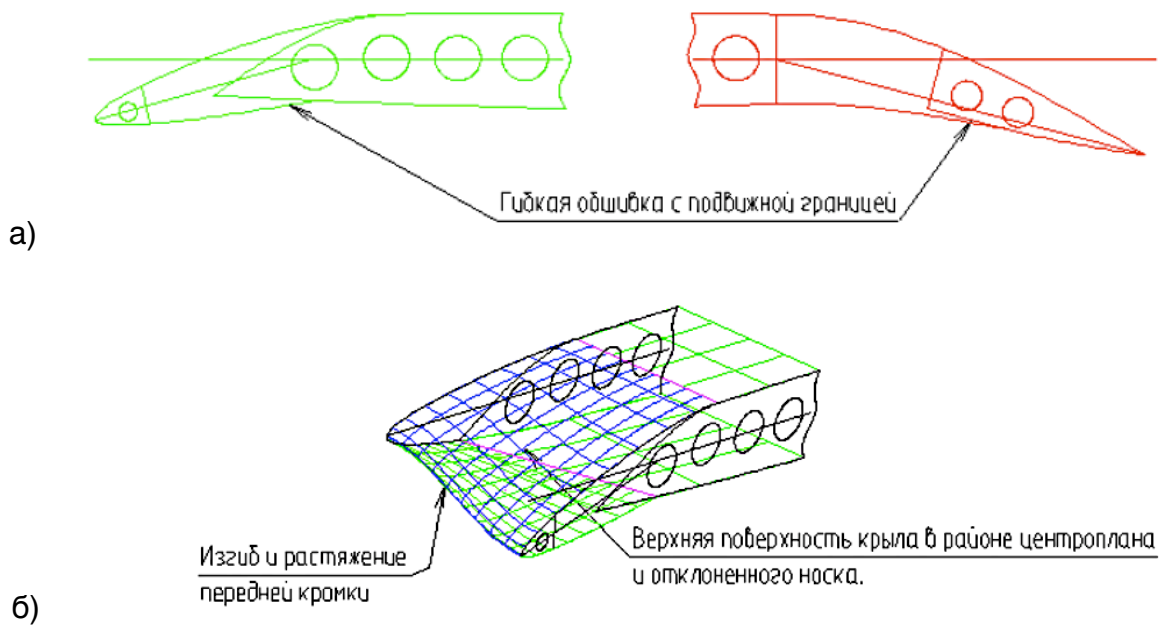


Рис. 10. Отклонение механизации адаптивного крыла.

а) Схема типичной конструкции отклоняемого носка и задней кромки. б) Деформация гибкой поверхности передней кромки крыла в месте сочленения с фюзеляжем

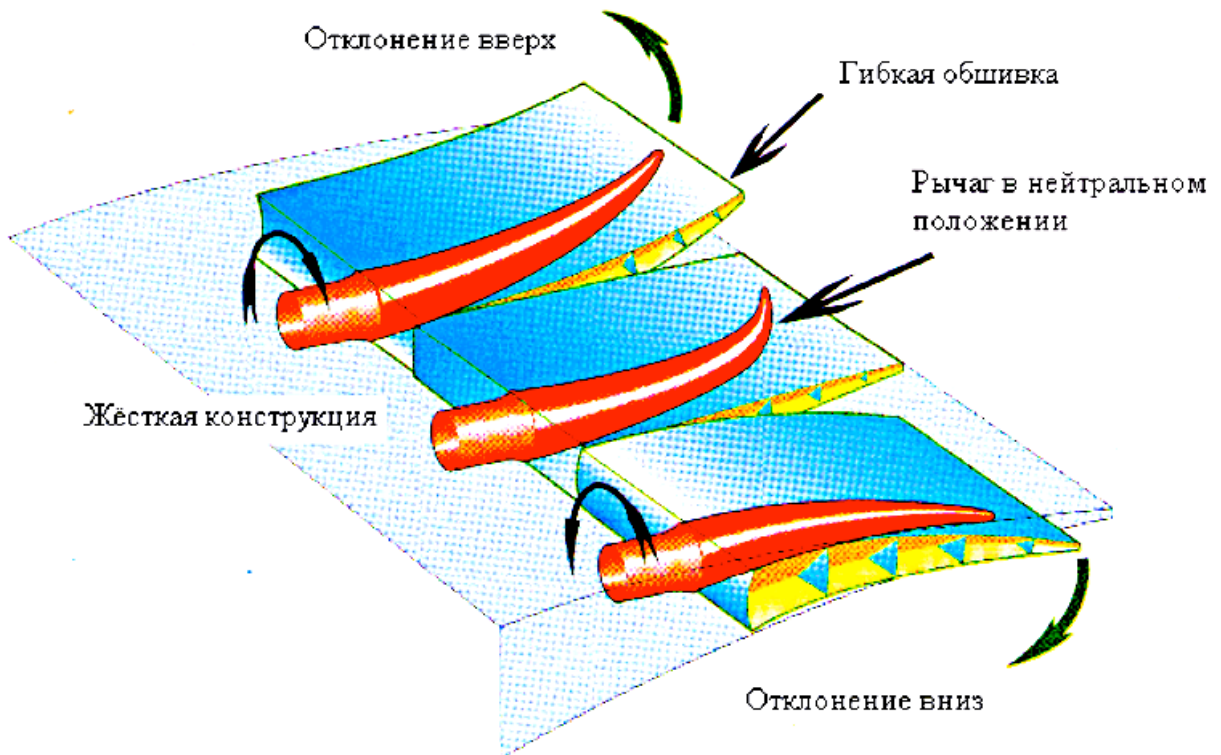


Рис. 11. Одна из возможных конструкций привода задней кромки крыла [4].

4. Применение механизации передней кромки снижает значение коэффициента  $A_2$ , отвечающего за индуктивное сопротивление, что эквивалентно увеличению удлинения крыла. Значения приведены слева на рис.12. Цифры в кружочках обозначают конкретные летательные аппараты, представленные на полях графика. Зона типичных значений  $A_2$  для дозвуковых скоростей заштрихована. На правом графике показано увеличение индуктивного сопротивления вследствие отличия распределения циркуляции вектора скорости по размаху от идеального эллиптического. Видно, что управление данным параметром в случае применения адаптивного крыла может дать выигрыш от 5 до 12% дополнительно.

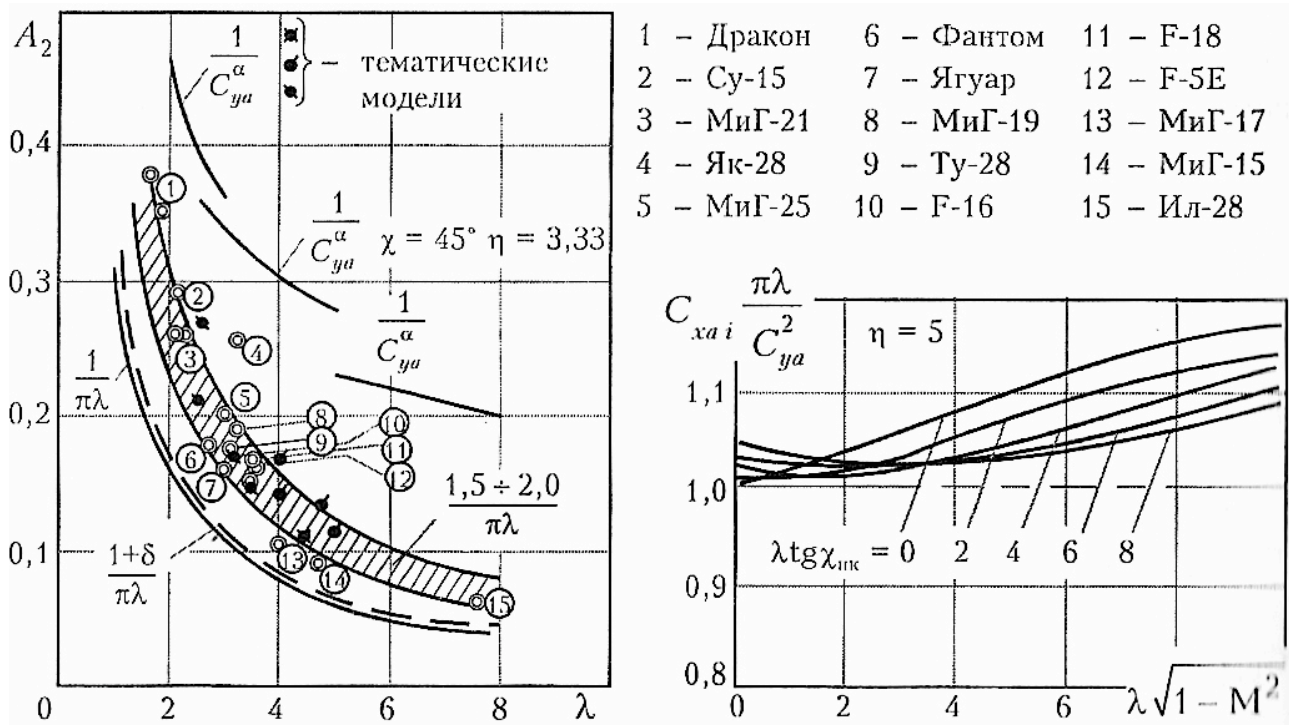


Рис. 12. Влияние формы и удлинения крыла на величину индуктивного сопротивления [4].

**«Нам Сталин дал стальные руки-крылья, а в ЦАГИ к ним приделали наплыв». Про то, каким должен быть оптимальный наплыв**

В статьях [5,6] мы уже кратко касались роли наплывов крыла. Рассмотрим эту проблему подробнее. На рис. 13 представлены вихревые структуры, образующиеся около передних кромок крыльев малого ( $\lambda=1$ ) и умеренного удлинения ( $\lambda=1.5-2.5$ ) на больших углах атаки. Наличие линий перегиба на вихревых поверхностях свидетельствует о возникновении неустойчивости вихрей. Видно, что чем больше угол стреловидности и меньше удлинение крыла, тем более устойчива вихревая структура. Наличие устойчивых вихрей дает существенную вихревую нелинейную составляющую подъемной силы на больших углах атаки. В то же время, несущие свойства крыльев малого удлинения на крейсерских режимах плохие.

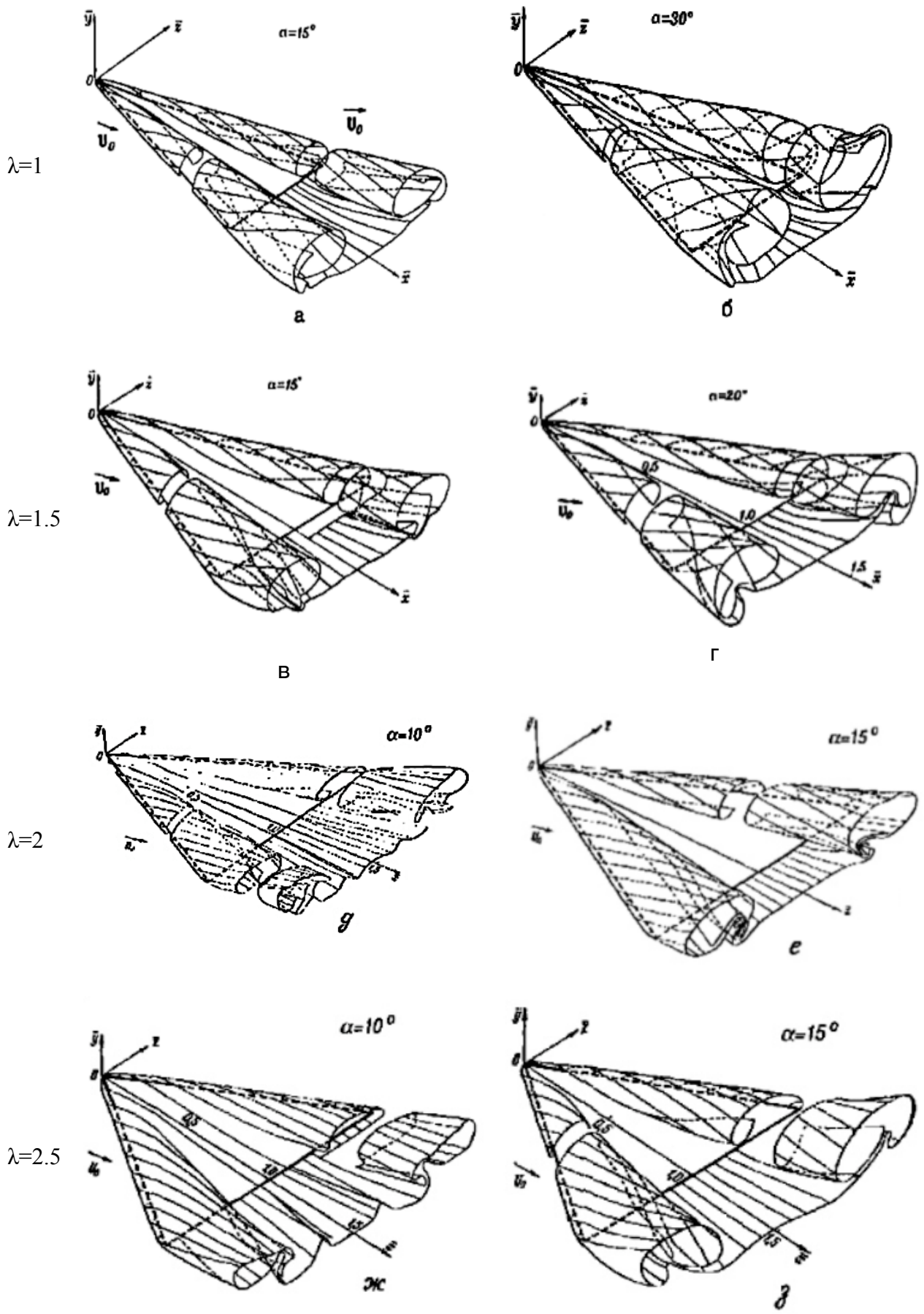


Рис. 13. Вихревая структура около крыльев разного удлинения на различных углах атаки.

В начале 60-х годов в ЦАГИ развернулись обширные исследования крыльев, составленных из исходного крыла умеренного удлинения и выдвинутого вперед корневого наплыва с очень большой стреловидностью передней кромки (рис.14). Такие крылья пришли на смену крылу с изменяемой геометрией (стреловидностью).

Первоначально, идея состояла в обеспечении приемлемого аэродинамического качества на крейсерской сверхзвуковой скорости, т.к. путем соответствующего подбора геометрических параметров можно добиться малого, в том числе и нулевого смещения фокуса крыла при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым. Тем самым может быть решена проблема увеличения балансирующего сопротивления при  $M > 1$ .

Постепенно выявились и другие преимущества крыла с наплывом, в том числе и те, о которых обычно не упоминают в популярной литературе. Вихри (рис. 14), генерируемые наплывом, создают на больших углах атаки дополнительную подъемную силу, позволяющую сохранить несущие свойства крыла далеко за пределами линейной части поляры. Такие крылья имеют меньшее волновое сопротивление при  $M > 1$ , позволяют ослабить звуковой удар. За счет большой корневой хорды и, соответственно больших чисел Рейнольдса (безразмерное отношение сил инерции к силам трения в потоке) уменьшается сопротивление трения. Большая стреловидность передней кромки наплыва позволяет оставаться ей дозвуковой, т.е. находиться внутри конуса возмущений (конуса Маха). Это дает заметный выигрыш в максимальном аэродинамическом качестве на сверхзвуковых скоростях.

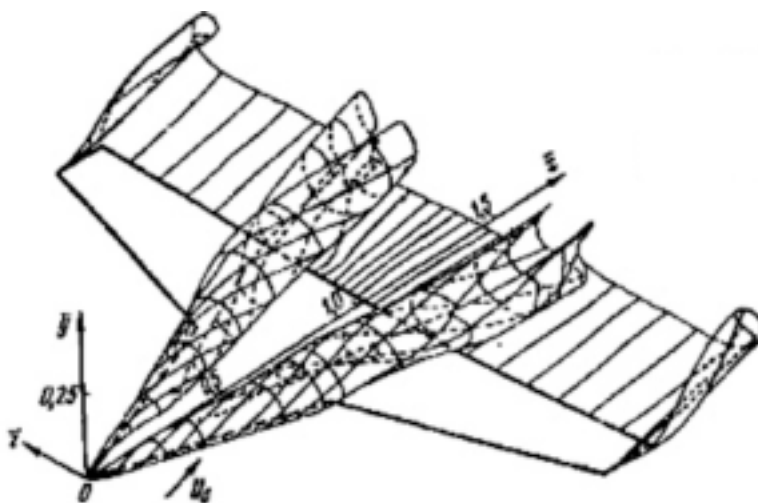


Рис. 14. Вихревая структура около крыла с наплывом по типу крыла F-18.

На закритических режимах, когда образуется кромочный вихрь, сходящий с передней кромки крыла, вихрь, генерируемый наплывом оттесняет его к концевым сечениям крыла, в результате чего зона безотрывного течения расширяется.

В ЦАГИ и в США [7] были проведены исследования по поведению крыла с наплывами разной формы и размеров на больших углах атаки. Получены близкие результаты, подтверждающие, что увеличение подъемной силы крыла с наплывом может составлять десятки процентов (рис.15, слева вверху).

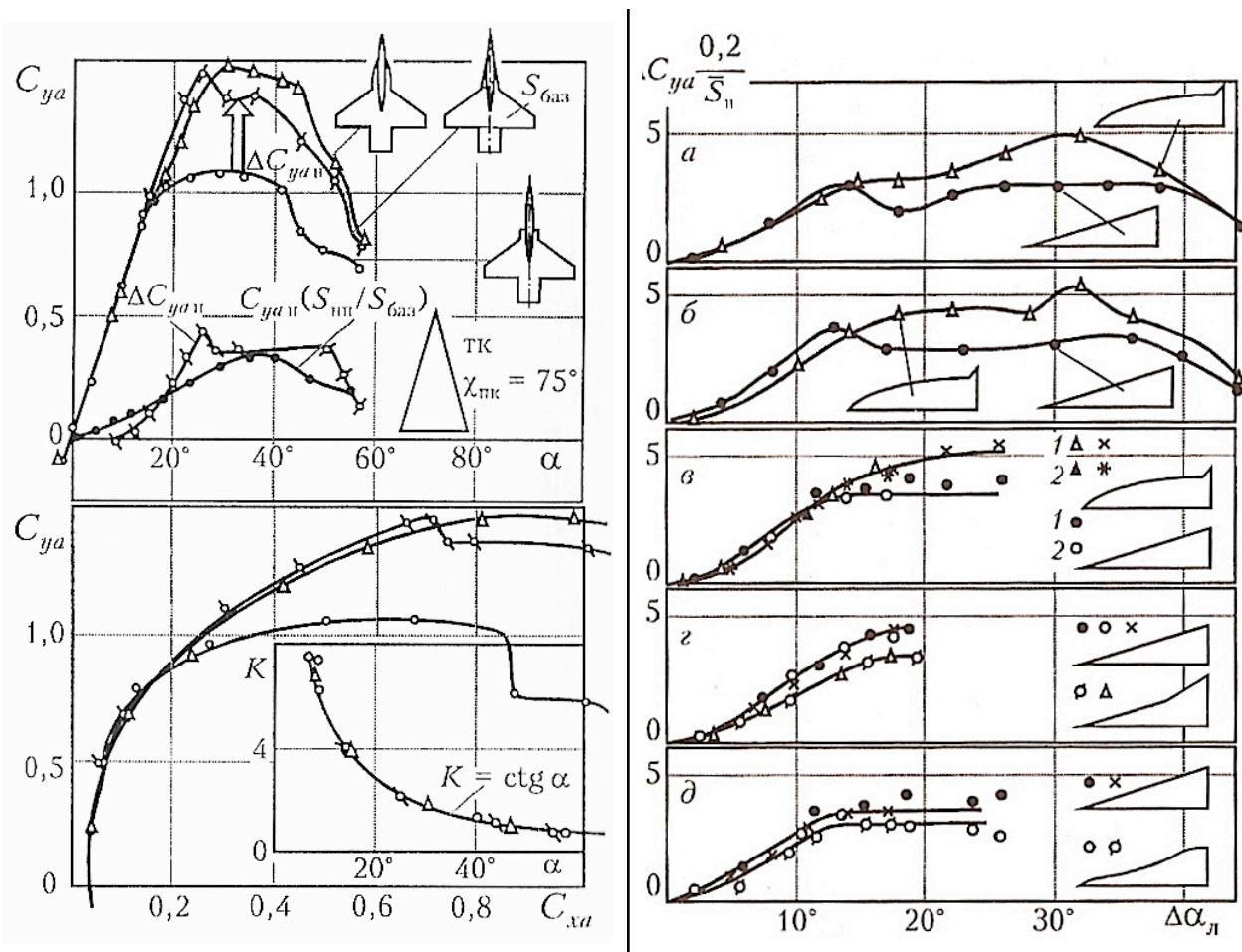


Рис. 15. Влияние формы наплыва на несущие свойства крыла.

На данном рисунке представлены модели, имитирующие наплыв МиГа-29 (треугольники), Су-27 (перечеркнутые кружки), МиГ-25 (кружки) и крыло малого удлинения. Видно, что наплыв Су-27 обеспечивает на докритических углах атаки несколько больший коэффициент подъемной силы, в то же время наплыв МиГа характеризуется плавной характеристикой без провалов и превосходит Су-27 на закритических углах атаки. Влияние наплывов до углов атаки  $10^\circ$  невелико.

В целом передние наплывы в корневой части крыла являются эффективным средством увеличения подъемной силы крыла. Увеличение подъемной силы обусловлено образованием мощных вихревых жгутов на острых передних кромках наплыва. Чем мощнее вихрь и дальше он распространяется, тем выше подъемная сила. Применение тупых кромок уменьшает интенсивность вихря сразу на 25%. Размерами и протяженностью вихревого жгута можно управлять при помощи формы наплыва.

Подробное исследование формы корневого наплыва крыла (рис.15 справа) позволяет сделать следующие выводы: готический наплыв лучше треугольного на углах атаки  $>12^\circ$ , треугольный лучше готического на углах  $<10^\circ$ , s-образная передняя кромка и плавное сочленение наплыва с основным крылом неэффективны и приводят к относительному уменьшению подъемной силы. Было также выполнено подробное исследование влияния относительного размаха наплыва, его удлинения, формы в плане и стреловидности передней кромки (рис. 16). Выявлено, что вплоть до углов атаки  $22-24^\circ$  наилучшими показателями обладает узкий выдвинутый далеко вперед наплыв (кружочки). Однако по достижении  $C_{yamax}$  у такого крыла подъемная сила резко падает.

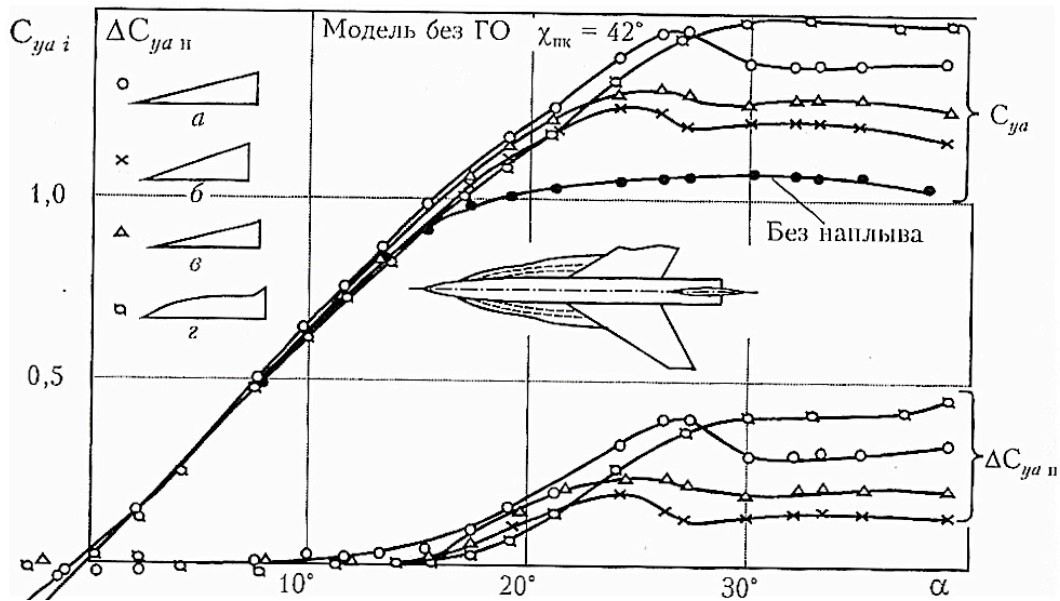


Рис. 16. Влияние геометрии и формы напльва на несущие свойства самолета.

Готический наплыв сохраняет высокие показатели  $C_y$  до очень больших углов атаки. Эти экспериментальные данные послужили основой для подробного сравнения треугольного, s-образного и готического напльва при проектировании F-18F. Аналогичное исследование было проведено в ЦАГИ (рис.17).

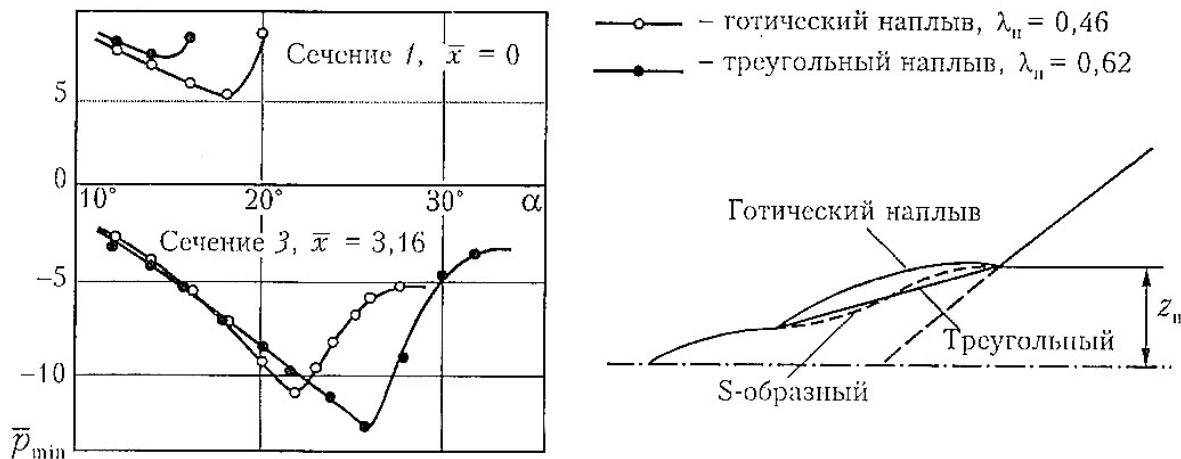


Рис. 17. Влияние формы напльва на угол атаки разрушения вихря.

Произведенная визуализация течения выявила следующее. При углах атаки до  $10^\circ$  существуют два вихря, один сходящийся с напльва, второй из точки пересечения передней кромки напльва и крыла. С увеличением угла атаки до  $20^\circ$  над крылом с треугольным напльвом второй вихрь разрушается, начиная взаимодействовать с первым. У крыла с готическим напльвом вихри существуют отдельно и разрушаются за задней кромкой. Исследования также выявили, что жгуты, сходящие с передней кромки готического напльва более устойчивы к разрушению у задней кромки, разрушение начинается примерно на  $5^\circ$  позже (верхний график рис. 17), правда второй вихрь начинает разрушаться раньше (нижний график рис. 17), но это не имеет особого значения, т.к. вихри между собой не взаимодействуют.

Часто можно слышать вопрос - почему американцы отказались от наплывов крыла в своих самолетах пятого поколения. Действительно, F-22 и F-35 имеют трапецевидное крыло без всяких наплывов. Обычно это объясняют требованиями обеспечения малозаметности.

Однако внимательное рассмотрение плановых проекций современных истребителей, на которые нанесены вихреобразующие кромки, ставит все на свои места (рис.18). Условные наплывы находятся вполне в пределах рекомендаций. Особенно впечатляет аэродинамика F-35, у которого роль наплывов играет вихреобразующая поверхность носовой части фюзеляжа. Вообще, этот самолет отличается тщательно проработанной аэродинамикой. Не зря, по утверждению его создателей, он может летать на любых углах атаки и в любом положении. У F-22 принято менее оптимальное решение, но сама вихреобразующая кромка, совмещенная с верхней обечайкой воздухозаборника, может быть смело причислена к шедеврам технического дизайна (рис.19). Ее работа описана в статье [8], на стр.2-3.

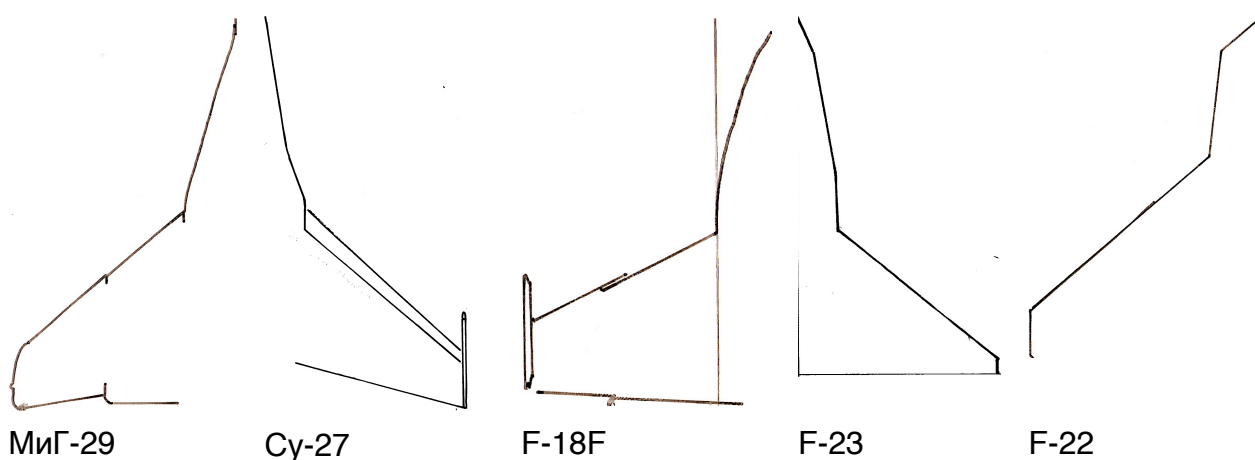


Рис. 18. Крылья истребителей 4-ого и 5-ого поколения с наплывами и альтернативными вихреобразующими поверхностями.



Рис. 19. Вихреобразующая кромка F-22, играющая роль наплыва.



## Каким должно быть оптимальное крыло

Суммируя все, сказанное выше, можно сделать следующие выводы. Крыло перспективного истребителя, отличающееся высокими несущими свойствами в широком диапазоне углов атаки на около- и дозвуковых скоростях, а также малым сопротивлением и высоким аэродинамическим качеством на крейсерской сверхзвуковой скорости, должно быть примерно таким:

1. Умеренное удлинение  $\lambda=3-4$ .
2. Умеренная стреловидность передней кромки  $\chi=30-40^\circ$ .
3. Форма наплыва - готическая.
4. Относительная площадь наплыва - 0.1-0.13.
5. Кромки наплыва острые.
6. Относительный размах наплыва - до 1/3 размаха консолей крыла.
7. Крыло должно иметь отклоняемую в полете адаптивную механизацию передней и задней кромки.
8. Применение адаптивного крыла, обеспечивающего идеальную деформацию срединной линии в соответствии с режимом полета и углом атаки, позволяет получить выигрыш до 2-4 единиц аэродинамического качества по сравнению с обычным крылом.

Следование данным рекомендациям позволяет во всем диапазоне рабочих скоростей и углов атаки сформировать около летательного аппарата аккуратную вихревую структуру заданной конфигурации в противоположность хаотичному течению, возникающему при обтекании на больших углах атаки истребителя с традиционной аэродинамикой (рис.20).

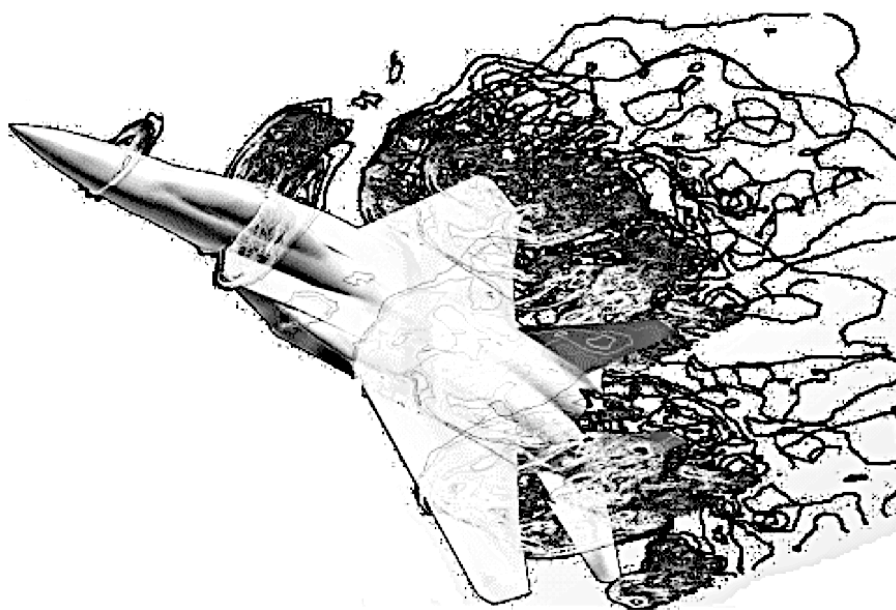
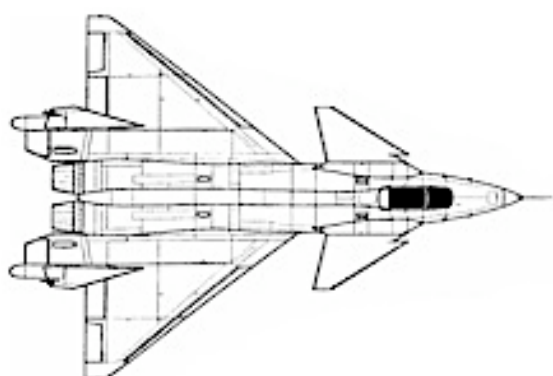


Рис. 20. Фрагмент вихревой структуры около истребителя F-15 на угле атаки  $45^\circ$ .  
Расчет методом отсоединенных вихрей [7].

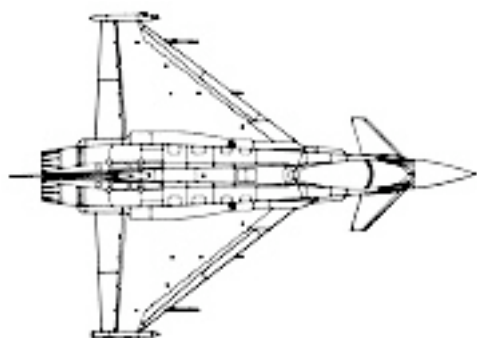
## Курица не птица, а утка? О сравнении схемы «утка» и нормальной балансировочной схемы



1.44



Rafale



EF-2000



Gripen

Рис.19. Истребителей с ПГО.

Расставим сразу точки над «i» - на современных самолетах в чистом виде балансировочная схема «утка» не применяется. Причина в органически присущем ей недостатке, известном под названием «тенденция к клевку». Из-за схода потока за передним горизонтальным оперением (ПГО) угол атаки на крыле меньше, чем на ПГО, поэтому по мере увеличения угла атаки срыв потока начинается сначала на ПГО. Это вызывает уменьшение подъемной силы на нем, что сопровождается опусканием носа самолета (клевком), особенно опасным на взлете и посадке.

В настоящее время встречаются две основные разновидности балансировочной схемы с ПГО: «утка с близко расположенным передним крылом или биплан-тандем», бесхвостка с дополнительным ПГО. К первой относятся «Гриппен» и 1.42, ко второй - Рафаль и Еврофайтер.

Скос потока от ПГО создает на основном крыле силу, направленную в противоположную сторону подъемной силе. Можно найти центр приложения этой силы, который называется фокусом крыла от схода потока. Если разместить ПГО близко к фокусу схода, то на дозвуковой скорости основное крыло будет оказывать влияние вверх по потоку, что вызовет смещение фокуса ПГО. Можно подобрать такое положение ПГО, что оно вообще не будет создавать подъемной силы. На сверхзвуковой скорости никакого влияния вверх по потоку нет, подъемная сила появляется, что может быть использовано для компенсации смещения фокуса основного крыла и избыточного увеличения статической устойчивости на сверхзвуковой скорости. Таким образом, близко расположенное ПГО в этом смысле эквивалентно наплыву крыла. Также за счет создания совместной вихревой структуры (рис. 20-22) оно может использоваться для увеличения  $C_{y_{max}}$  основного крыла на больших углах атаки.

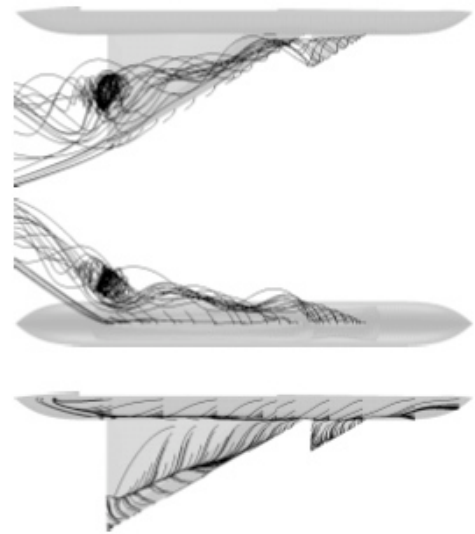
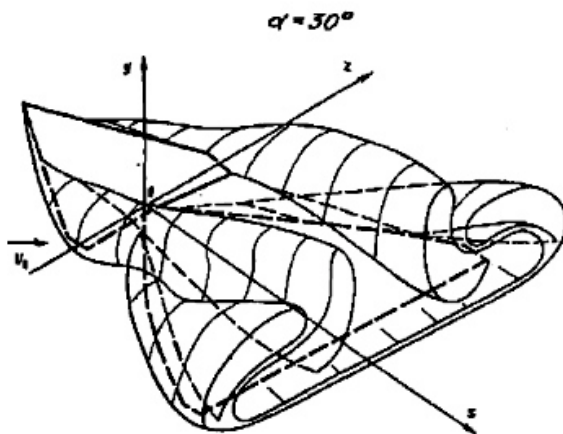


Рис. 20. Общая вихревая структура ПГО и Рис. 21. Вихревые жгуты крыла на больших углах атаки.

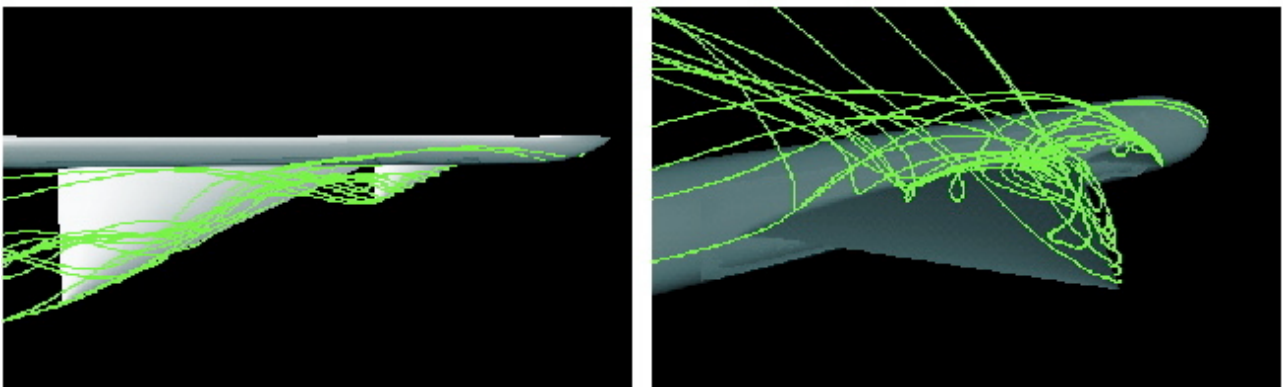


Рис. 22. Вихревая структура ПГО, вихребразующей поверхности в носовой части фюзеляжа и передней кромки крыла большой стреловидности.

ПГО, размах которого составляет до 1/3 размаха основного крыла, расположенное выше основного крыла, как у 1.42 и Гриппена, формирует вихревую пелену занимающую почти всю верхнюю поверхность последнего (рис.20) Это вызывает уменьшение давления, увеличение циркуляции скорости и подъемной силы. Обычное ПГО также увеличивает интенсивность вихревых жгутов, сходящих с передней кромки крыла, но в гораздо меньшей степени (рис.21). Эффект можно усилить, добавив вихребразующую кромку в носовой части фюзеляжа, как у Рафаля (рис. 22). Это улучшает характеристики самолета на больших углах атаки.

Появление еще одного вихревого жгута увеличивает энергию вращения вихря ПГО, его поперечные размеры и смещают его от концевых сечений основного крыла к корневым. Сам вихрь над ПГО приобретает более устойчивую однородную структуру, что хорошо видно на рис. 23, на котором по сечениям показано распределение завихренности.

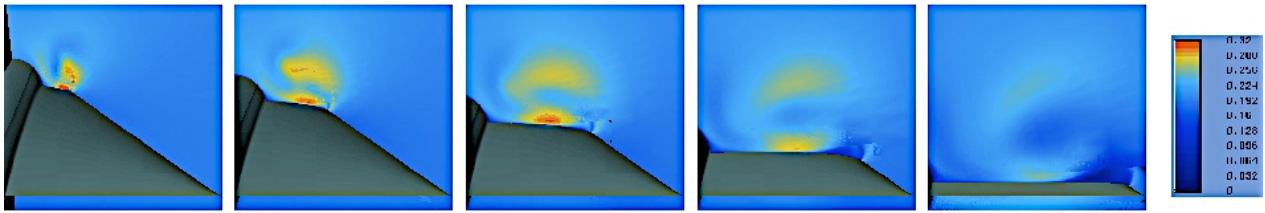


Рис. 23. Ротор вектора скорости внутри вихря над ПГО.

Статически неустойчивые самолеты нормальной схемы имеют весьма ограниченные диапазоны балансировки по углам атаки. Уже при углах примерно  $24-27^\circ$  хвостовое оперение истребителей типичных компоновок попадает в вихревую пелену крыла (Рис.24). Эффективность руля высоты в таких условиях резко падает. Если по тактико-техническим требованиям самолету необходимо выходить на большие углы атаки, то нужно устанавливать либо двигатели с управляемым вектором тяги, либо дополнительное ПГО[5].

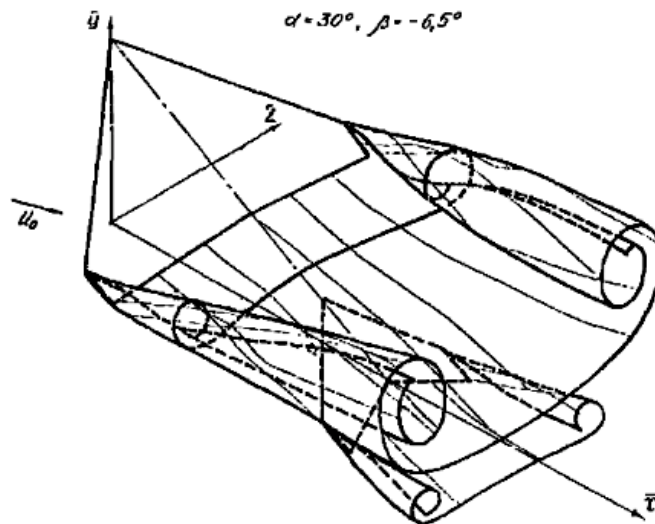


Рис. 24. Совместная вихревая система крыла и стабилизатора

Как уже говорилось выше, близко расположенное ПГО испытывает сильное влияние крыла на дозвуковых скоростях, особенно в задней части. Крыло вызывает увеличение коэффициента подъемной силы ПГО  $C_{y\text{ПГО}}(\alpha)$  и шарнирного момента  $m_{\text{шПГО}}(\alpha)$ . Для предотвращения преждевременного срыва иногда ПГО на дозвуковых скоростях выполняют свободно вращающимся. С появлением ЭДСУ стало возможным программное управление оперением. Если ПГО управляется в полете, то для статически неустойчивых самолетов схемы бесхвостка или нормальной балансировочной схемы оно может быть использовано для увеличения эффективности продольной системы управления. В то же время переднего оперения недостаточно для балансировки и безопасного управления на всех режимах полета.

Рассмотрим теперь более подробно схему бесхвостка. Крыло, набранное s-образными профилями, обладает свойствами самобалансировки, т.е. не требует горизонтального оперения. Соответственно, имеется очевидное преимущество - отсутствие балансировочного сопротивления. Недостаток - плохие несущие свойства такого крыла. Для получения большой подъемной силы необходимо

выходить на значительные углы атаки, т.к. производная  $C_{ya}^\alpha$  имеет низкое значение. Поскольку для создания балансирующего момента необходимо достаточное плечо, то крылья самолетов, построенных по схеме «бесхвостка», имеют малое удлинение  $\lambda = < 2$ , малую относительную толщину (2-4%), большое сужение  $\eta > 12$  и длинную корневую хорду.

Такая геометрия с точки зрения конструкции самолета имеет и достоинства и недостатки. С одной стороны, Крыло в корневом сечении имеет большую строительную высоту, куда могут легко убираться шасси. Крыло получается легким, а его объем большим. В крыле можно разместить топливные баки большой емкости, а под ним подвесить разнообразное вооружение. С другой стороны, без ПГО для балансировки приходится делать элевоны очень большой площади, что в сочетании с необходимостью выхода на большие углы атаки на взлете и посадке приводит к завышенным требованиям к размерам шасси. Все самолеты последних лет, которые начинались проектироваться как бесхвостки, получили дополнительное ПГО.

Таким образом, по сравнению с самолетом нормальной схемы того же назначения и взлетного веса бесхвостка будет отличаться увеличенными размерами. С другой стороны, если фюзеляж уже скомплектован, то бесхвостка по сравнению с нормальной схемой дает большие внутренние объемы, которые могут быть использованы, например, для дополнительного запаса топлива.

На рис. 25 приведены [9] данные по тяговооруженности и удельной нагрузке на крыло без учета несущих свойств фюзеляжа для самолетов 2-4 поколения нормальной (Н) схемы, интегральной схемы (И) и бесхвостки (Б).

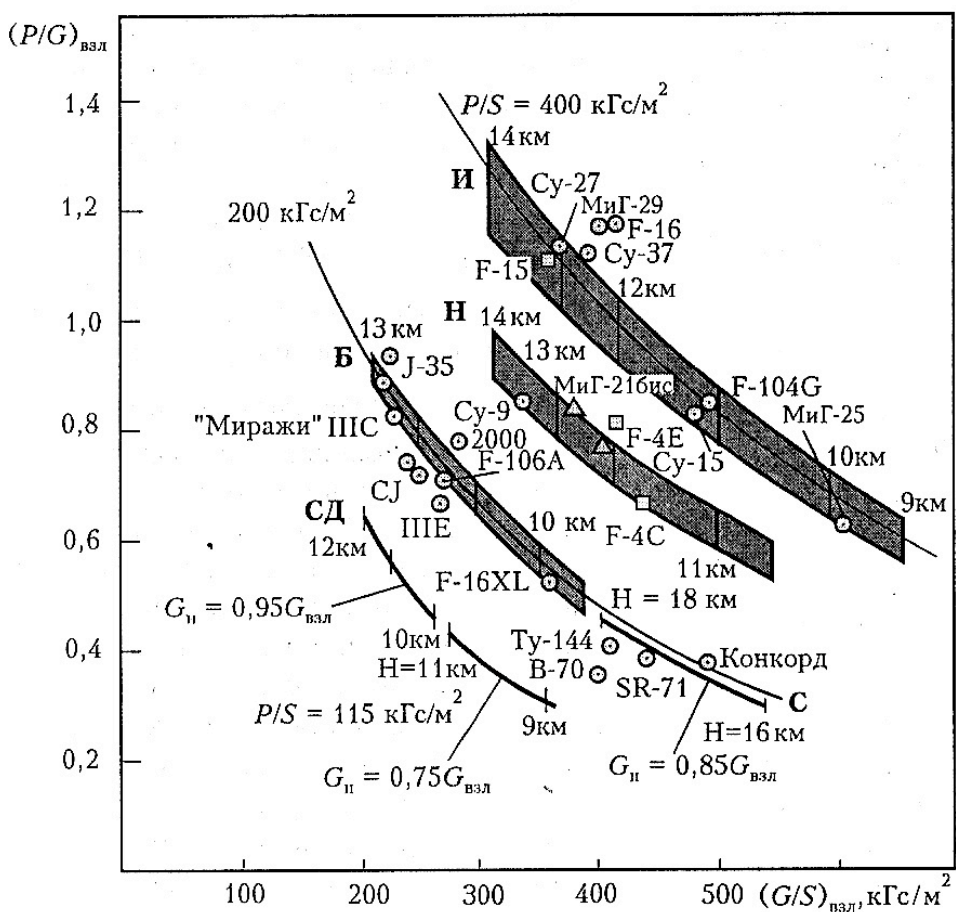


Рис. 25. Связь тяговооруженности и нагрузки на крыло [9].

Заштрихованные области показывают расчетные зоны минимального крейсерского расхода топлива для самолетов различных схем. Расчеты были выполнены с помощью так называемой прямой методики [10]. Линиями С и СД отмечены данные для неманевренных самолетов. Видно, что все самолеты группируются возле «своих» областей. Выбиваются только F-16, которому с его не несущим фюзеляжем следовало бы располагаться существенно левее, а также МиГ-29, имеющий экстремально высокую для своей компоновки тяговооруженность, что давно известно. Подставляя в прямую методику [10] средние значения аэродинамических характеристик, двигателей можно получить графики, показывающие принципиальное различие интегральной компоновки, нормальной балансировочной схемы и схемы бесхвостка (в том числе с дополнительным ПГО) (рис. 26).

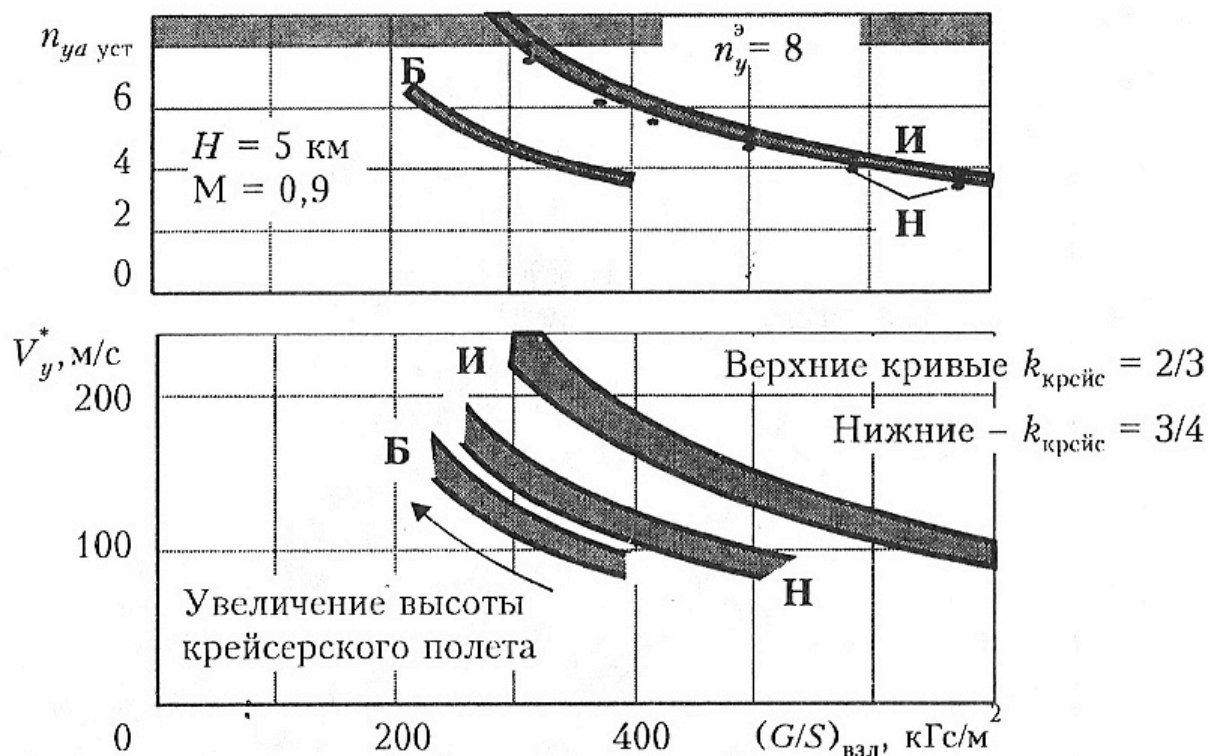


Рис. 26. Типичные значения нормальной установившейся перегрузки и скороподъемности самолетов различных аэродинамических схем.

Видно, что бесхвостка обладает в принципе худшей маневренностью и скороподъемностью на дозвуковых скоростях. Почему же тогда европейцы дружно выбрали разновидность этой схемы для своих истребителей 90-х годов.

Дело в том, что графики на рис.25,26 получены исходя из требований дозвукового крейсерского полета. Оптимальный скоростной напор в этом случае  $q(M_{опт})=1000-1300 \text{ кгс/м}^2$ . На сверхзвуковых скоростях скоростной напор увеличивается пропорционально  $M^2$ , а максимальное аэродинамическое качество существенно уменьшается. В результате, минимальный расход топлива реализуется при  $M=1.6$  ( $q=4000 \text{ кгс/м}^2$ ). Это требует тяговооруженности и нагрузки на крыло, которые в рассмотренных компоновках недостижимы. Выход видится в существенном увеличении сверхзвукового аэродинамического качества, для чего нужно применить более узкий фюзеляж, крыло малого удлинения и ограничить  $C_{y\alpha K_{max}}$ . Необходимо также изменить соотношение форсажной и бесфорсажной тяги двигателя в пользу последней.

Большие размеры крыла и его вытянутость вдоль фюзеляжа, отсутствие требований полета при экстремальных скоростных напорах позволяют эффективно использовать деформацию срединной поверхности крыла для повышения аэродинамического качества полета на сверхзвуковых скоростях. Большая стреловидность передней кромки улучшает стойкость к повышенной турбулентности атмосферы на малых высотах. Все это важные свойства для ударных самолетов нового поколения. Все БПЛА разрабатываются по схеме бесхвостка.

Таким образом, американцы сделали выбор в пользу интегральной схемы на F-22, т.к. они создавали чистый истребитель, важнейшими качествами считалась маневренность на дозвуковых скоростях и взлетно-посадочные характеристики. На F-35 сверхзвуковой крейсерский полет не предусматривался изначально. Европейцы делали единые многоцелевые самолеты, во главу угла была поставлена транспортная эффективность и многофункциональность при сохранении удовлетворительных маневренных характеристик. Потому и выбрали бесхвостку с дополнительным ПГО и «биплан-тандем».

Наиболее совершенной аэродинамической схемой можно считать компоновку экспериментального самолета 1.42, в которой были применены и передние и задние управляющие поверхности, вихреобразующие клыки на ПГО, крыло малого удлинения. Все это вместе с адаптивной ЭДСУ позволяло реализовать высокие значения  $K_{max}$ , как на дозвуковых скоростях, так и на сверхзвуковых.

### «Тазик против корыта, дуршлаг против сита». О сравнении воздухозаборников

Все истребители, проектирование которых было начато после 90-ого года, имеют нерегулируемые воздухозаборники (ВУ). В зависимости от места расположения ВУ они имеют различные зависимости коэффициента восстановления давления от числа Маха полета (рис.25).

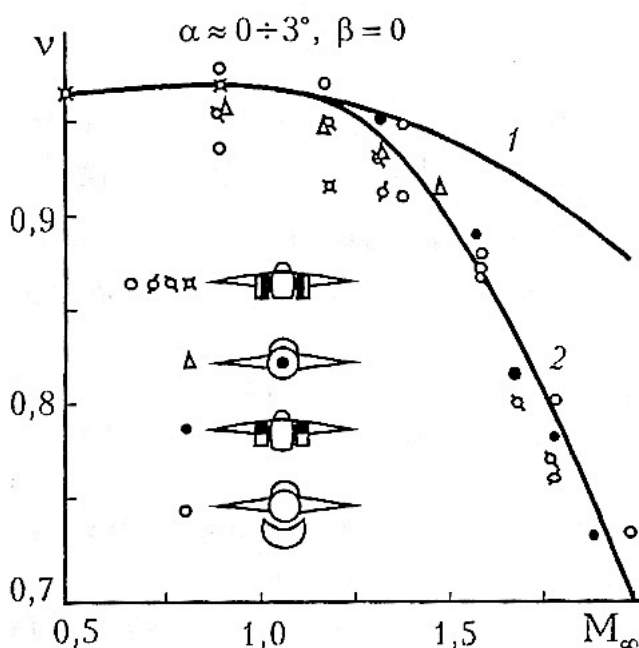


Рис. 25. Зависимость коэффициента восстановления полного давления для нерегулируемых воздухозаборников (ВУ) разных схем [11]. 1- типовой регулируемый ВУ, 2-типовой нерегулируемый ВУ.

На рисунке линией 1 отмечена типичная зависимость для управляемых сверхзвуковых ВУ, линией 2 - экспериментальные данные по различным неуправляемым ВУ. Видно, что из нерегулируемых наилучшими характеристиками обладают подфюзеляжные ВУ, как у F-16 и боковые ВУ, совмещенные с передней кромкой крыла, как у F-22.

Коэффициент восстановления полного давления сильно зависит от угла атаки (рис. 27), как на сверхзвуковых скоростях, так и на дозвуковых. Наилучшими характеристиками обладают подкрыльевые ВУ с горизонтальным клином сжатия. Особенно, хороши они на сверхзвуковых скоростях. Неплохие показатели имеют боковые ВУ с горизонтальным клином. Наихудшие показатели у лобовых осесимметричных и боковых ВУ с вертикальным клином сжатия.

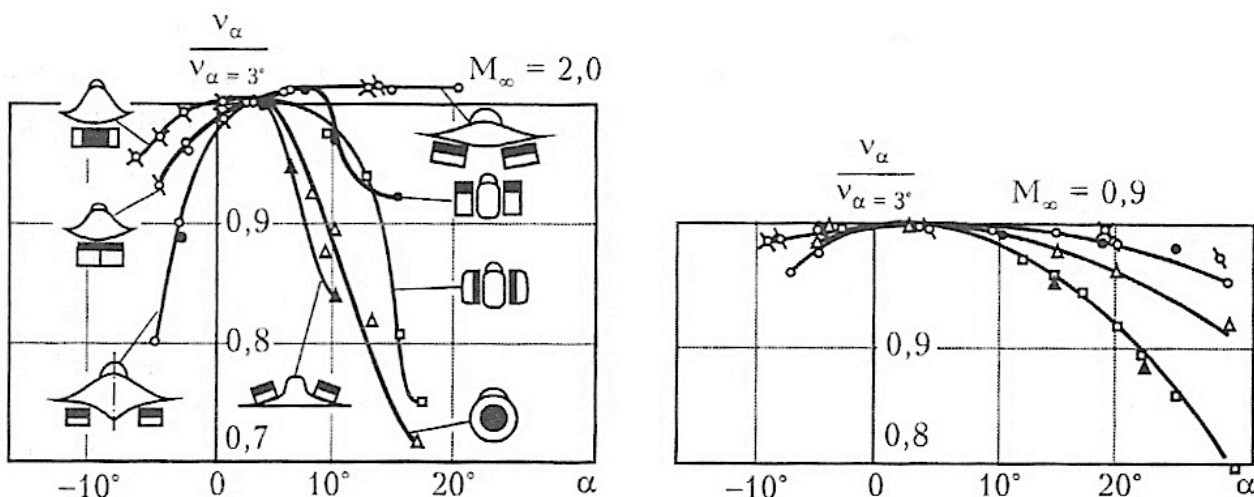


Рис. 27. Зависимость коэффициента восстановления давления от угла атаки и компоновки воздухозаборника на самолете.

Анализируя графики на рис.26, 27, можно сделать вывод, что вплоть до скоростей  $M=1.3-1.4$  неуправляемые воздухозаборники могут обеспечить такой же коэффициент восстановления полного давления, что и гораздо более сложные и тяжелые регулируемые сверхзвуковые ВУ. Поскольку большинство боев проходит в диапазоне скоростей  $M=0.6-1.2$ , а сверхзвуковой крейсерский бросок для самолетов пятого поколения изначально планировался на скорости  $M=1.3 - 1.4$ , то выбор был сделан однозначно в пользу более легкого и простого устройства. Нерегулируемый ВУ выполняется переразмеренным, рассчитанным на максимальный расход воздуха на сверхзвуковой скорости. Управление положением замыкающего скачка осуществляется сливом избыточного воздуха через пористые поверхности или окна слива. Недостатком нерегулируемых ВУ является большой расход перепускаемого воздуха, большая площадь окон перепуска и существенно большее внешнее сопротивление.

С другой стороны, результаты боев в Эритрее, вроде бы, показали важность достижения высокой сверхзвуковой скорости в современных скоротечных войнах. Следовательно, либо необходимо возвращаться к регулируемым ВУ, либо совершенствовать нерегулируемые. Рассмотрим кратко, что появилось в этой сфере нового за последние 15 лет «на пути к пятому поколению».

Прежде всего, это воздухозаборники с изоэнтропическим сжатием. С конца 80-х годов автором были изучены центрированные и нецентрированные волны сжатия [12,13], как дополнение теории ударно-волновых структур. В ходе этих работ была предложена концепция воздухозаборника, в котором сжатие потока до



закрывающего скачка происходит не в системе косых скачков уплотнения, а в веере изоэнтропических волн сжатия. Такие ВУ имеют намного меньшие потери полного давления, чем традиционные. Особенно это важно в гиперзвуковых летательных аппаратах (рис. 28), т.к. интенсивность скачков на таких скоростях очень большая, соответственно велики и потери полного давления.



Рис. 27. Изоэнтропический воздухозаборник на ГПВРД экспериментального гиперзвукового аппарата «Радуга».

Была также предложена концепция дозвукового изоэнтропического ВУ. Объем настоящей статьи не позволяет нам здесь подробно рассмотреть ее теорию, это мы сделаем в следующей последней статье цикла. Пока же отметим, что автором аналитически получено значение числа Маха  $M=2.23$ , до которого такой ВУ может быть нерегулируемым, выведен также закон оптимальной регулировки. Однако, как это часто бывает, первыми подобный воздухозаборник запатентовали в 1998 г. американцы и применили его на будущем серийном истребителе-бомбардировщике F-35. На рис. 28 без изменений приведен фрагмент упомянутого выше патента [14].

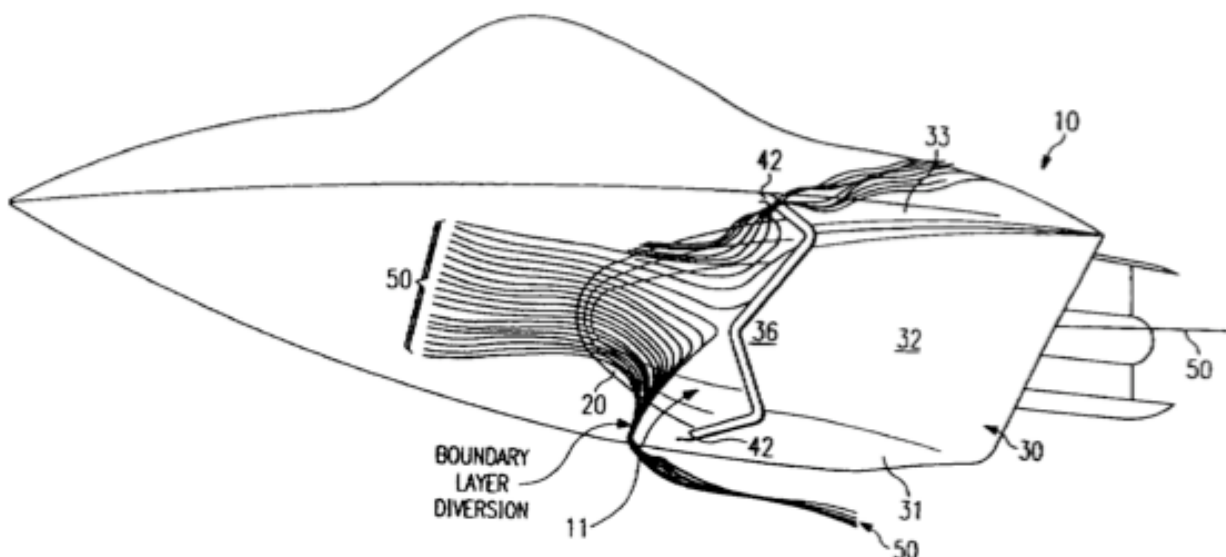


Рис. 28. Фрагмент патента 5749542 на изоэнтропический ВУ с газодинамической системой слива пограничного слоя.

Профилированная поверхность 20 изоэнтропического сжатия без потерь сжимает поступающий в воздухозаборник воздух. Взаимодействие веера волн сжатия от поверхности 20, обечайки 36 и щек носовой части фюзеляжа 50 приводит к сложному распределению давления на поверхности 20. Это вызывает разворот линий тока низкоэнергетической части пограничного слоя к краям обечайки 42 и его слив за пределы ВУ. На рис.29 показан подкрыльевой вариант изоэнтропического ВУ. В этом случае роль поверхности предварительного сжатия играет передняя кромка крыла 98.

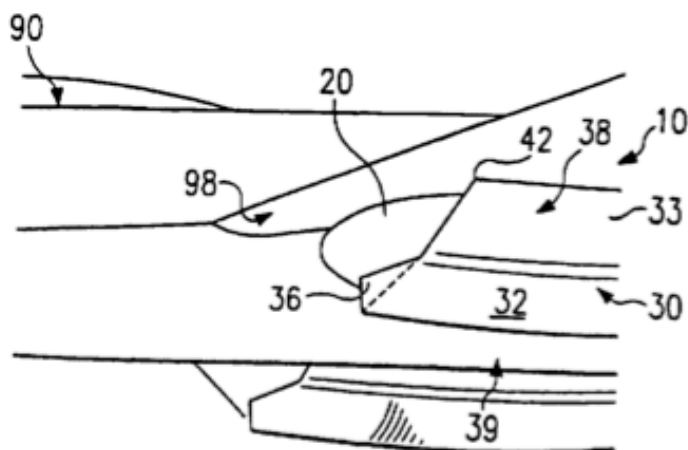


Рис.29. Подкрыльевой вариант изоэнтропического ВУ. Фрагмент патента 5749542.

Поверхность изоэнтропического сжатия 20 позволяет не только расширить диапазон чисел Маха эффективной эксплуатации нерегулируемых ВУ, но и прикрывать лопатки компрессора, снизив таким образом заметность истребителя в фронтальной плоскости. В целом, можно уверенно говорить о новом слове в аэродинамическом проектировании сверхзвуковых самолетов. Более подробно - в следующей статье.

## Выводы

Выше были рассмотрены ключевые моменты аэродинамического проектирования истребителей. К началу XXI века сложились основные представления о том, как должен выглядеть оптимальный истребитель следующего поколения.

1. Если на фоне многофункциональности основной считается задача обеспечения превосходства в маневренности на дозвуковых скоростях, то преимущественно должна использоваться нормальная балансировочная схема с углом стреловидности по передней кромке 40-45°. Задняя кромка выполняется с нулевой или с небольшой отрицательной стреловидностью. Передние кромки острые, относительная толщина крыла  $\bar{c} = 4 \div 5\%$ , удлинение крыла  $\lambda = 3 \div 3.5$ . Оптимальным можно считать применение подкрыльевых ВУ в сочетании с узкими, порядка 1/3 размаха крыла, выдвинутыми далеко вперед корневыми наплывами крыла гоической формы. Другое решение - боковые ВУ, совмещенные с передней кромкой крыла и вихреобразующее ребро вдоль всей носовой части фюзеляжа. Нагрузка на крыло без учета несущих свойств фюзеляжа - не менее 350-450 кгс/м<sup>2</sup>.
2. Если основными считаются ударные задачи и полагается важным обеспечение сверхзвуковой крейсерской скорости, то основной может быть балансировочная схема бесхвостка. Крыло должно иметь малое удлинение ( $\lambda \leq 2$ ), малую

относительную толщину профиля  $\bar{c} = 2 \div 4\%$  и большое сужение ( $\eta \geq 12$ ).  
Нагрузка на крыло - порядка 250 кгс/м<sup>2</sup>. Для повышения маневренности крыло можно выполнить с изломом передней кромки и уступом в основании [5], как у F-16XL (это обеспечило аэродинамическое качество на 10-45% лучше, чем у исходного F-16). Наплыв должен иметь прямолинейную переднюю кромку. В современных условиях балансировочных свойств бесхвостки уже недостаточно, поэтому необходимо использовать дополнительное ПГО, близко расположенное, как у Гриппена, 1.42, либо обычное, как у Рафаля и Еврофайтера, если самолет - единый для ВВС.

### Благодарности

1. В статье использованы материалы, любезно предоставленные Григорием Омельченко.
2. 3D-графика Михаила Булата (Студент БГТУ «Военмех»).
3. Используются неопубликованные расчеты Сергея Дувалова (Студент БГТУ «Военмех»).

### Литература

1. В.Ф. Волков, А.А. Желотвортов, М.С. Логинов. Верификация расчетов сверхзвукового обтекания несущих элементов летательных аппаратов в рамках модели невязкого газа. Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, Новосибирск, Россия.
2. Brodetsky M.D., Kharitonov A.M, Krause E., Pavlov A.A., Nikiforov S.B., Shevchenko A.M. Supersonic leeside flow topology on delta wings revisited // Experiments in Fluids. 2000. Vol. 29. P. 592–604.
3. «L'Aile «Vivante». Aviation Design №1, 2001, ISSN: 0997-3753.
4. А.А. Павленко. Оптимизация параметров адаптивного крыла маневренного самолета нормальной схемы// Тр. ЦАГИ, 1989.
5. П.В. Булат. На пути к пятому и шестому поколению. Часть IV. Сайт. [www.paralay.com](http://www.paralay.com).
6. П.В. Булат. О сравнении истребителей четвертого и пятого поколения. Часть II. Сайт. [www.paralay.com](http://www.paralay.com).
7. Forsythe, J.R., Squires, K.D., Wultzer, K.E., and Spalart, P.R. Detached-Eddy Simulation of Fighter Aircraft at High Alpha. AIAA Paper – 2002-0591.
8. П.В. Булат. F-22. Ответы на вопросы. [www.paralay.com](http://www.paralay.com).
9. Л.М. Шкадов, Авиация XXI века. Прогнозы и перспективы// Техника воздушного флота, 1994, №1-2.
10. О.С. Самойлович. Методология формирования облика летательных аппаратов // Техника воздушного флота, 1991, №4.
11. В.И. Васильев, К.В. Жустрин, Н.Х. Ремеев, И.С. Симонов, В.П. Ситников, Ю.РЮ Ташевский, И.А. Юденков. Характеристики воздухозаборников сверхзвуковых самолетов и методы их определения в аэродинамических трубах. РДК. Издательский отдел ЦАГИ. Т. II, кн. 1, вып.1, 1978.
12. Булат П.В., Засухин О.Н., Усков В.Н. Формирование струи при плавном запуске сопла Лавалья.// «Газодинамика и теплообмен». Выпуск 10. Течения газов в каналах и струях. СПб, Изд-во СПУ, 1993. – с. 1-22.
13. Булат П.В., Засухин О.Н., Усков В.Н. Зональная методика расчета первой бочки сверхзвуковой турбулентной струи с выделением разрывов и интегральной моделью слоев смешения на границе и за диском Маха.// Прикладные проблемы механики жидкости и газа: Материалы IX международной конференции ученых Украины, России, Белоруссии, 25-29 сент. 2000 г.- Севастополь: Изд-во СевГТУ, 2000. – с.98.
14. TRANSITION SHOULDERS SYSTEM AND METHOD FOR DIVERTENG BOUNDARY LAYER AIR. United States Patent №5749542. May 12, 1998. 18 p.