



Павел Булат. 42 год.

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 III. Двадцать лет спустя.

*Этот путь может оказаться неверным,
но все равно его необходимо попробовать.*

Альберт Эйнштейн

В 1995 г. в отставку был отправлен один из лучших тактических бомбардировщиков с изменяемой геометрией крыла F-111. Что-то должно прийти ему на замену. Некоторые “очевидцы” утверждали, что темными безлунными ночами в небе над авиабазами Cannon Air Force в Нью-Мексико и Лэнгли в Техасе

они наблюдали странного вида летательный аппарат (рис.1). Слухи о разработке приемника F-111 ходили в кругах близких к Пентагону еще в 1989 г. В 1994 г. нечто похожее заметили в полдень в Амарилло в Техасе. Таинственную машину стали ассоциировать с секретной программой “Хищные птицы”. Но в 2002 г. был обнародован Boeing "Bird of Prey" [1].

Швейцарский складной нож

Является ли проект, прозванный Switchblade (швейцарский складной нож), типичной мифологической “темной” программой или все же здесь “какая - то собака порылась”? Американский историк авиации Джимм Гудолл утверждает, что видел эскадрилью, пилоты которой носили нашивки с изображением



Рис. 1. Northrop Grumman Switchblade

Switchblade. В 1999 г. корпорация Northrop Grumman [2] запатентовала инновационный летательный аппарат с крылом обратной *изменяемой* стреловидности удивительно похожий на изображение с нашивки пилотов. Можно было бы пренебречь данным обстоятельством, т.к. в США и Великобритании патентуются десятки вариантов внешнего вида самолетов, если бы не одно "но". Ранее в 1998 г. в США был запатентован [3] самолет Boeing North American "Птеродактиль" (рис. 2), который, как позднее выяснилось, был одним из вариантов "Bird of Prey". Возможно, что и Switchblade имеет под собой реальную основу.

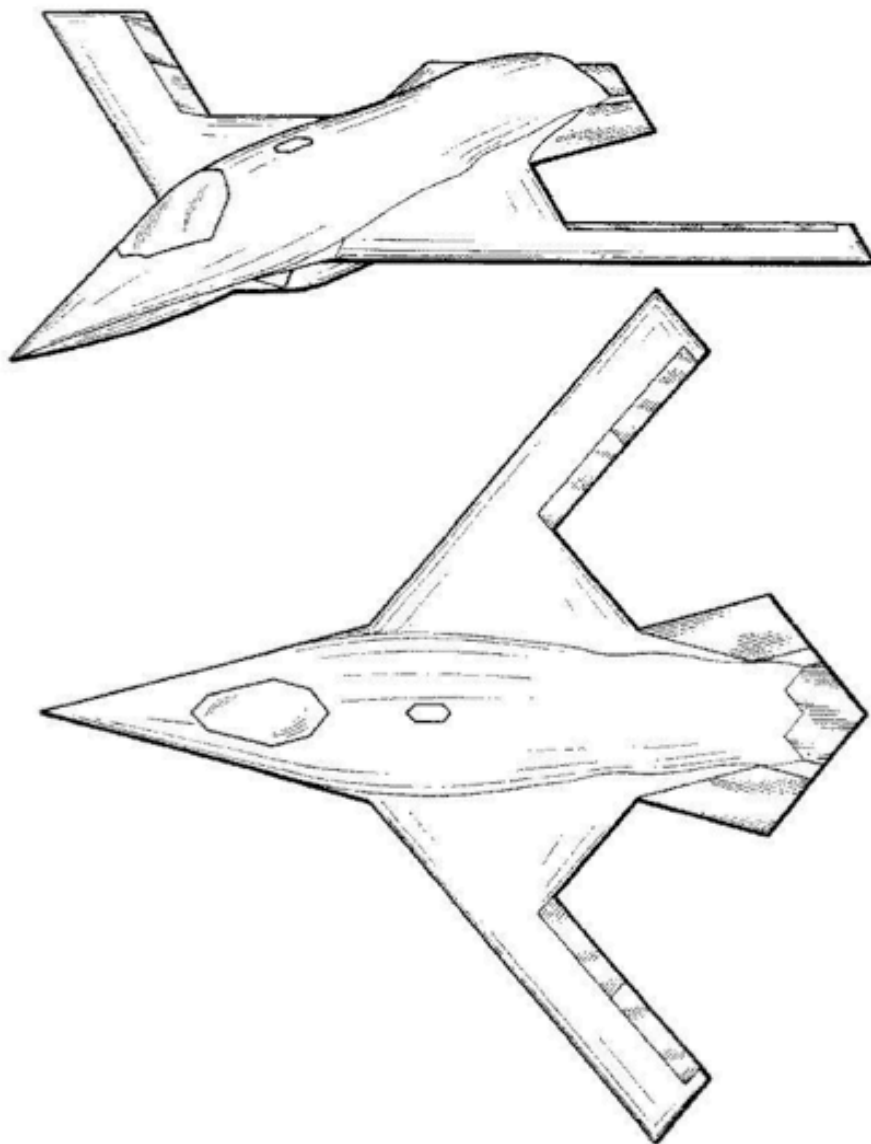


Рис. 2. Птеродактиль - один из ранних вариантов "Bird of Prey".

Идея, изложенная в патенте [2], впечатляет своим размахом. По замыслу разработчиков крыло изменяемой геометрии должно полностью складываться вперед (рис. 3). В таком положении самолет, оснащенный надфюзеляжным воздухозаборником, может совершать бросок к цели со скоростью более $M=3$ на высотах порядка 20 км. При этом задняя кромка крыла становится передней, а закрылки превращаются в отклоняемые носки крыла. Угол стреловидности 45° предназначается для ведения ближнего маневренного воздушного боя с околотзвуковыми скоростями, а положение с нулевой стреловидностью - для атаки наземных целей с высокой точностью. Передние управляющие поверхности (ПГО) (155-157 на рис. 3) образуют вместе с крылом обратной стреловидности (КОС)

балансирующую схему “Утка”. При полностью сложенном крыле ПГО стопорится и самолет превращается в бесхвостку. Для балансировки используются дополнительные управляющие щитки в хвостовой части фюзеляжа (160 на рис.3).

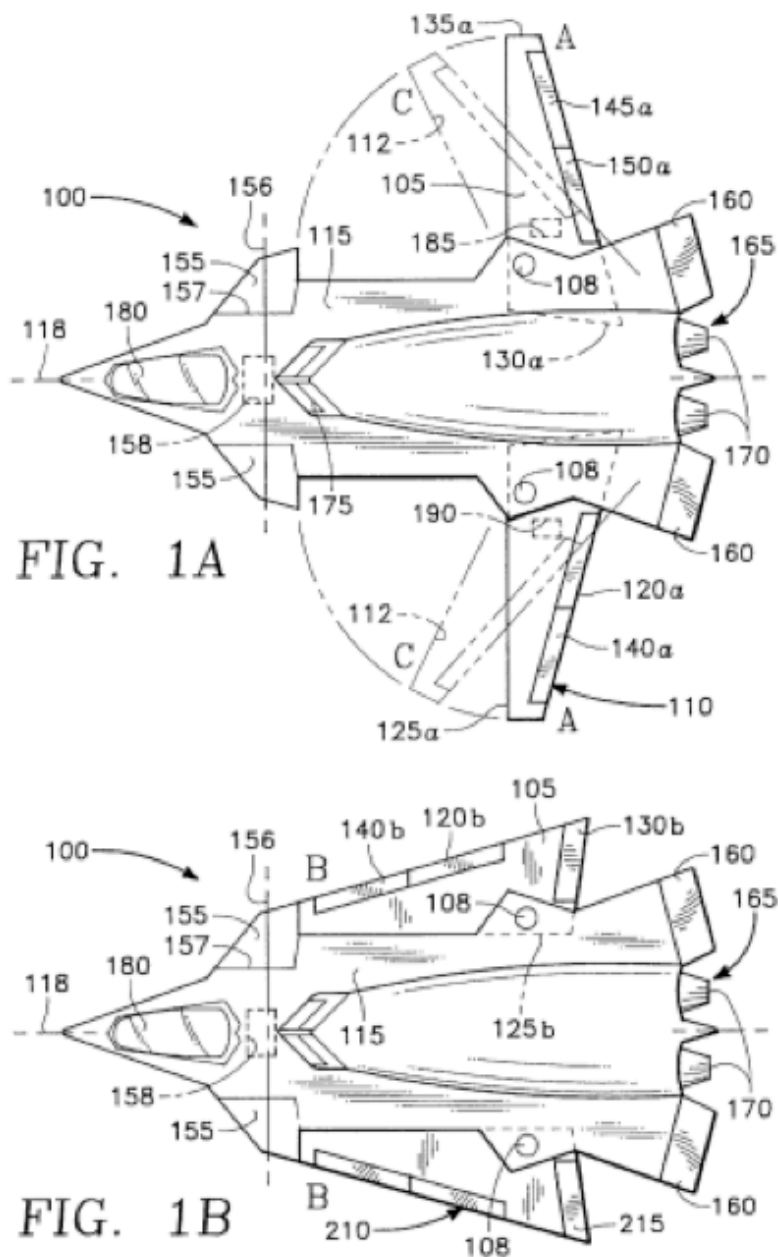


Рис. 3. Фрагмент патента №5984231. Различные положения крыла Switchblade.

А за ними кот задом на перед.

Во второй части статьи мы рассказали о программах HiMAT и X-31, которые заложили основы многих технических решений, нашедших применение в современных истребителях. А ровно **20 лет назад** появился летательный аппарат, на котором была реализована наиболее революционная идея, изучавшаяся на моделях HiMAT, а именно, крыло с обратной стреловидностью (КОС). При продувках HiMAT специалисты фирмы Grumman столкнулись с проблемой увеличения сопротивления крыла с корневым наплывом. Решение виделось в КОС. Смелая идея была реализована на самолете, получившем название X-29 (рис.4).



Рис. 4. X-29 самолет с крылом обратной стреловидности.

Самолет разрабатывался на конкурсной основе параллельно с F-16FSW. Утверждалось, что выбор X-29 определялся причинами политического характера. Считалось, что F-16 итак широко представлен в исследовательских программах NASA. F-16AFTI, F-16CCV, F-16XL вели наступление на проблемы аэродинамики и динамики полета широким фронтом, поэтому дальше картинок (рис. 5) проект F-16FSW не пошел.



Рис.5. Проект F-16FSW.

Однако на самом деле все было не совсем так. Модели для продувки в аэродинамической трубе были изготовлены и продуты (рис. 6). Эксперименты показали, что наиболее полно преимущества КОС раскрываются в аэродинамической схеме "Утка". В то же время F-16 с крылом обратной стреловидности реально оказался хуже обычного Фалкона из-за повышенного балансирующего сопротивления. Полностью была разработана и электро-дистанционная система управления, которая потом нашла применение на X-29. X-29 в целях экономии был изготовлен с применением компонентов от других самолетов, но в отличие от HiMAT это был настоящий самолет, управлявшийся человеком [4, 5].



Рис. 6. Продувочная модель F-16 с КОС.

Какие преимущества сулит применение КОС?

Во-первых, меньшее примерно на 20% сопротивление на дозвуковых скоростях. Причина в том, что у обычного стреловидного крыла поток вдоль его поверхности перетекает от корня крыла к концу, а у КОС наоборот, от конца к корню. Отсутствие концевой срыва приводит к снижению индуктивного сопротивления.

Во-вторых, на трансзвуковых скоростях скачок уплотнения над поверхностью крыла у КОС образуется с большим углом наклона к вектору скорости, чем у обычного крыла (рис. 7), в результате волновое сопротивление меньше и волновой кризис преодолевается легче.

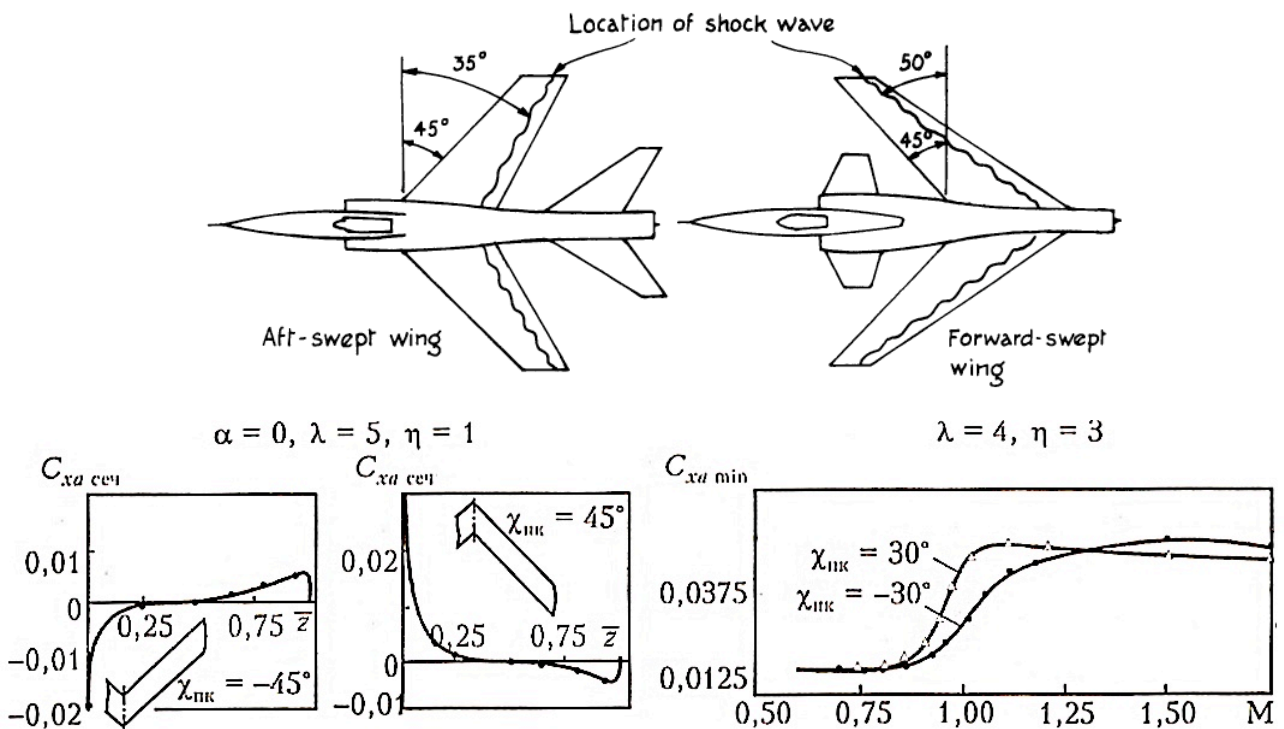


Рис. 7. Волновой кризис у обычного крыла и КОС.

На графиках показано распределение коэффициента сопротивления по размаху крыла. Видно, что у КОС в корневых сечениях возникает довольно значительная подсосывающая сила, а у обычного крыла она небольшая и приложена к концевым сечениям. В то же время сопротивление корневых профилей имеет большую абсолютную величину. Таким образом, при нулевом угле атаки в трансзвуковой области КОС имеет меньшее интегральное сопротивление. На правом графике изображен рост минимального коэффициента трения с ростом скорости полета. Видно, что у КОС волновой кризис более плавный, а обычное крыло становится предпочтительным, начиная с $M=1.3$.

В-третьих, КОС намного лучше приспособлено для полетов на больших углах атаки. Х-29 уверенно летал и маневрировал на углах до 35° и мог держаться в воздухе без срыва в штопор на углах атаки до 60° (рис. 8). Вследствие перетекания пограничного слоя вдоль крыла к его корневым сечениям у КОС развивается срыв потока в центральной части крыла, который медленно распространяется по размаху с увеличением угла атаки [6]. В результате эффективность элеронов сохраняется до глубоко закритических углов атаки. При этом, правда, уменьшается эффективность задне расположенного горизонтального оперения.

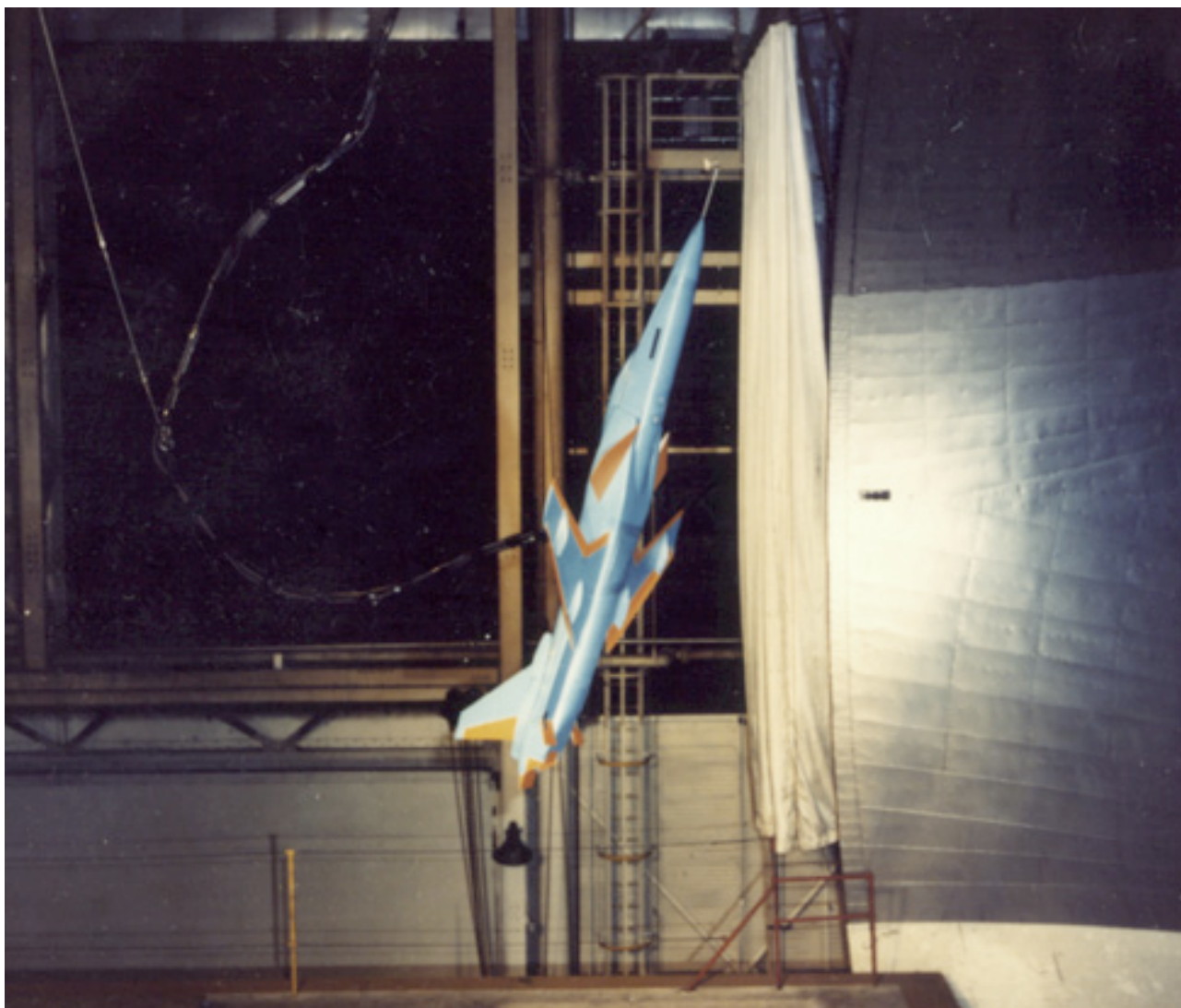


Рис. 8. Испытание модели Х-29 в аэродинамической трубе на больших углах атаки.

Наиболее предпочтительным является сочетание КОС с балансировочной схемой "Утка". Наличие ПГО и корневых наплывов частично восстанавливает безотрывное обтекание корневых и центральных участков крыла. В результате, коэффициент подъемной силы увеличивается значительно. На рис.9 показана зависимость интегрального коэффициента подъемной силы от угла атаки (а) обычного крыла (1), КОС (2), КОС с наплывом (3) и КОС с наплывом и ПГО (4), а также в корневых, центральных и концевых сечениях (б). Видно, что корневой наплыв в случаях с КОС и обычным крылом выполняет прямо противоположную функцию. На обычном крыле он создает управляемый отрыв, который увеличивает подъемную силу за счет появления вихревой составляющей, на крыле с обратной стреловидностью - восстанавливает безотрывное обтекание. КОС с наплывом и ПГО имеет больший интегральный коэффициент подъемной силы, чем у обычного крыла во всем диапазоне углов атаки, а, начиная с угла в 30° , и по сечениям.

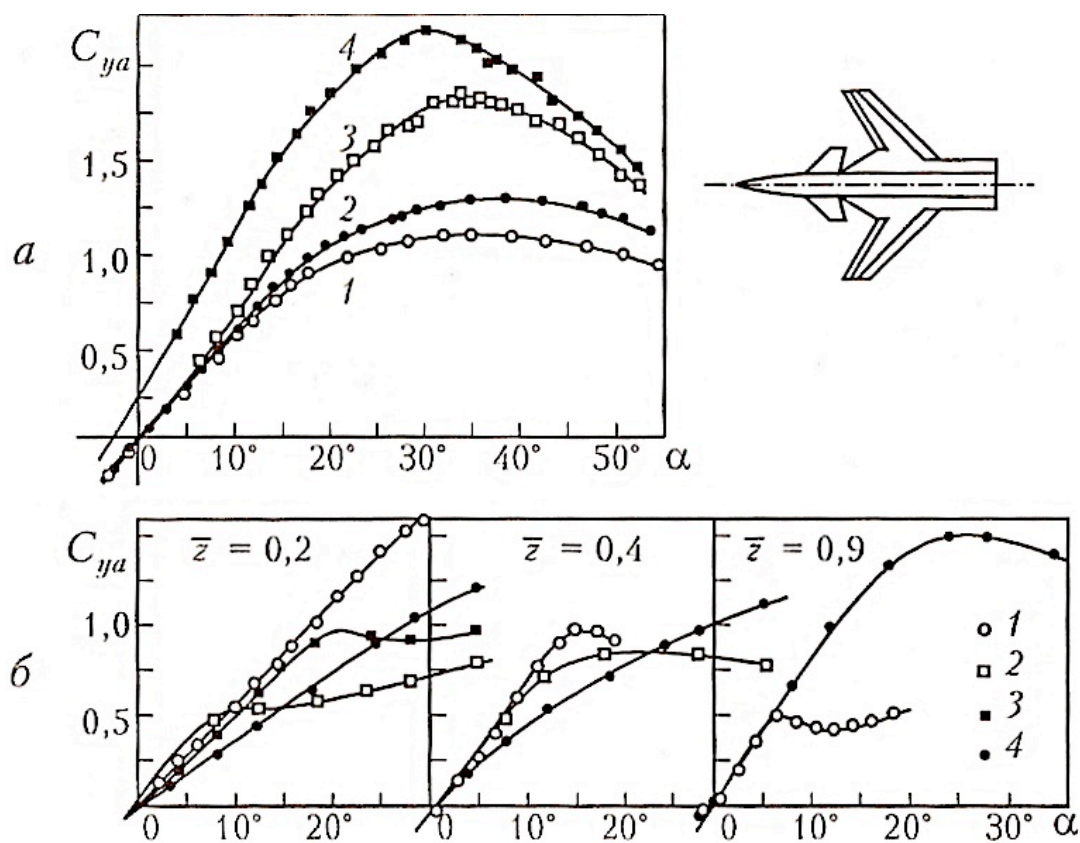


Рис. 9. Коэффициент подъемной силы в различных сечениях КОС.

1-изолированное крыло, 2-изолированное КОС, 3-КОС с наплывом, 4-КОС с наплывом и ПГО

В - четвертых, КОС обеспечивают самолету благоприятные характеристики продольной устойчивости и высокую эффективность органов поперечного управления в широком диапазоне числа M и углов атаки вследствие отсутствия концевых срывов потока и более позднего возникновения волнового кризиса [7]. Вопросы устойчивости и управляемости более подробно рассматриваются в следующей статье.

Обратная сторона медали - о недостатках КОС.

Самым очевидным недостатком КОС является сильное смещение аэродинамического фокуса назад на сверхзвуковых скоростях, что приводит к резкому росту балансирующего сопротивления, в значительно большей степени, чем у нормальной аэродинамической схемы (рис. 10). Самое неприятное, что и при использовании ПГО балансирующее сопротивление не уменьшается с увеличением числа M , как у обычной схемы "утка" (см. модель 1.42 на рис. 10), а достигнув максимума при $M=1,5$, остается примерно постоянной. Напротив, у 1.42 уже при $M=2$ балансировка становится нейтральной. Таким образом, для крейсерского сверхзвукового полета самолет с КОС совершенно не предназначен.

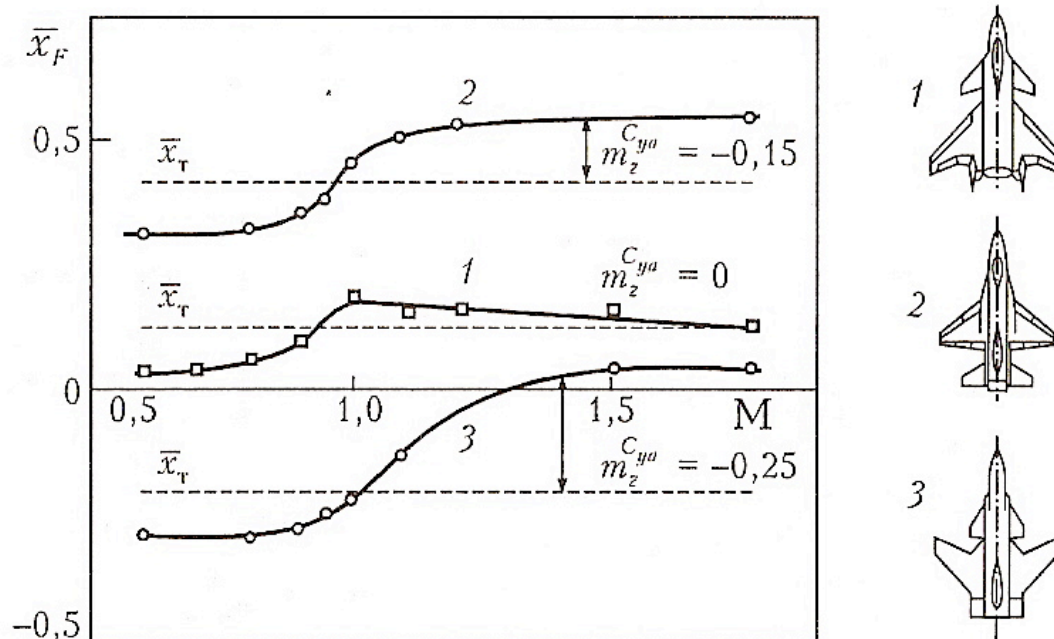


Рис. 10. Смещение аэродинамического фокуса при переходе к сверхзвуковым скоростям. 1 - 1.42, 2 - F-16, 3 - C-32

Не меньшей проблемой является и увеличение изгибающих моментов, действующих на КОС, при увеличении угла атаки. Это приводит к явлению известному под названием **аэродинамическая или структурная дивергенция конструкции крыла** (рис.11). Суть его состоит в том, что при увеличении угла атаки увеличивается нагрузка на крыло и крыло прогибается. У обычного крыла это приводит к локальному уменьшению местного угла атаки, а у КОС, наоборот, к увеличению (см. верхний рисунок 11).

С этим пытаются бороться, изготавливая крыло из композитных материалов с анизотропными упругими свойствами, обеспечивающих направленную деформацию без локального увеличения местного угла атаки (см. нижний рисунок 11). Каких - то иных крупных недостатков у КОС нет.

С учетом того, что КОС лучше удовлетворяет требованиям малозаметности, лучше компоуется, оставляя отсеки вблизи центра тяжести самолета под размещение полезной нагрузки, обеспечивает лучшую маневренность и меньшее сопротивление на дозвуковых скоростях, но плохо приспособлено для длительного сверхзвукового полета, можно рекомендовать его применение на малозаметных штурмовиках и ударных самолетах с максимальной операционной скоростью не более $M=1,3$.

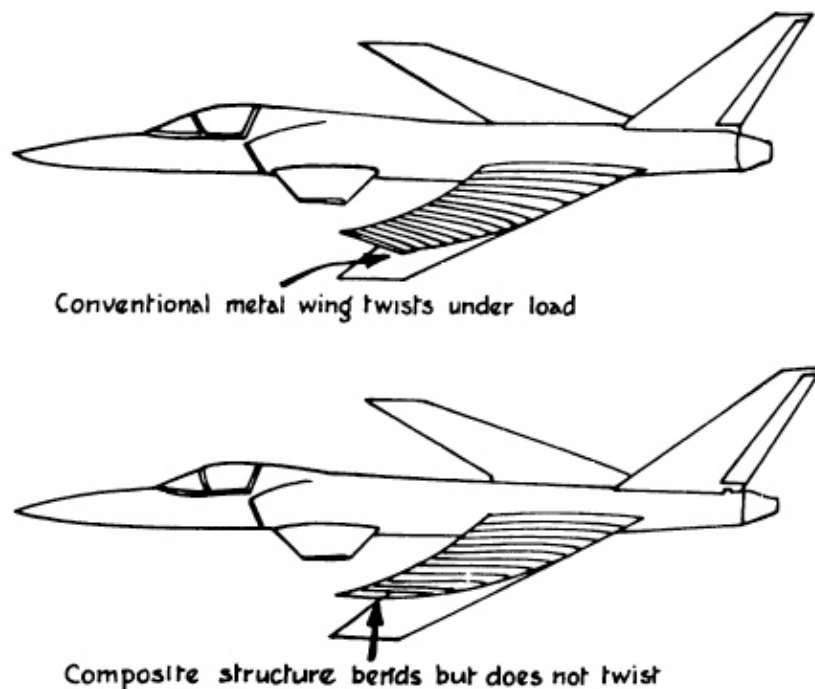


Рис.11. Явление аэродинамической (структурной) дивергенции КОС [8].

И сердце бьется сорок раз в секунду

Если у F-16 степень статической неустойчивости на дозвуковых скоростях всего 5%, то у X-29 все 35%. Без автоматизированной системы управления этот самолет летать не может, в отличие от того же X-31, которому в первых 9 полетах как минимум дважды пригодилось свойство держаться в воздухе на ручном управлении. В программе содержалась ошибка “деление на ноль”. X-29 стал первым в мире летательным аппаратом, оснащенным полностью автоматизированной системой управления, а также комбинированными органами управления (рис.12), расположенными, как перед крылом (ПГО), так и за ним (хвостовые щитки - руль высоты).

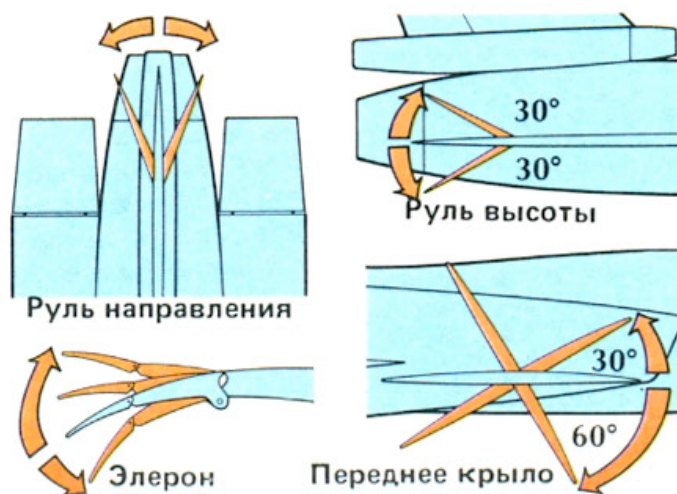


Рис. 12. Органы управления X-29.

Эксперименты с электро-дистанционной системой управления (ЭДСУ), которую на западе принято обозначать термином fly-by-wire, начались в США в 1972 г. на модернизированном серийном корабельном самолете F-8. Вся гидравлика была заменена проводами и электроприводами, информация получалась от датчиков положения инерциального блока и обрабатывалась серийным компьютером Аполло. Эксперименты продолжались 13 лет, Параллельно с 1971 г. на масштабной модели F-15 отрабатывались элементы системы дистанционного управления с земли. Синтезом этих двух программ стал проект HiMAT, подробно описанный в предыдущей статье цикла, элементы системы управления которого переключались на X-29. Интересно рассмотреть внешние датчики этой ЭДСУ (рис.13).

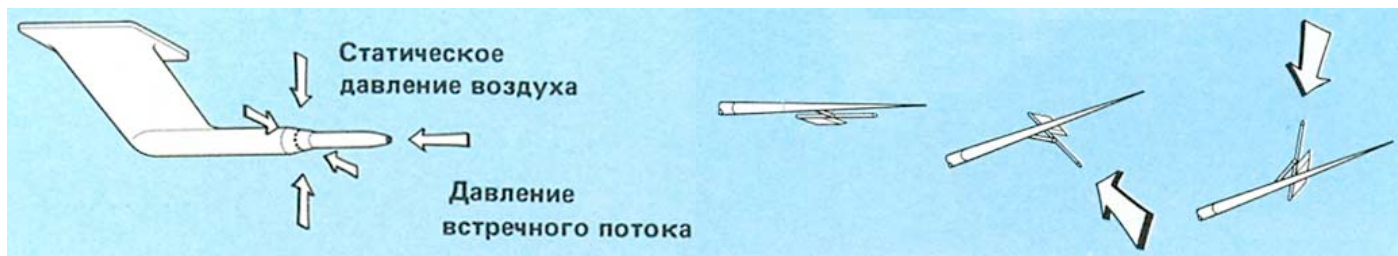
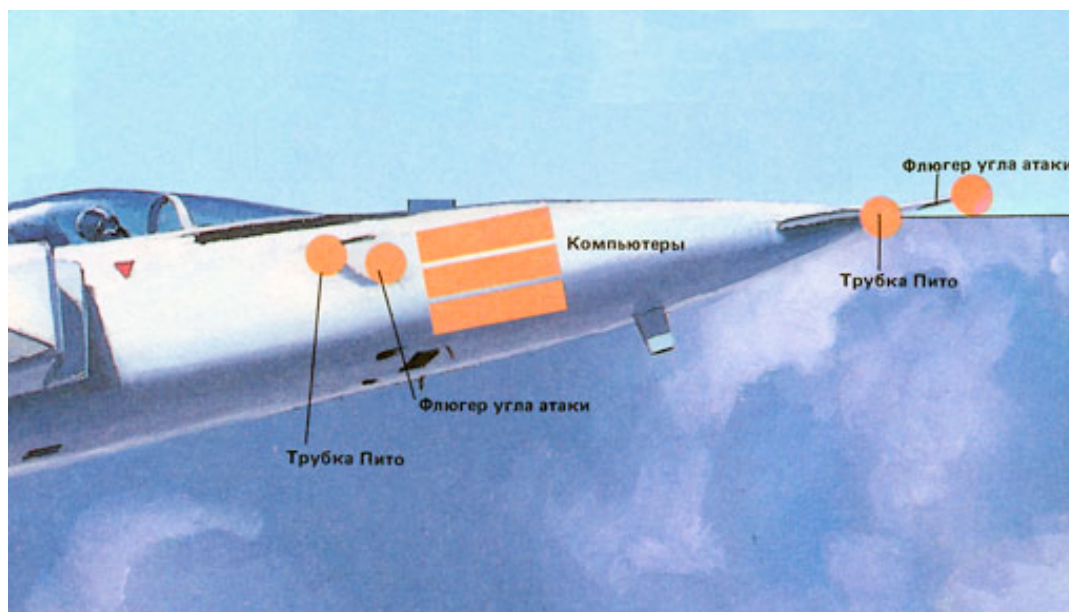


Рис. 13. Внешние датчики ЭДСУ X-29. Нижний рисунок - Трубка Пито и флюгеры углов атаки.

В отличие от большинства самолетов на X-29 помимо гироскопов инерциальной системы, которые определяют положение самолета в пространстве относительно земли, применены флюгеры углов атаки, которые отслеживают положение летательного аппарата относительно набегающего потока. Это позволяет значительно повысить точность управления на больших углах атаки и скольжения. Компьютер обрабатывает эти сигналы с частотой 40 раз в секунду и выдает управляющие команды на приводы органов управления самолетом. На 126 полете в программе управления нашли ошибку, которая могла привести к крушению самолета.

Исследование аэродинамики и управляемости на больших углах атаки.

Первая фаза исследований X-29 состояла в изучении свойств аэроупругости КОС и положительных эффектов от применения сверхкритических профилей, ранее тестировавшихся на F-8 в 70-х годах. Такие профили имеют большую, чем обычно относительную толщину и уплощенную верхнюю поверхность. В результате, отрыв пограничного слоя затягивается, что приводит к уменьшению вредного сопротивления. Выполненные 242 полета не выявили каких-то явных преимуществ в уменьшении сопротивления на крейсерской скорости конкретной аэродинамической компоновки X-29, но доказали жизнеспособность концепции КОС в целом.

Вторая фаза программы включала 120 полетов и имела целью изучение КОС на больших углах атаки. Самолет показал способность уверенно летать без ограничений на углах атаки до 35° , энергично маневрировать на углах до 45° , а также держаться в воздухе с углом 67° . И это без отклоняемых носков и дефлекторов управления вектором тяги (УВТ) двигателя, как на X-31.

Характеристики боковой устойчивости и управляемости на закритических режимах оказались все же недостаточными, поэтому в 1992 г. в Лэнгли была начата программа изучения возможностью управления вихреобразованием в носовой части фюзеляжа. Для этого в фюзеляже установили два бака с сжатым азотом, а также два небольших сопла, через которые азот вдувался в вихрь, который образовывался в носовой части фюзеляжа на больших углах атаки (рис.14). Изменение массы газа, вовлеченного в вихревое движение приводило к увеличению локальной завихренности потока, а следовательно и кривизны линий тока, что следует из уравнений Эйлера для идеального газа. Давление при этом уменьшалось (уравнение движения в проекции на нормаль к линиям тока). В результате возникал момент рыскания, направленный в сторону выдува газа, а не в противоположную, как можно было бы подумать.



Рис.14. управление рысканием при помощи вдува азота в вихревую зону. Система VFC.

Однако надо закругляться

Параллельно в России осуществлялась обширная программа исследований поведения Су-27 на больших углах атаки, а также нестационарных характеристик движения, гистерезиса и т.п. В США изучалась асимметрия образования вихрей в носовой части Х-31 на закритических режимах. Выяснилось, что Су-27, на котором применяются вихреобразующие щитки на приемнике воздушного давления, превосходит и Х-29, и Х-31 без всяких выкрутасов. Этой теме будет уделено внимание в следующей статье, а сейчас перейдем к заключению.

Тема КОС неисчерпаема, но нужно как-то завершать статью. Что еще любопытного было в программе Х-29? Пожалуй, сопло с УВТ ADEN (рис. 15), которое исследовалось на модели в аэродинамической трубе. Сопло интересно тем, что имеет только одну управляемую створку, но и она позволяет отклонять струю, как вниз, так и вверх.



Рис. 15. Сопло ADEN на модели Х-29 в аэродинамической трубе.

Подведем итоги. КОС может в настоящее время с успехом применяться в боевой авиационной технике. Оно имеет значительное преимущество над обычным крылом, в том числе и с наплывом, на дозвуковых скоростях. Особенно велико превосходство на больших углах атаки. Недостатки делают применение КОС нецелесообразным на самолетах, для которых полет со сверхзвуковыми скоростями является значимым режимом.

Следующая статья будет посвящена дальнейшему развитию аэродинамических компоновок, таких как триплан, утка, а также применению сопел с УВТ различных типов, систем короткого взлета и посадки, нестационарным динамическим характеристикам истребителей. F-15SMT, Су-30МКИ, МиГ-35, поисковые работы на пути к EF-2000, адаптивное крыло, обо всем этом и многом другом Вы сможете прочитать в продолжении цикла статей “На пути к пятому и шестому поколению”.

Литература

1. П.В. Булат. На пути к пятому и шестому поколению. Часть I. Сайт www.paralay.com
2. US Patent, №5984231, Nov. 16, 1999.
3. US Patent №394039, May. 5, 1998.
4. Application of Modern Control Theory on a Model of the X29 Aircraft Munther A. Dahleh David M. Richards. October 22, 1989. AIAA paper. LIDS-P-1932
5. Bill Gunston. X-29. An Aeroguide special. 37 p, 1985
6. Н.К. Лебедь, Т.И. Соловьева. Исследование аэродинамических характеристик моделей со стреловидными и треугольными крыльями на больших углах атаки при околосвуковых скоростях// Тр. ЦАГИ, 1974.
7. П.П. Красильщиков. Прикладная аэродинамика крыла. (Сборник статей)// Тр. ЦАГИ. 1973.
8. Ray Whitford. Design for air combat. Jane's Publishing Company Limited Inc. 225 p, 1987.