



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.



Рис1. Rockwell Aerospace -
Deutsche Aerospace X-31.

Часть II. Десять лет спустя.

*Летит ужасный Бармаглот
и пылкает огнем.*

Льюис Кэррол. Алиса в стране чудес

В 1995 г. на выставке в Ле-Бурже был показан высокоманевренный экспериментальный самолет X-31 (рис.1). Прошло уже более 10 лет, но что мы знаем об этой машине. Появились две скупые статьи в журналах “Крылья Родины” и “Авиапанорама”, в которых между делом упомянуто, что данный летательный аппарат может выходить на углы атаки до 70° и выполнять маневр Хербста, как бы ненастоящую “Кобру Пугачева”. Да и вообще, это не боевой самолет, а потому он Су-27 не ровня. Между тем, западные специалисты считают, что значение программы X-31 для развития высокоманевренных истребителей с хорошими взлетно-посадочными характеристиками трудно переоценить.

Введение

В первой статье цикла мы рассмотрели подход фирмы Боинг к проектированию маневренного малозаметного самолета пятого-шестого поколения. С аэродинамической точки зрения он ознаменовал собой возврат на новом уровне к стреловидному крылу малого сужения и относительно большого удлинения, которое обладает необходимой несущей способностью и малозаметностью.

В обычных условиях из-за неравномерности распределения давления по размаху (см. рис. 2) стреловидное крыло подвержено явлению, получившему название аэродинамического подхвата. Суть его заключается в том, что при превышении некоторого угла атаки на концах стреловидного крыла начинает развиваться срыв потока, который вызывает смещение аэродинамического фокуса вперед, что, в свою очередь, снова приводит к увеличению угла атаки и дальнейшему развитию срыва потока.

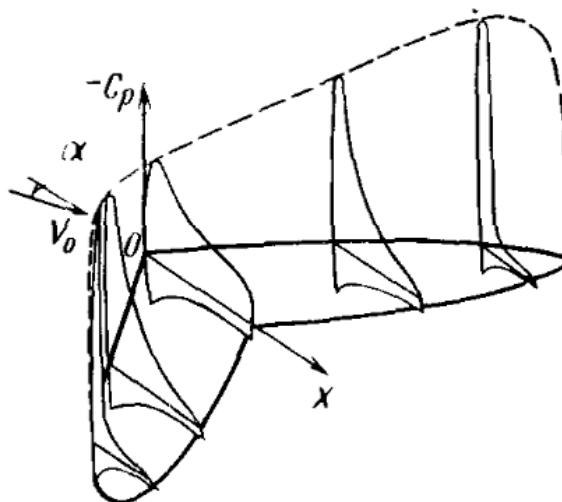


Рис. 2. Распределение давления по размаху крыла. C_p - коэффициент давления, X - продольная координата, V_0 - скорость невозмущенного потока, α - угол атаки.

Все это может привести к отрыву потока с передних и задних кромок крыла и резкому падению подъемной силы (рис. 3).

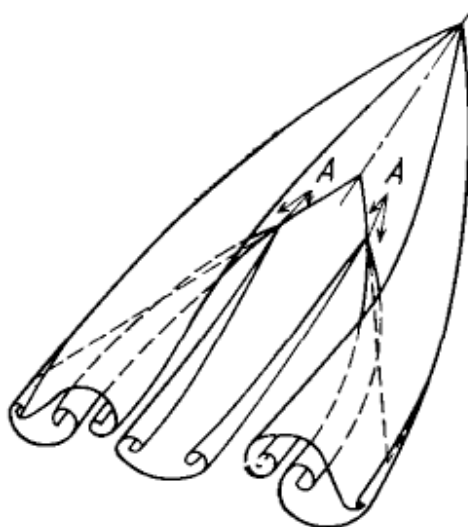


Рис. 3. Развитый отрыв потока со всех кромок стреловидного крыла

В шестидесятые годы 20-ого века получили распространения треугольные крылья небольшого удлинения, лишенные этого недостатка. Существенно пространственный характер их обтекания, интенсивное перетекание потока с нижней поверхности на верхнюю формирует мощную вихревую систему уже при небольших углах атаки (рис. 4).

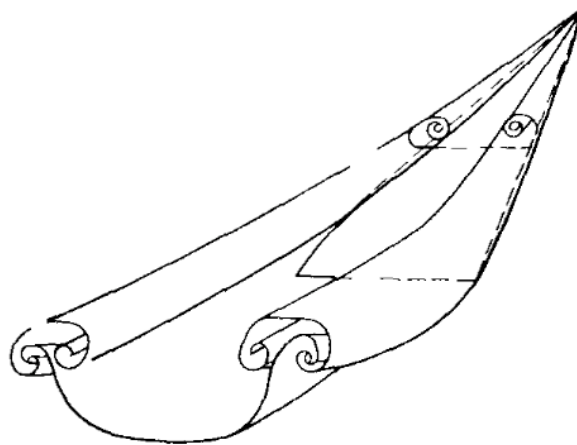


Рис. 4. Треугольное крыло малого удлинения под углом атаки.

Вклад вихревой составляющей подъемной силы довольно значительный и суммарная подъемная сила превышает рассчитанную по линейной теории (рис.5)

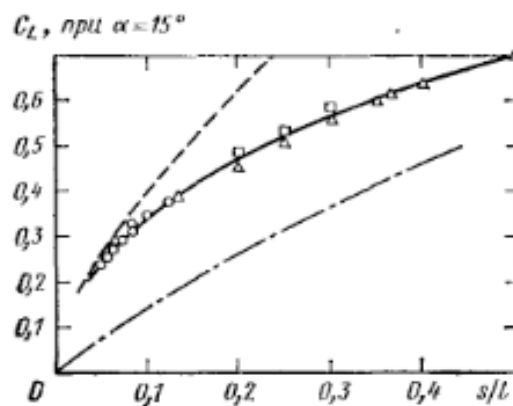


Рис.5. Коэффициент подъемной силы при малых скоростях [1]. - экспериментальные данные, -- вихревая теория, --- линейная безотрывная теория, Δ - треугольное крыло, \square - готическое крыло, C_L - коэффициент давления, s/l - относительное расстояние от корня крыла

На сверхзвуковых скоростях треугольное крыло превосходит стреловидное, но уступает ему на трансзвуковых и дозвуковых (рис. 6). Кроме того, для того чтобы реализовать свои преимущества, крылу малого удлинения необходимо выйти на большой угол атаки, чем обычному крылу. Не во всем устраивает треугольное крыло и в вопросах малозаметности, т.к. желательно, чтобы все кромки были ориентированы под одним углом к наблюдателю.

В 1962 г. Ли выдвинул идею крыла типа "Чайка", у которого вихревые линии были бы обращены в сторону полета. Такое крыло получило название крыла с минимальным вихревым сопротивлением [2].

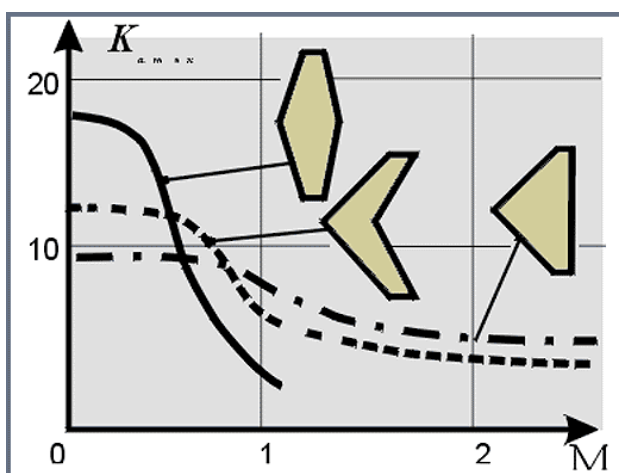


Рис.6. Зависимость аэродинамического качества от числа Маха для крыльев разного типа.

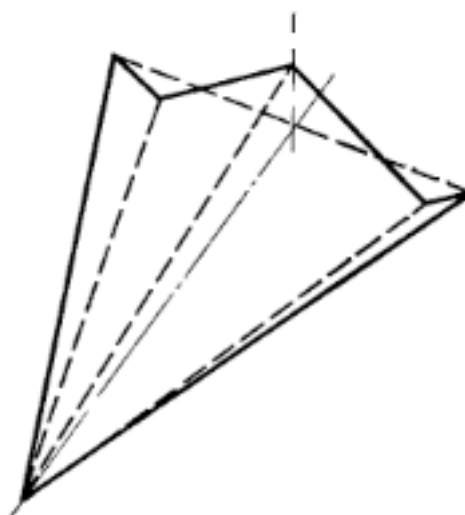


Рис.7. Крыло типа "Чайка" [2] с минимальным вихревым сопротивлением

Отогнутые края крыльев препятствовали концевому срыву потока. Специалистам фирмы Макдоннел-Дуглас пришла в голову идея объединить "чайку", обычное стреловидное крыло и волнолет, в результате получился "Bird of Prey". У крыла "хищной птицы" явление аэродинамического подхвата отсутствует полностью и с малозаметностью все в порядке.

Чудовище вида ужасного - дедушка Змея - Горыныча

А всего десять лет назад обычный с виду самолет (рис.8), с вполне нормальными для того времени тяговооруженностью и нагрузкой на крыло, продемонстрировал на авиашоу в Ле-Бурже завидную маневренность. Все, что мог заметить необычного внимательный глаз - это газовые рули позади сопла и какие-то щитки в хвостовой части фюзеляжа.

Дельтовидное крыло и переднее горизонтальное оперение (ПГО), выполнены по обычной схеме, т.е. разнесены. Об особенностях схемы "утка" ее преимуществах и недостатках мы подробно поговорим в другой раз. Сейчас же отметим, что эта схема в трансзвуковом диапазоне имеет перед нормальной балансировочной схемой с заднерасположенным стабилизатором два основных преимущества: более высокое аэродинамическое качество за счет меньших потерь на балансировочное сопротивление и отсутствие проблем с неустойчивостью по перегрузке. Основной недостаток - тенденция к "клевку". При срыве потока с ПГО (оно в схеме "утка" более нагруженное, чем крыло) появляется момент на пикирование, что вызывает увеличение угла атаки и дальнейшее развитие срыва потока. Подъемная сила на ПГО падает, и самолет "клюет" носом.



Рис. 8. Вид на газзовые рули X-31.

Итак, мы имеем дело с экспериментальным летательным аппаратом (ЛА), основное предназначение которого - демонстрация сверхманевренности. Родоначальником термина сверхманевренность (*supermaneuverability*) считается Доктор Хербст из западной Германии (*Messerschmitt-Bolkow-Blohm*) [3]. Однако X-31, это совместное творение NASA, DASA и Rockwell, появилось не на пустом месте. Ему предшествовала 15-летняя работа над высокоманевренными ЛА по программам Rockwell HiMAT (Highly Maneuverable Aircraft Technology) и SNAKE.

HiMAT стартовала в 1975 г, и уже в июне 1978 г. были построены два беспилотных ЛА жутковатого вида (рис. 9), являющихся масштабной копией (0,44) будущего истребителя. За характерную внешность среди некоторых советских специалистов - острословов они получили прозвище "шестикрылых восьмихвостов". Использование масштабных моделей, управлявшихся с земли, позволило снизить стоимость программы, а также риск гибели пилотов во время маневрирования с большими перегрузками.

Основной задачей программы считалось создание ЛА, способного маневрировать с перегрузкой в 8g там, где другие истребители могут выходить не более, чем на 4g. Для этого разрабатывалась не только принципиально новая аэродинамическая схема, но и новые конструкции из углепластика, в том числе, обладающие свойствами аэроэластичности [4], повышающими аэродинамическое качество при больших перегрузках. Само по себе представляло ценность и то, что это был первый по настоящему крупный беспилотный летательный аппарат (БПЛА), и в ходе программы отработывалась методы дистанционного управления им с земли.



Рис. 9. Два БПЛА HiMAT на авиабазе Эдвардс.

27 июля 1979 г. самолет NASA NB-52B поднял HiMAT на высоту 13.000 м. Пилот находился в кабине на земле и управлял ЛА с помощью ручки управления и педалей, как настоящим самолетом, ориентируясь на изображение видеокамеры, установленной на носу аппарата. Команды передавались на борт телеметрической системой с частотой 1000 раз в сек и служили исходными данными для электродистанционной системы управления (ЭДСУ). Первый полет продолжался 22 минуты.

HiMAT имел длину 6.9 м и размах крыльев 4.8 м, оснащенный модифицированным двигателем General Electric J-85-21 он мог развивать скорость до $M=1.6$. Серия опытных полетов показала, что HiMAT обладает существенно большей маневренностью и прочностью, чем существующие истребители. Так на высоте 7600 м он продемонстрировал способность выполнять развороты с перегрузкой 8g при $M=0.9$ (рис.10).

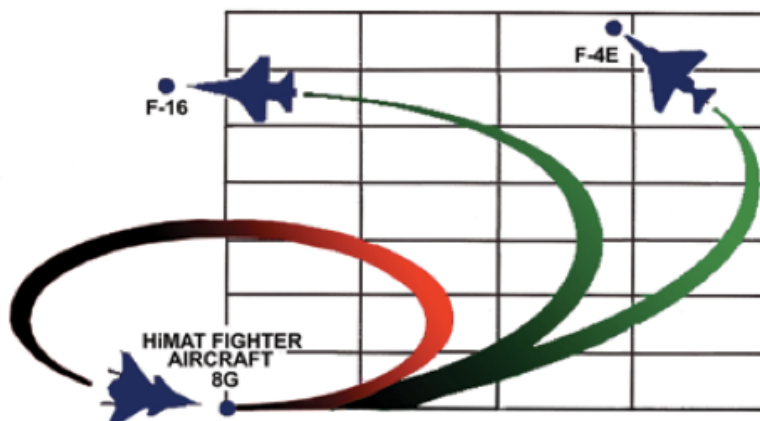


Рис.10. Сравнение радиусов разворота HiMAT и традиционных истребителей. $M=0.9$, высота 6500 м.

В аналогичных условиях F-16 может маневрировать только с 4-кратной перегрузкой. На высоте 9140 м и скорости $M=1.2$ была достигнута перегрузка 6g. Вообще, конструкция (рис. 11) была рассчитана на перегрузки +12g/-6g при $M < 1$ и +10g/5g при $M > 1$.

ROCKWELL INTERNATIONAL HiMAT

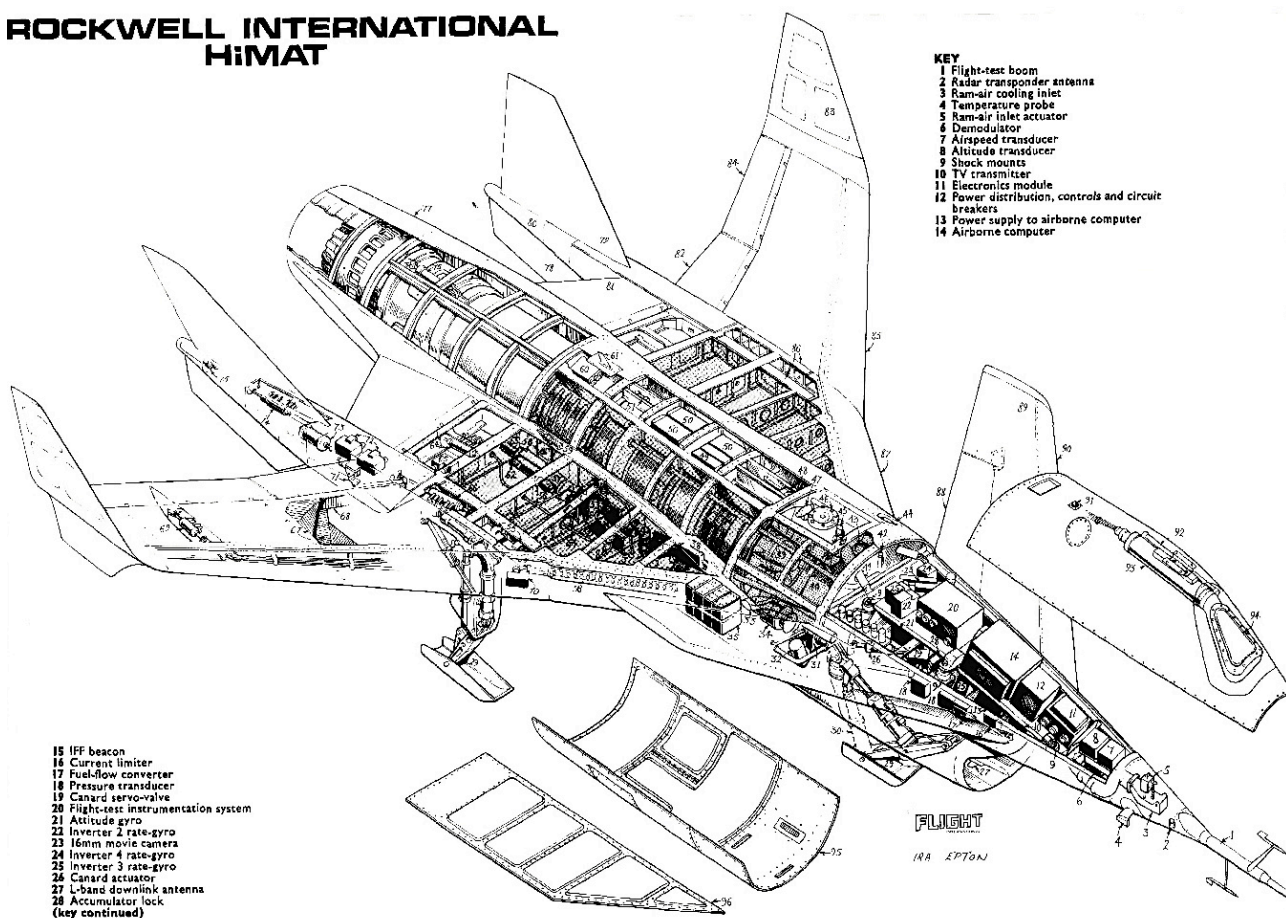


Рис. 11. Конструкция HiMAT [5].

В рамках программы исследовались самые различные компоновки крыльев, сопел, аэродинамические профили, поэтому для моделей была принята модульная схема (рис. 12).

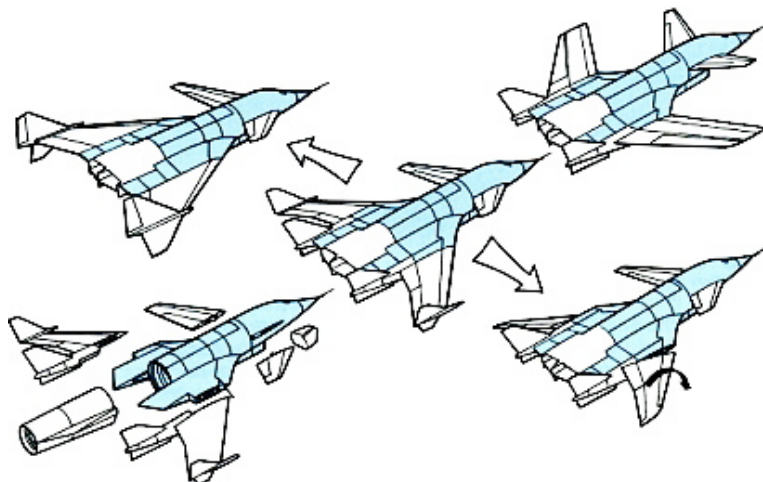


Рис. 12. Модульность конструкции.

Схема HiMAT (рис.13) сама по себе смотрится необычно, комментарии, как говорится излишни. Однако настоящий дьявол кроется в деталях.

Новаторская аэродинамика

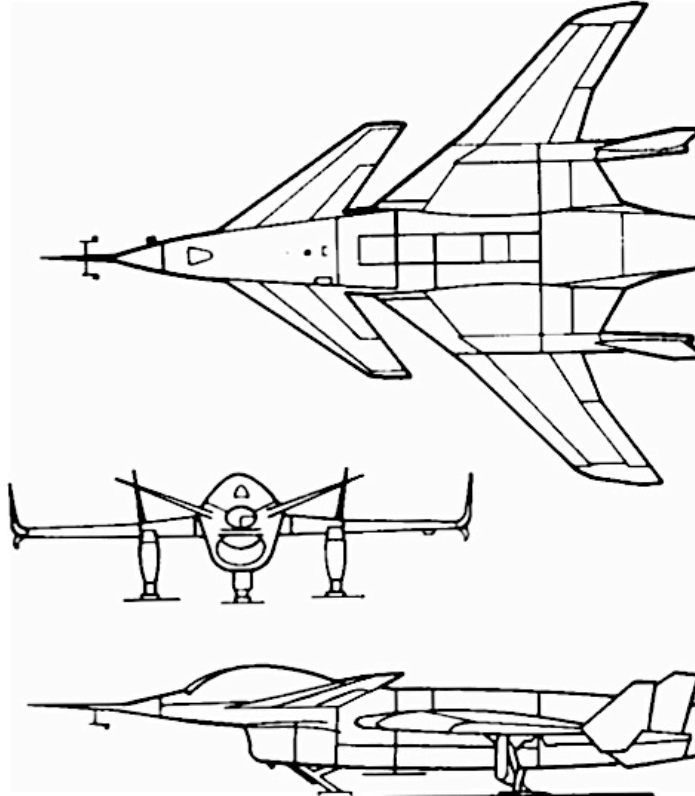


Рис. 13. Аэродинамическая схема HiMAT.

Основной задачей истребителя будущего поколения в те годы считалось энергичное маневрирование на околозвуковых скоростях, а также гарантированное достижение превосходства при $M > 1.2$. Как известно, при приближении к скорости звука на крыле начинают возникать местные области со сверхзвуковым течением (рис.14), скачки уплотнения и прочие газодинамические разрывы.

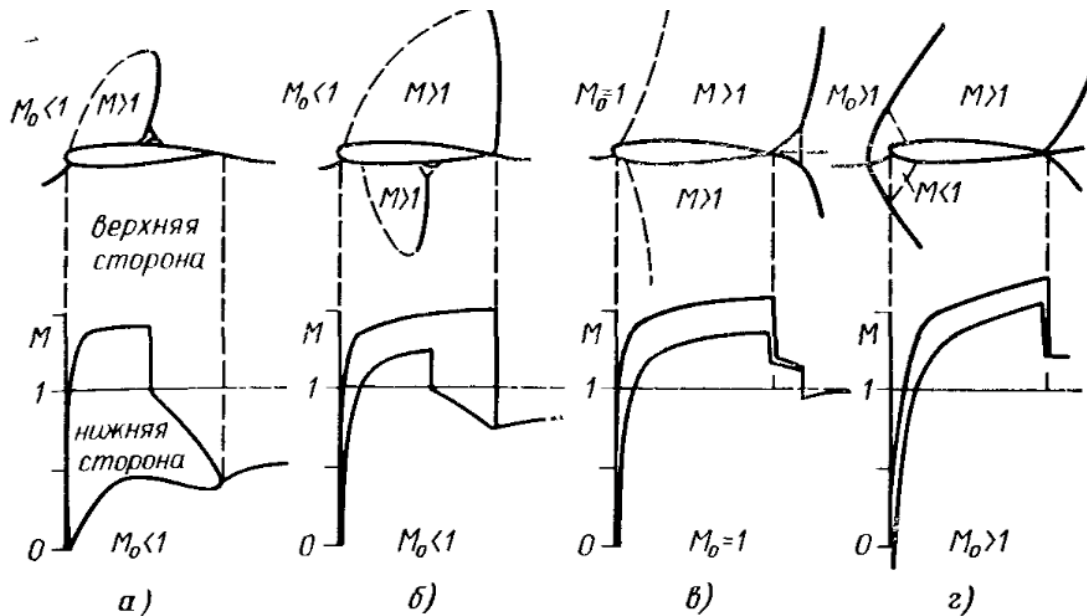


Рис. 14. Волновой кризис.

Это приводит к увеличению давления на крыле и, соответственно, появлению дополнительной составляющей сопротивления, которую принято называть “волновой”. Чем позднее наступает волновой кризис, тем лучше, тем выше аэродинамическое качество.

Существуют профили крыла, называемые сверхкритическими, верхняя поверхность которых имеет более плоский вид. У них волновой кризис наступает заметно позже. Теоретически можно создать такой крыльевой профиль, что скачки уплотнения вообще не будут образовываться. Поверхности такого профиля задаются линиями тока изоэнтропической волны сжатия Прандтля-Майера. Проблема в том, что для каждого числа M они свои.

На HiMAT были применены сверхкритические профили крыла и ПГО, что существенно повысило аэродинамическое качество в диапазоне чисел $M=0.8-1.2$ [6]. Другой особенностью аэродинамики HiMAT была аэроупругая (аэроэластичная) конструкция, крыло при перегрузке $8g$ прогибалось на $5,5^\circ$, а ПГО - на 4° . Специальная структура силового каркаса обеспечивала определенный закон прогиба от перегрузки. В результате крыло имеет поляру, представляющую собой огибающую поляры крейсерского полета и поляры маневрирования с высокой перегрузкой (рис. 15).

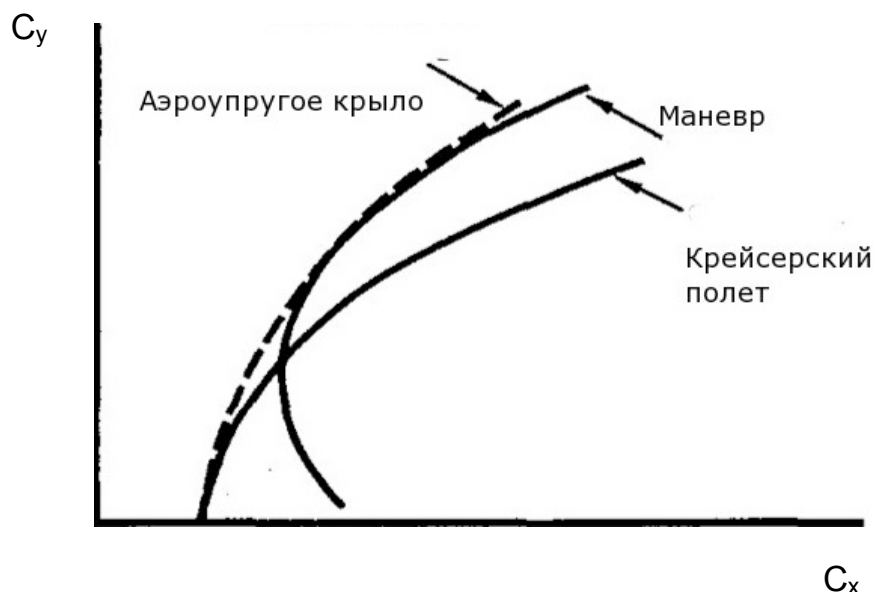


Рис. 15. Повышение аэродинамического качества за счет аэроупругости

Размещенный почти в центре тяжести двигатель, полная механизация крыла (наружные секции - элероны, внутренние - элевоны, отклоняемые в зависимости от числа M и угла атаки носки профиля по передней кромке), механизация ПГО (отклоняемые щитки), статическая неустойчивость - все это обеспечило достижение поставленной цели. HiMAT имел высочайшую маневренность на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях в тех диапазонах высот, которые наиболее выгодно использовать в бою. Нарботки по этим удивительным БПЛА нашли применение почти во всех дальнейших западных разработках, но, прежде всего, в X-31 и *Rockwell SNAKE* (“Змей”, рис. 16). Дедушка у Змея был то, что надо. Техническим руководителем программы был Уильям П.Хендерсон.



Рис. 16. Модель *Rockwell SNAKE* для испытания в аэродинамической трубе.

Исследовательская программа NASA - Rockwell SNAKE

В 1984 г. Rockwell предложило исследовательскому центру NASA в Лэнгли совместную программу Super Normal Attitude Kinetic Enhancement (SNAKE) configuration. Поскольку центр в Лэнгли вел активные исследования в области полетов на больших углах атаки, то предложение было принято.

Первоначально “Змей” (SNAKE) сильно напоминал HiMAT в первоначальной конфигурации, однако в последствии была разработана новая компоновка. В частности ПГО сделали полностью поворотным. При этом, в основном, использовались аналитические методы с минимальным количеством продувок в аэродинамической трубе. Испытания дали неудовлетворительные результаты. Модель оказалась неустойчивой по углу рыскания и крена. Продувки в натурной аэродинамической трубе позволили выдать рекомендации по изменению компоновки (рис. 17).



Рис. 17. Модель окончательной конфигурации “Змея”.

В 80-е годы был проявлен большой интерес к управляемому вектору тяги (УВТ), особенно его использованию на больших углах атаки для улучшения устойчивости и управляемости. Так центр NASA в Лэнгли испытывал дефлекторы на F-14, которые служили для управления по углу рыскания. Как известно, “Томкэт” мог выходить на углы атаки почти до 90° , но был при этом практически неуправляем. К 1985 г. в центре Лэнгли был накоплен большой объем фундаментальных сведений по всеракурсным соплам с УВТ. Основываясь на этих экспериментальных данных Rockwell включила в проект “Змей” всеракурсное сопло с тремя газовыми рулями, которое в 1985 г. показало впечатляющие результаты на испытаниях при экстремально больших углах атаки (рис.18). Сопло перекочевало на X-31 почти без изменений.



Рис. 18. Испытания “Змея” на больших углах атаки.

В это же время в ФРГ д-р Волфганг Хербст вел активные исследования по использованию закритических углов атаки и срывных режимов в ближнем бою в рамках программы истребителя схемы “утка”, известного как TKF-90. Были сделаны выводы, что применение УВТ увеличивает скорость разворота на 30%. В 1983 г. состоялось обсуждение этой программы с инженерами Rockwell. И в 1986 усилия США и ФРГ были объединены под эгидой Агентства перспективных исследований Министерства обороны США (DAPRA) в программу X-31.

Разработка и испытания X-31

Самолет был выполнен с использованием элементов других ЛА, двигатель F404, фонарь кабины от F-16 (впоследствии заменили на фонарь от F-18). Крыло и ПГО почти без изменений были перенесены с Rockwell SNAKE. С 1987 по 1989 г. была проведена обширная экспериментальная программа, включавшая продувки в аэродинамической трубе масштабных и полноразмерных моделей, а также летные испытания. Результаты оказались неудовлетворительными. Выявилась характерная для схемы “утка” тенденция к “клевку”, бафтинг крыла на больших углах атаки, заканчивающийся срывом в штопор, в том числе перевернутый.

Были изучены 498 вариантов всеракурсных сопел, внесены изменения в ЭДСУ, изучены вопросы сопряжения УВТ и системы управления полетом. Дальнейшие испытания были продолжены уже на свободно падающих моделях. Они вновь выявили режимы, на которых самолет входил в штопор. Для их устранения были внесены изменения, как в систему управления, так и в аэродинамику планера. Наконец, внешний вид X-31 был зафиксирован (рис. 19). 11 октября 1990 г. начались летные испытания.

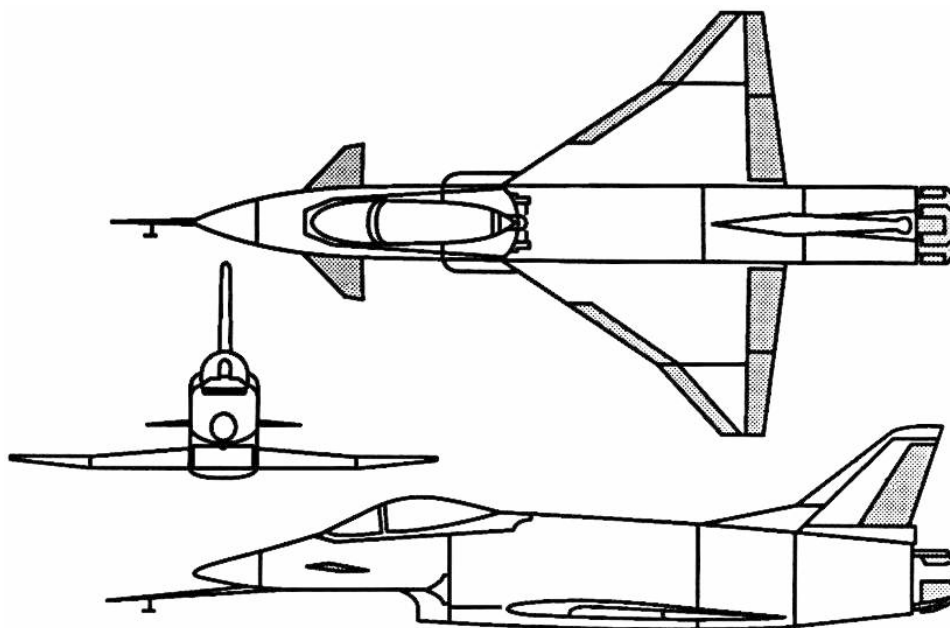


Рис. 19. компоновка X-31.

Испытания выявили неудовлетворительную управляемость на больших углах атаки. Пилоты жаловались, что самолет имеет вялый отклик на дачу ручки вперед, т.е. на уменьшение угла тангажа и вообще плохо слушается рулей при задней центровке. Продувки в аэродинамической трубе позволили из 16 изученных предложений выбрать небольшие щитки, установленные по бокам хвостовой части фюзеляжа. Они хорошо видны на рис. 8.

На больших углах атаки проявился несимметричный отрыв вихрей от носовой части фюзеляжа, который приводил к очень сильным моментам по углу рыскания. Для ликвидации этого явления в аэродинамической трубе были отработаны носовые щитки - турбулизаторы. Окончательная конфигурация показана на рис. 20.

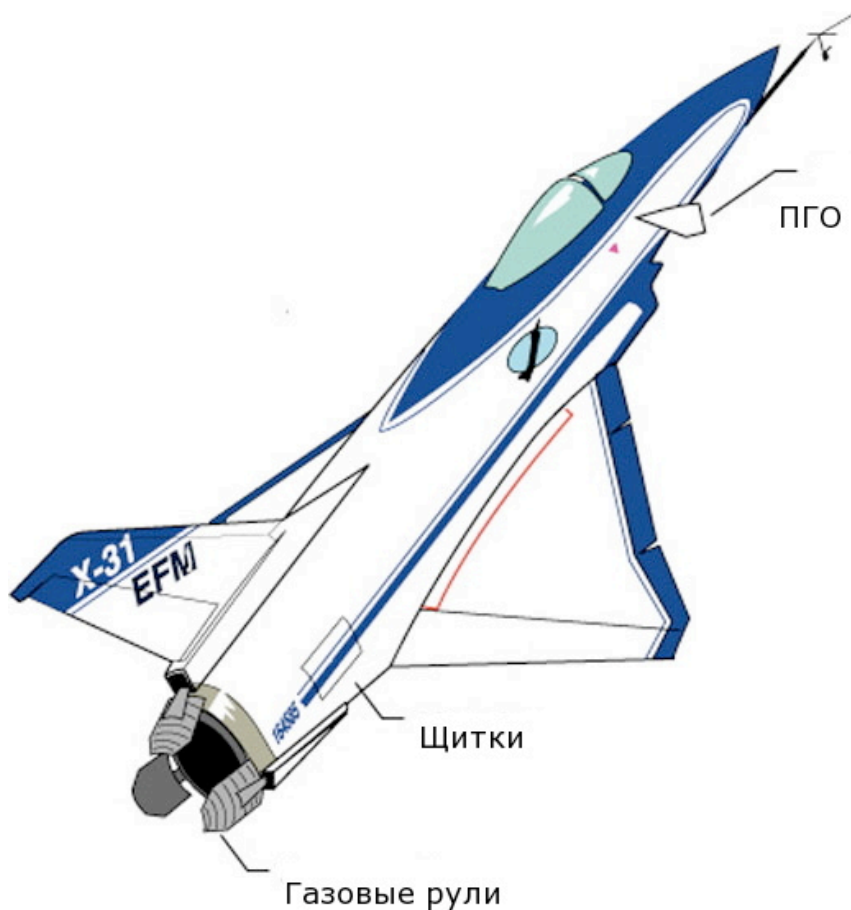


Рис. 20. Вид X-31 на больших углах атаки.

Газовые рули были изготовлены из графито-эпоксидного пластика и могли выдерживать температуру до 1500°C (рис. 21). ПГО свободное самоориентирующее по потоку, но в случае неисправности в УВТ система управления использует рули для возвращения ЛА в горизонтальное положение с больших углов атаки. Таким образом, X-31 мог летать и без УВТ.

Основной задачей испытаний было отработка маневрирования на закритических углах атаки. 6 ноября 1992 г. самолет вышел на угол атаки в 70° , а 29 апреля 1993 г. выполнил разворот с малым радиусом и выходом на закритические режимы, получивший название "Маневра Хербста". А всего было выполнено более 300 испытательных полетов, которые завершились учебными боями с F-18.

"Бои" показали полное превосходство X-31. F-18 проигрывал при начале боя из любых исходных положений всего за один два маневра. Позже эти результаты были воспроизведены на полунатурном моделирующем стенде. На рис. 21 показаны результаты боя из положения "друг напротив друга". Видно, что, выполнив маневр Хербста, X-31 в конце виража оказывается выше F-18. Скорость его при этом также выше. Это опровергает известный тезис противников сверхманевренности, что выход на закритические режимы ведет к потере скорости. Не всегда. Если самолет изначально предназначен для полетов и маневрирования на больших углах атаки, он вполне может сохранять необходимую кинетическую энергию в процессе маневра.



Рис. 21. Газовые рули X-31.

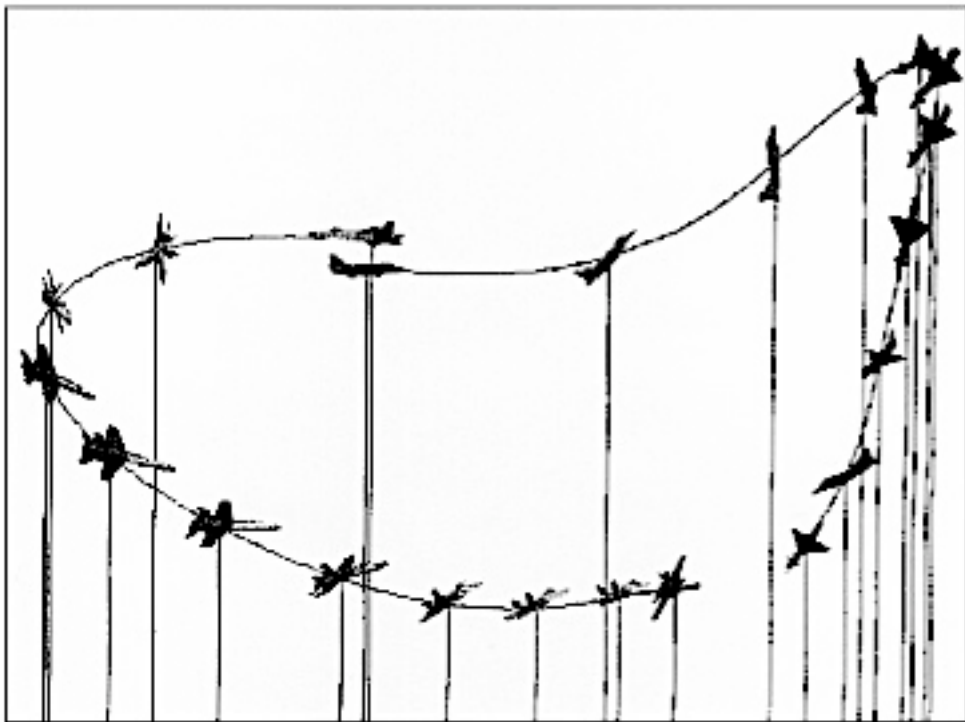


Рис. 22. Использование Маневра Хербста в бою против F-18.

Еще интереснее оказались результаты моделирования боя в игровой постановке из положения “на параллельных курсах”, которые показаны на рис. 23 и 24. Задавались следующие исходные данные. X-31 атакует, выполняя боевой разворот, а для обороняющегося F-18 определялась наилучшая стратегия оборонительного маневра (рис. 23).

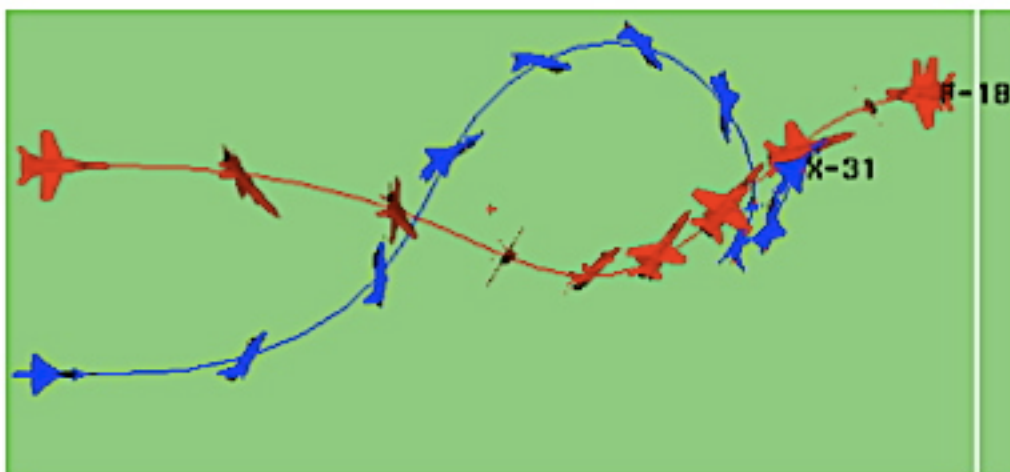


Рис. 23. Определение оптимального маневра уклонения F-18 при “обучающем” наступательном маневре X-31.

Затем для рассчитанного оптимального оборонительного маневра F-18 рассчитывался оптимальный наступательный маневр X-31 (рис. 24). В обоих вариантах вторая сторона (атакующая или обороняющаяся) реагировала в соответствии с заложенными в игровую постановку задачи типичными алгоритмами, но для X-31 было сделано исключение, отвечающее его специфике. Было убрано ограничение по углам атаки.

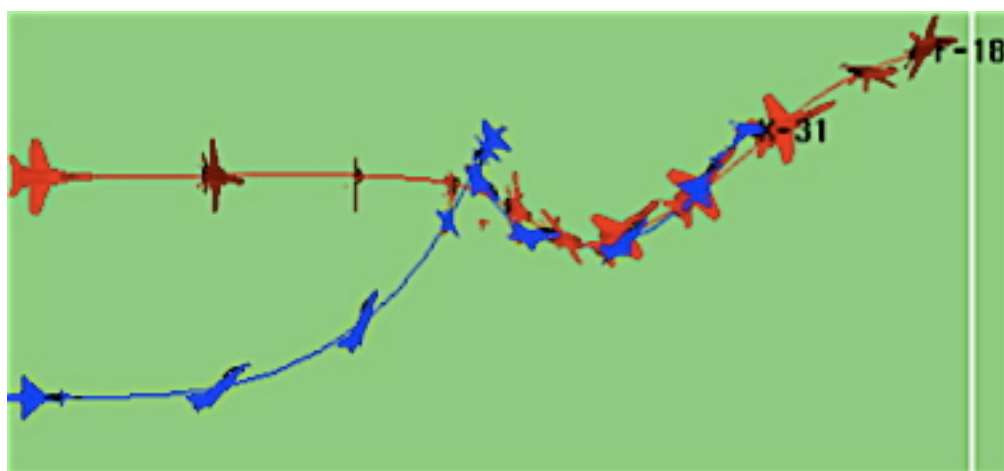


Рис. 24. Определение оптимального атакующего маневра при “обучающем” оптимальном оборонительном маневре.

По итогам моделирования были сделаны выводы, что если летчик X-31 будет реагировать “естественным образом” на маневры F-18, то у последнего нет никаких шансов в ближнем воздушном бою. Следует отметить, что описанные маневры также происходят без потери скорости.

Короткий взлет и посадка в автоматическом режиме и полеты без хвоста.

А Вы думали это уже все? Как бы не так. В 1994 году стартовала программа изучения возможности стабилизации с помощью УВТ сверхзвуковых самолетов без вертикального оперения, которая в последствии легла в основу всех разработок фирмы Boeing беспилотных самолетов (Rockwell является сегодня частью Boeing).

Для этого было разработано специальное программное обеспечение, которое таким образом изменяло устойчивость X-31, что имитировало 100% удаление вертикального оперения. Первые испытания были проведены на скорости $M=1.2$. Затем были осуществлены полеты на дозвуковой скорости, при этом имитировалось частичное отсутствие килля.

Результаты использовались в программе Joint Strike Fighter, они продемонстрировали, что использование всеракурсного УВТ позволяет вовсе отказаться от вертикального оперения (рис. 25), что приводит к уменьшению веса, аэродинамического сопротивления и радиолокационной заметности.



Рис. 25. X-31 без хвостового оперения.

Опустим системы GPS - навигации, нацеленной индикации, которые также обрабатывались на X-31, и сразу перейдем к программе Vectoring Extremely Short Take-Off and Landing Control Tailless Operation Research (VECTOR), в ходе которой изучалась возможность автоматического короткого взлета и посадки с использованием УВТ на больших углах атаки. Существовавшие до того системы работали только при умеренных углах атаки.

Для проведения испытаний X-31 был модернизирован. Boeing отвечала за разработку специализированных электронных систем привода, т.к. основным заказчиком выступал ВМФ США, а DASA занималось разработкой общего программного обеспечения, модернизацией крыла и газовых рулей. Первый вылет в интересах программы VECTOR состоялся в 2000 г., а завершился 29 апреля 2003 г., когда X-31 продемонстрировал полностью автоматизированную посадку с углом атаки в 24° , на скорости на 30% меньше, чем у обычных ЛА (рис. 26). Сегодня материалы этой программы используются при создании многоразовых БПЛА, построенных по схеме "бесхвостка", без вертикального оперения, в том числе палубного базирования.



Рис. 26. Посадка X-31 с большим углом атаки.

Заключение

Таким образом, совместные программы Rockwell и NASA, длившиеся без малого 25 лет, заложили основы современных маневренных летательных аппаратов на западе. Сегодня элементы HiMAT, SNAKE, X-31 можно увидеть в Еврофайтере, F-35 и всех последующих экспериментальных ЛА, в том числе и БПЛА, разрабатываемых в рамках программ пятого и шестого поколения. А разработанные углепластиковые материалы применяются в том числе и в ноутбуках. В истории США нет другой экспериментальной программы в области разработки истребителей, которая дала бы столь богатые результаты.

Некоторые технические подробности

Экипаж - 1 человек.

Используется схема с одним турбовентиляторным двигателем General Electric R404-GE-400. Тяга на форсаже - 71168 N.

Длина - 12,8 м.

Размах крыльев 7,3 м.

Максимальная скорость - $M=1.2$.

Максимальный потолок - 12000 м.

Литература

1. Д.Кюхеман. Аэродинамическое проектирование самолетов. М.:Машиностроение, 1983. 383 с.
2. G.H.Lee. Reduction of lift-dependend drag with separated flow.ARC CP 593, 1962
3. Col William D. Siuru, Jr. Airpower Journal - Spring 1988
4. AIAA-81-2433. N.W. Matheny, G.N. Panageas. HiMAT Aerodynamic Design and Flight Test Experience.
5. Flight international, 5 July 1980.
6. AIAA-85-0213. J. Laiosa, Grumman AeroSpace Corp., Bethpage, NY. Prediction of HiMAT RPRV Component Interference Effects at Transonic Speeds.