

О проблеме запуска ракет из отсеков на сверхзвуковой скорости. Часть II.

Во второй части работы основное внимание уделено программе F-22.

Отсеки вооружений - основной признак пятого поколения

Прошло ровно 10 лет с появления в журнале “Авиация и космонавтика”, №1, 1998 г. статьи В.Ильина “Истребитель Локхид-Мартин F-22 “Рэптор”. Как изменились оценки F-22 за это время, что произошло со взглядами на пятое поколение истребителей? Если попробовать одной фразой подвести итог публикаций за этот период, то он будет примерно следующим: Рэптор впитал в себя все лучшее, что было применено на истребителях четвертого поколения, но революции не случилось.

Обычно к признакам пятого поколения относят сверхзвуковую крейсерскую скорость, сверхманевренность, локатор с ФАР, малозаметность, подвеску вооружений во внутреннем отсеке. Что из этого не встречалось ранее? МиГ-31 имеет сверхзвуковую крейсерскую скорость и локатор с ФАР. На это обычно отвечают, что Рэптор может пролететь со скоростью $M=1,3-1,4$ без форсажа около 1000 км, а решетка РЛС у него активная. Но это детали. Во-первых, двигатель МиГа-31 изначально был приспособлен для работы на форсаже в течение длительного времени. Для него это основной режим работы. Во-вторых, мало кто помнит, но существовал перехватчик Ту-128, который в отличие от МиГа-31 легко поддерживал на бесфорсажном режиме и крейсерскую скорость $M>1.2$, и заданную высоту барражирования в 11 км. Так что, этот признак к исключительности F-22 отнести нельзя.

РЛС с АФАР на данном этапе имеют скорее потенциальные преимущества перед станциями с пассивными решетками [1], к тому же подобные локаторы уже появились на истребителях, которые относятся скорее к четвертому или 4+ поколению, Гриппен, например. Таким образом, и этот признак уже нельзя считать определяющим.

О маневренности и малозаметности мы подробно поговорим чуть ниже, но вот, что стало действительно принципиально новым решением, так это внутренний отсек вооружений. Без всякой иронии - это одна из самых сложных технических задач, которую пришлось решать конструкторам Рэптора. Без внутренней подвески ракет “воздух-воздух” можно было бы забыть и о сверхзвуке на бесфорсажном режиме и о малозаметности.

Справедливости ради нужно сказать, что первыми до реальной конструкторской документации внутренний отсек вооружений на истребителе довели в КБ Туполева в 1965 г. Тогда разрабатывался проект перехватчика Ту-148, который должен был иметь уникальные характеристики: дальность обнаружения РЛС “Смерч-100” - 600 км, крейсерская скорость на бесфорсажном режиме работы двигателя - 1400 км/ч, дальность на сверхзвуке - 2500 км. На рис. 1 приведена схема отсека вооружений Ту-148. Именно к этому периоду относится начало работ в СССР по изучению взаимодействия сверхзвукового потока с полостями и выемками. Данная тематика помимо оборонного имела и большое народохозяйственное значение. Подобная задача встречается в металлургии, упрочнении режущего инструмента и других технологических областях.

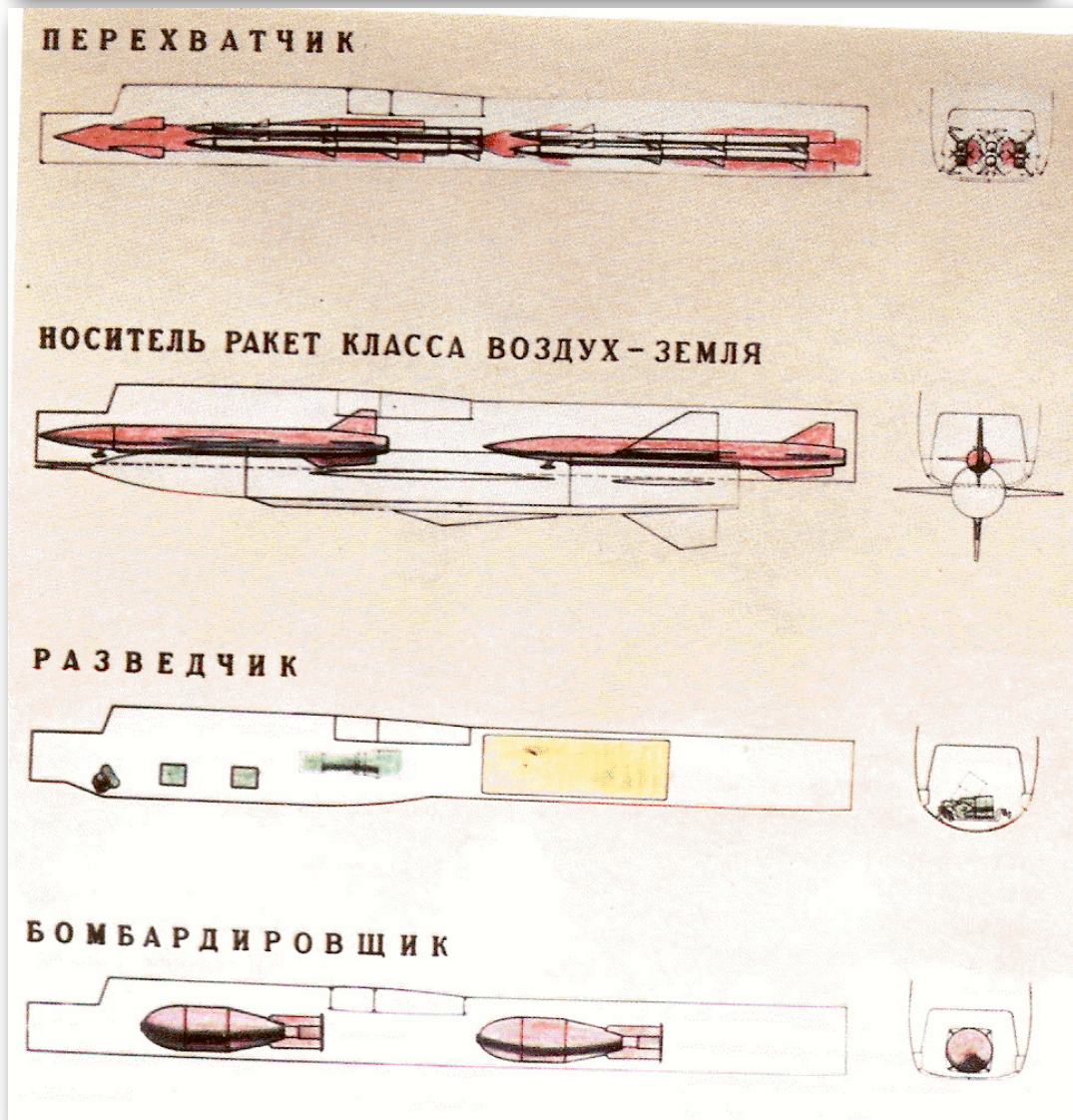
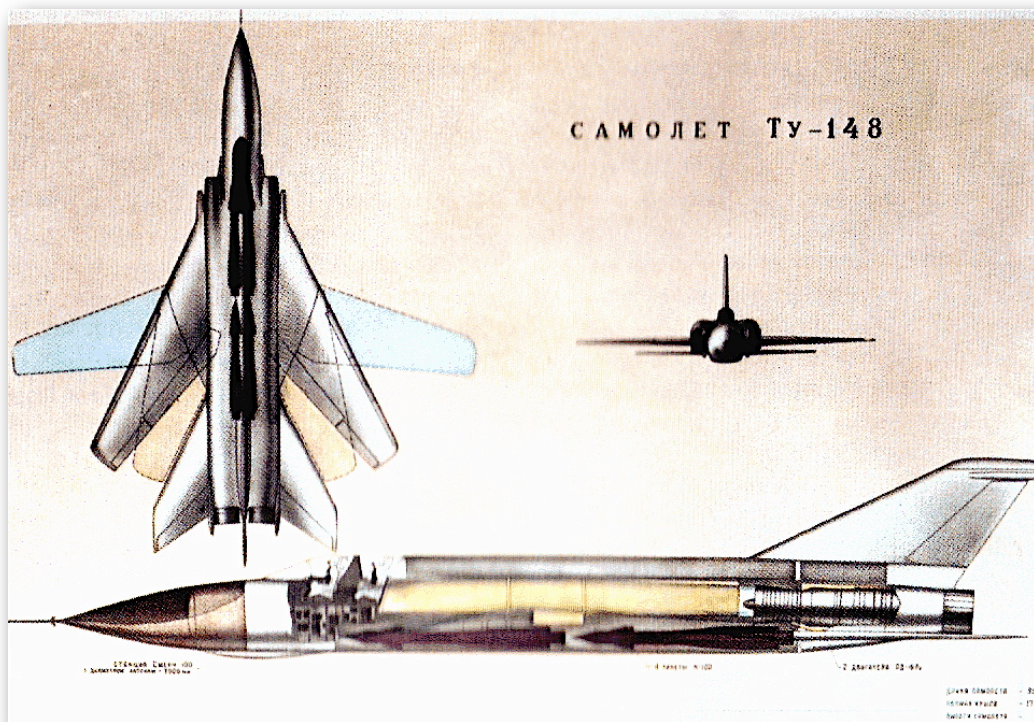


Рис. 1. Схема отсека вооружений Ту-148.

Размещение внутреннего отсека вооружений на истребителе задача намного более сложная, чем на бомбардировщике. Во-первых, перегрузки, у истребителей 9g, а не 1,5g. Во-вторых, нарушение аэродинамического правила площадей, требующего заужения сечения фюзеляжа в районе крыла. В-третьих, увеличение волнового сопротивления из-за роста поперечного сечения. В четвертых, пуск ракет "воздух-воздух" из отсеков при любом пространственном положении самолета и перегрузке 9g. Не все эти задачи были решены успешно, о чем будет сказано ниже, но факт остается фактом, F-22 - серийный истребитель, несущий боевую нагрузку на внутренней подвеске, и в этом его единственное существенное отличие от истребителей предыдущих поколений.

О концепции завоевания превосходства в воздухе

Концепция ведения воздушной войны в течение 20-ого века неоднократно менялась. Одно оставалось неизменным для успешного ведения войны необходимо господство в воздухе. Без него невозможно организовать изоляцию района боевых действий, эффективно проводить непосредственную поддержку сухопутных войск. После разгрома арабских ВВС в 1967 г. возобладало мнение, что завоевать господство в воздухе можно путем уничтожения истребителей противника на аэродромах. Однако уже война Судного Дня 1973 г. его опровергла. Хорошо организованная ПВО Суэцкого канала сорвала атаки египетских аэродромов. Активные действия сирийской фронтовой авиации привели к полному уничтожению израильской авиации в воздухе. Израиль спасли США, в спешном порядке передавшие своему союзнику несколько десятков Фантомов прямо с авианосцев, вместе с летчиками - добровольцами. Мир на Ближнем Востоке мог бы быть другим, если бы арабы не проспали победу. Стремительным броском через пустыню танковой дивизии Шарона Израиль сумел переломить ход войны. ПВО Суэцкого канала раздавили танковыми гусеницами. Это был первый случай в истории, когда задача завоевания превосходства в воздухе была решена с помощью танков. Угроза полного разгрома нависла уже над Египтом. Войну остановили ультиматум Советского Союза и большой десантный корабль Черномоского флота с 4500 морскими пехотинцами на борту.

Военные теоретики сделали из всего этого соответствующие выводы:

1. Аэродромы имеет смысл атаковать только в том случае, если ПВО уже подавлена или она заведомо слабая.
2. Основным средством завоевания господства в воздухе должны быть воздушные бои, поскольку они обеспечивают, в случае успеха, бесконкурентно высокий темп выбытия ЛА у противника.
3. Для завоевания господства в воздухе истребительная авиация должна иметь большое количество сравнительно простых и дешевых, но высоко маневренных самолетов. Поскольку в момент решительных боевых действий авиация несет большие потери, наиболее опытные летчики скорее всего будут выведены из строя в течение первых нескольких дней. Следовательно, наибольшее внимание следует уделять тщательному планированию боевых действий (штабные работники скорее всего уцелеют) и соблюдению строевыми летчиками дисциплины, а не импровизации и индивидуальному мастерству пилотов. Успех в бою зависит, прежде всего, от тактики и массированности применения авиации, а не от формальных характеристик самолетов и индивидуального мастерства пилотов.

4. Из последнего следует, что истребитель завоевания превосходства в воздухе должен быть простым в управлении и доступным летчику средней квалификации.

Данная концепция легла в основу разработки F-15 и полностью себя оправдала во время войны в Ливане в 1982 г. В ходе военных действий израильтяне тщательно планировали все воздушные операции с учетом возможностей имевшейся у них техники (F-15, E-2). При малейшем нарушении плана операции, авиация тут же выводилась из боя. Широко применялись отвлекающие маневры, действия из засад. На первом этапе войны это привело к полному успеху. Несмотря на высокую выучку сирийских пилотов, израильтяне завоевали и удерживали превосходство в воздухе, добившись уровня потерь примерно 1:2. "Иглы" записали на свой счет почти 80% сбитых в воздухе самолетов противника, не понеся при этом потерь.

На втором этапе в Ливан были переброшены 60 новейших тогда МиГ-23МЛ. Они имели небольшое преимущество перед F-15 в скороподъемности и характеристиках РЛС (сопровождение цели "на проходе") и почти не уступали в горизонтальной маневренности. Используя специально для них разработанную тактику, МиГи сбили 3 Игла и 1 Фантом, не понеся потерь, чем и подтвердили тезис "тактика решает все".

Каким же виделся этот универсальный солдат в конце 60-х, начале 70-х годов? На фоне первого истребителя четвертого поколения F-14 - более, чем скромно. Сравнительно недорогой, всего в 1,5 раза дороже Фантома, с простой РЛС, не идущей ни в какое сравнение с мощнейшей станцией Томкэта, традиционным вооружением, как у Фантома. Да и вообще, довольно консервативный по аэродинамике и конструкции. Ни тебе интегральной компоновки, ни механизации крыла. Успех F-15 состоял в сбалансированности его характеристик. Когда американцев прижмет, а во Вьетнаме и в 73 г. на Ближнем Востоке их с авиацией прижало здорово, они рожают выдающиеся образцы авиационной техники. В остальное время плодят универсальных, дорогих и никому не нужных монстров холодной войны, типа B-2, F-117, подводных лодок "Си-Вульф" и т.п. Игл же стал настоящей революцией, самолеты третьего и второго поколения против него были небоеспособны.

Противники "Рэптора"

Сначала была мечта, и была она ATF, и ATF это и есть мечта. Примерно так должна была начинаться ежедневная молитва создателей Рэптора. Планировалось создать абсолютный истребитель, самолет мечты, который мог бы вести бои с любым превосходящим по численности противником. Сверхманевренность, активное управление боковой аэродинамической силой, адаптивное кресло пилота, датчики системы защиты от облучения, обеспечивающие круговую защиту. А главное, какой борт!!! Оптико-электронный локатор, РЛС с двумя боковыми решетками и углом обзора 270 гр. Ну и полная незаметность для глаз, слуха, нюха, РЛС. Глядя на экспериментальные программы HiMAT (рис.2), AFTI (рис.3), CCV, невольно приходишь к выводу, что нам с Вами сильно повезло, что все это оказалось "за бортом".

К счастью для всех нас, в США возобладал здоровый меркантилизм. Там посчитали, что СССР больше нет, все эти навороты больше не нужны, достойного соперника уже не сыскать, а Рэптор и так избыточно хорош. Пусть это будет просто как бы F-15, но в два раза лучше.



Рис. 2. Экспериментальный высокоманевренный ЛА HiMAT



Рис.3 F-16CCV - ЛА с непосредственным управлением боковой аэродинамической силой. Программа AFTI.

Отрезвление наступило, когда специалистам США на испытания попал МиГ-29. Этот самый недооцененный самолет 4 поколения. Гадкий утенок холодной войны обернулся даже не лебедем, а валькирией. 48:1 в боях против F-16 и, что особенно повергло в шок американцев, полная небоеспособность против МиГа - 29 легендарного Игла. Ранее считалось, что при столкновении с МиГ-29 основное их количество будет сбито в бою на средней дистанции, а остальных добьют в "собачей свалке", используя численное превосходство. Выяснилось, что из-за работы на близких частотах РЛС F-15 вообще не может осуществлять наведение ракет средней дальности на МиГ-29. Никогда еще в истории истребитель не имел такого подавляющего превосходства в бою над современниками.

Рассмотрим F-22 как летательный аппарат, его аэродинамику, компоновку, ТТХ.

Дозвуковая маневренность.

Если считать, что самолеты равны с точки зрения аэродинамики, то можно считать, что маневренность определяется тяговооруженностью и нагрузкой на крыло. На рис.4 показано изменение тяговооруженности истребителей по годам.

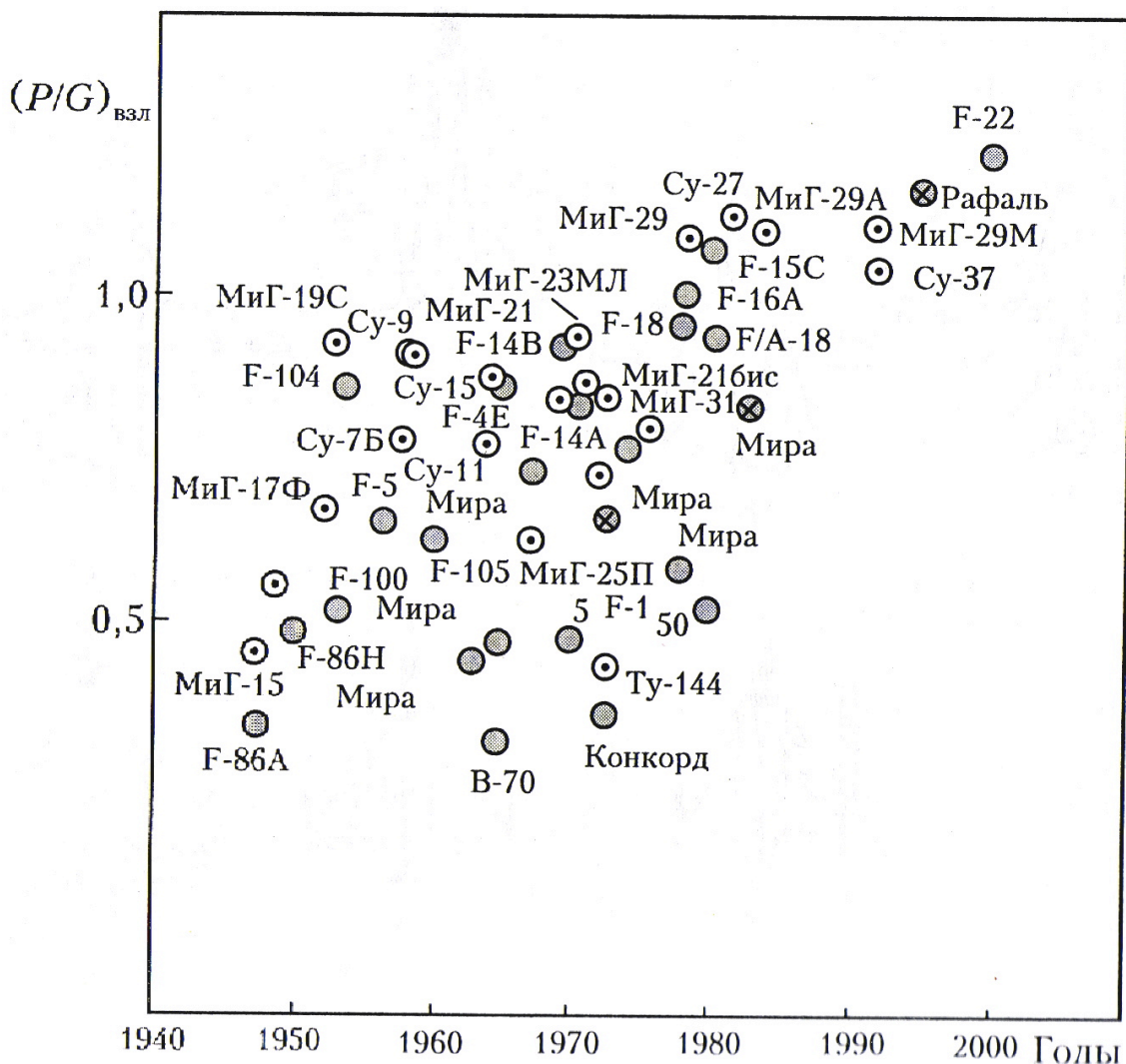


Рис.4. Изменение тяговооруженности по годам.

Видно, что по стартовой тяговооруженности F-22 заметно превосходит истребители 4-ого поколения. На рис. 5 показана зависимость тяговооруженности от удельного веса двигателя. Видно, что возможность высокой тяговооруженности полностью определяется низким удельным весом двигателя. Удельный вес меньше 0,1 является отличительным признаком пятого поколения. На рис. 6. представлены показатели маневренности, рассчитанные по тяговооруженности и нагрузке на крыло, в предположении, что аэродинамика у F-22, такая же, как у МиГа-29 и Су-27. Видно, что F-22 существенно превосходит такие самолеты, как F-16, F-18 и МиГ-23МЛ, но преимущество перед МиГ-29 и Су-27 уже не выглядит решающим.

На маневренность влияют кривизна срединной линии несущей поверхности, потери тяги в воздухозаборниках и соплах, удлинение крыла, наличие наплывов крыла, степень его механизации. В отличие от истребителей 4-ого поколения у F-22 крыло малого удлинения, плоская срединная линия, плоское крыло с обычной механизацией, сравнительно “полный” фюзеляж, нерегулируемые воздухозаборники и плоские сопла.

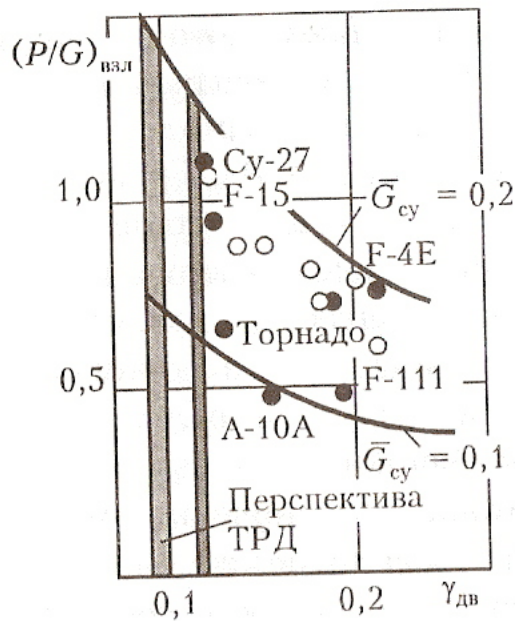


Рис. 5. Зависимость тяговооруженности от удельного веса двигателя

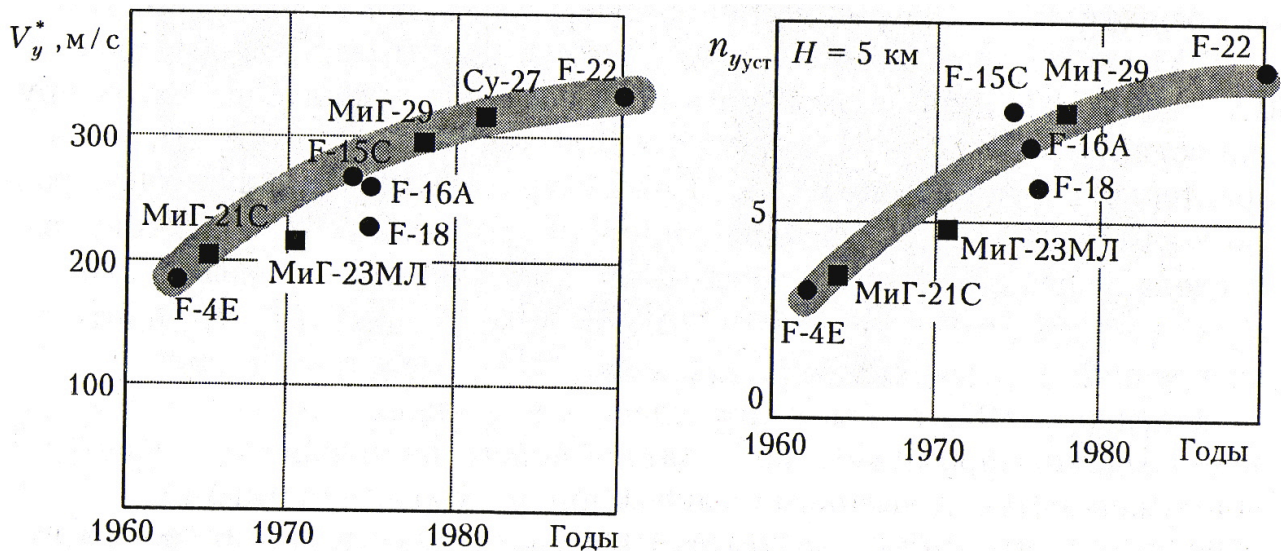


Рис. 6. Скороподъемность и нормальная перегрузка установившегося маневра

Влияние удлинения крыла и его сужения по разному влияет на маневренность на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. При $M < 1$, чем больше удлинение крыла, тем ниже индуктивное сопротивление и равномернее распределение нагрузки по размаху крыла. При $M > 1$, если передняя кромка крыла дозвуковая (угол стреловидности больше угла наклона скачка уплотнения), то влияние удлинения крыла такое же, как и при дозвуковых скоростях. Таким образом, удлинение крыла F-22 определяется основным скоростным режимом. Удлинение 2,5 соответствует основному режиму маневрирования на скоростях $M = 1.1 - 1.34$.

На рис. 7. видно, что при равных условиях уменьшение удлинения крыла с величины 3.5-4.5, характерных для истребителей четвертого поколения до 2.5 приводит к уменьшению нормальной установившейся перегрузки примерно на 2,5 единицы.

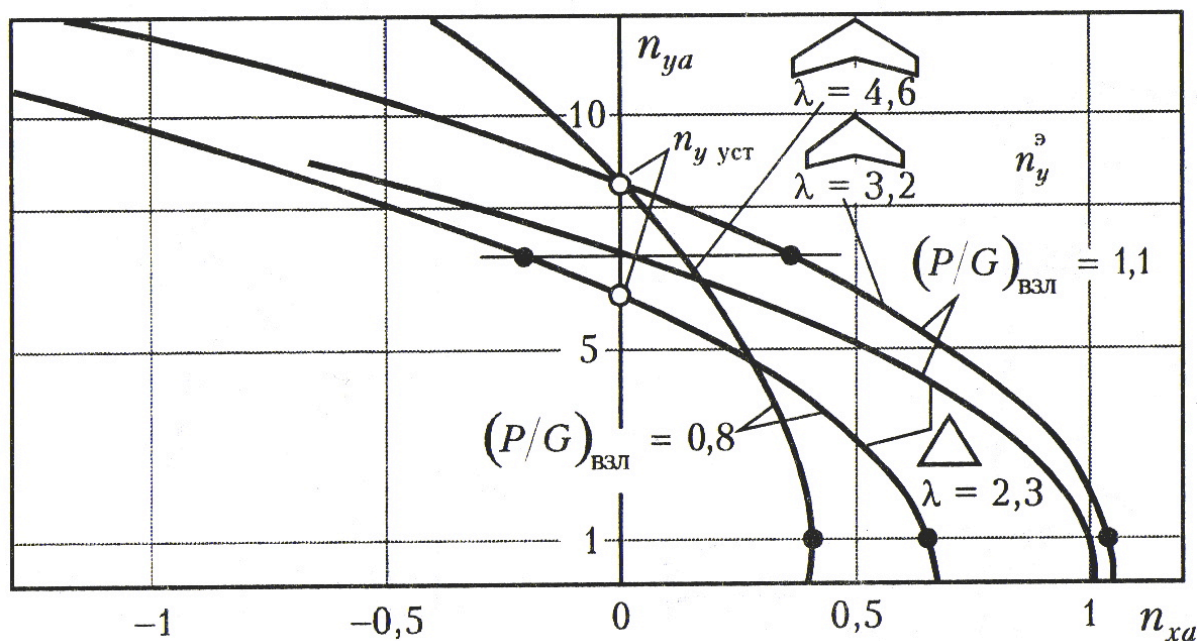


Рис. 7. Влияние удлинения крыла на маневренность при $M < 1$.

На маневренность существенное влияние оказывает аэродинамическая компоновка самолета. Аэродинамика истребителей 4 поколения - вихревая. У F-22 требование малозаметности привело к заметному упрощению форм. Конечно компоновка интегральная, но наплыв крыла отсутствует, его роль играет ребро наружной поверхности воздухозаборника. Нет вихреобразующих щитков, уступов крыла. В этом отношении аэродинамика F-22 близка к МиГ-23 или F-14. Как видно на рис. 8, интегральная вихревая аэродинамическая компоновка дает примерно 1 ед, нормальной установившейся перегрузки, что примерно эквивалентно уменьшению нагрузки на крыло с 350 кгс/м^2 до 300 кгс/м^2 .

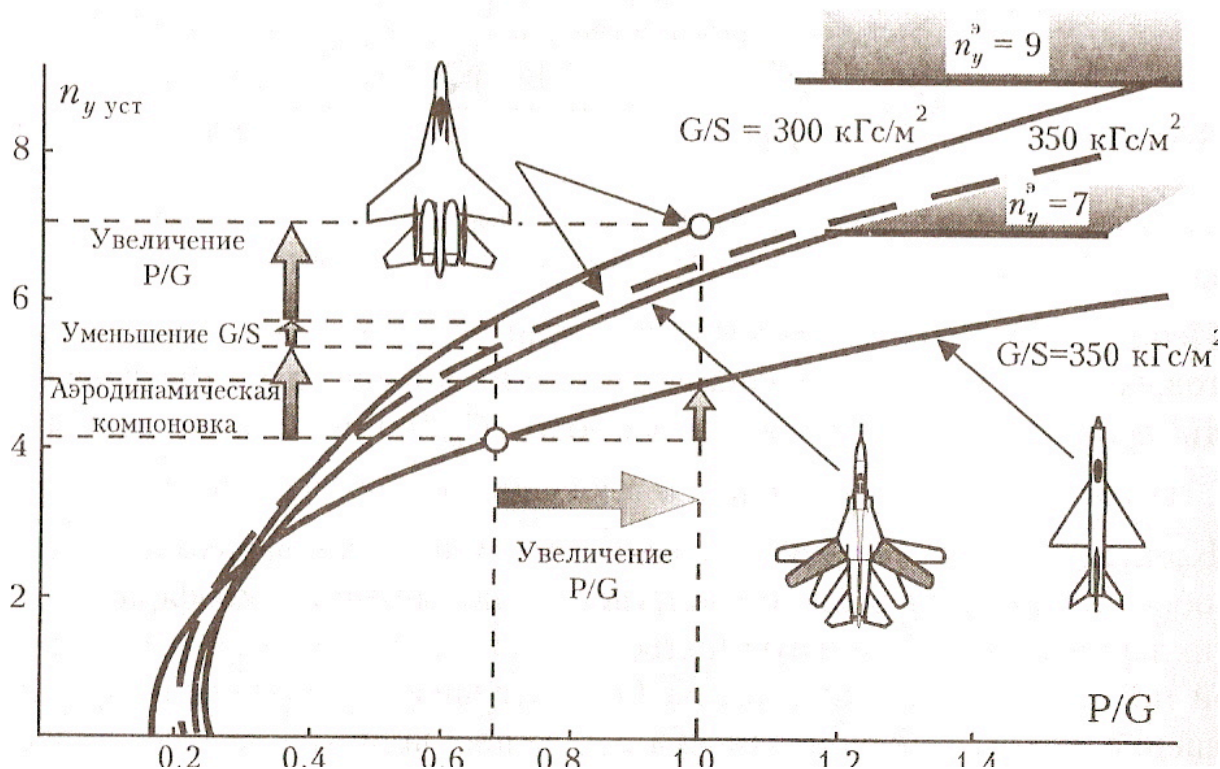


Рис. 8. Зависимость маневренности от компоновки самолета.

Из-за требований малозаметности крыло F-22 пришлось сделать плоским, плоскими поверхностями набран и фюзеляж. Аэродинамические поверхности российских самолетов имеют оптимальную деформацию, геометрическую и аэродинамическую крутку по размаху крыла. Продольные сечения Су-27 вообще набраны из крыльевых профилей. Это существенно улучшает маневренные качества (см. рис.9). Видно, что разница в максимальном аэродинамическом качестве может достигать 0.7.

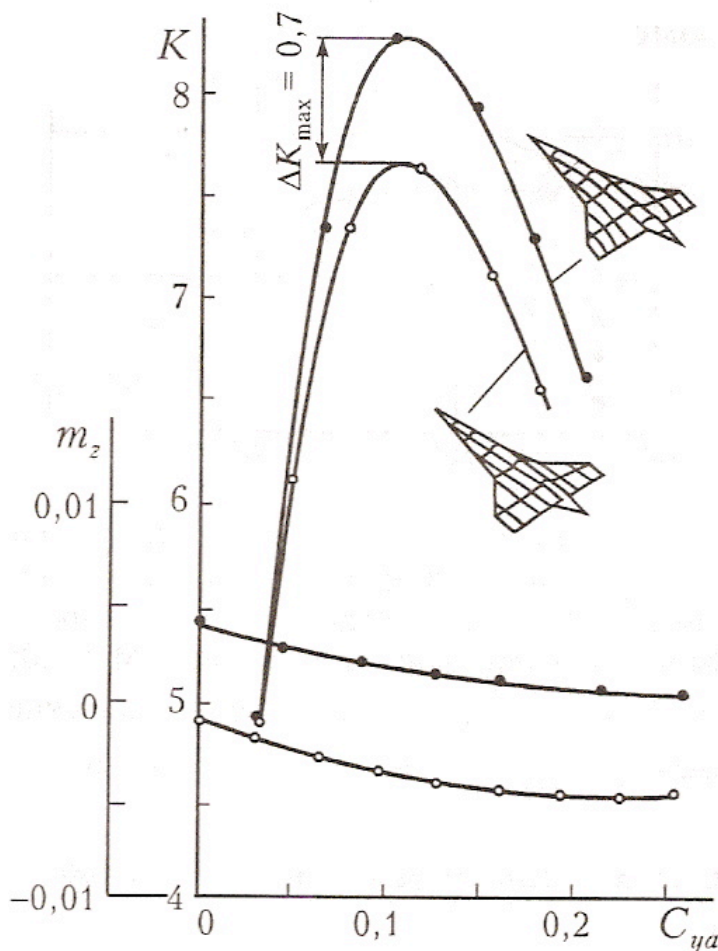


Рис.9. Влиянием кривизны несущей поверхности на аэродинамическое качество

На характеристики маневренности решающее влияние оказывает располагаемая тяга силовой установки, т.е. чем больше при данных мгновенных условиях тяга двигателя и меньше аэродинамическое сопротивление, тем лучше. Это зависит в том числе и от потерь тяги в соплах, их внешнем сопротивлении, а также величины потерь полного давления в воздухозаборниках.

У F-22 плоские сопла и нерегулируемые воздухозаборники. Как видно на рис. 10 они оптимизированы на крейсерский полет со скоростью $M=1.3-1.4$ и маневрирование в диапазоне $M=0.4-0.7$. В то же время, в диапазоне скоростей $M=0.70-1.1$ потери гораздо выше, но ведь это и есть основной режим ближнего маневренного боя.

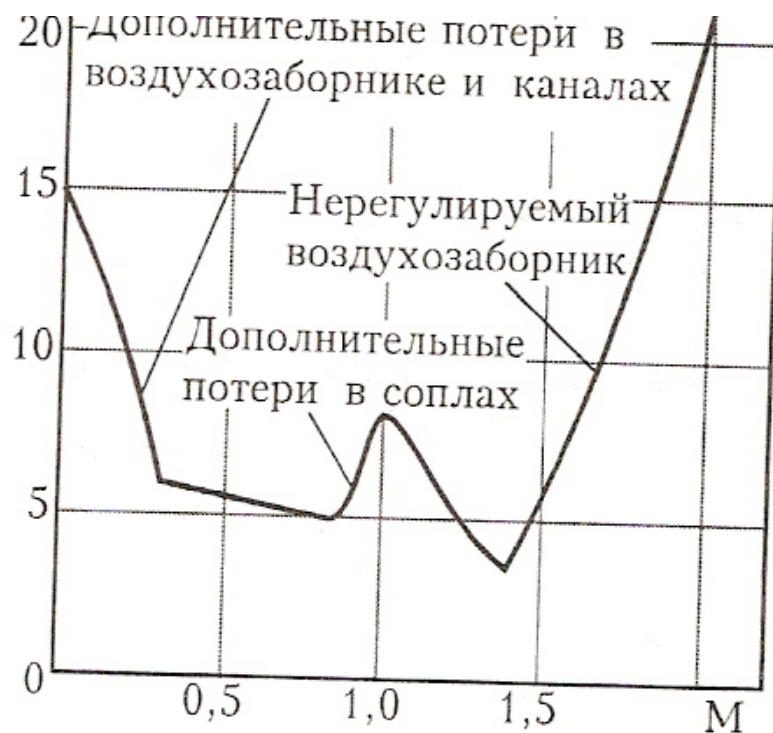


Рис. 10. Зависимость потерь в воздухозаборниках и соплах F-22 от скорости.

Дополнительные потери в плоских соплах на трансзвуковых скоростях связаны с тем, что из-за неравномерного распределения давления по поперечному сечению струи она обретает крестообразные очертания, причем с удалением от сопла длинная и короткая сторона "креста" меняются местами. Струя как бы закручивается. В результате, трудно добиться расчетного режима истечения. Плоские сопла имеют преимущество перед круглыми не только в части простоты организации управления вектором тяги и меньшей заметности. Так сопла типа ADEN, примененные на F-23 в варианте со срезом сопла вверх, позволяют организовать эффект суперциркуляции, что приводит к резкому росту аэродинамического качества. На рис. 11 показаны разные схем плоских сопел и величина дополнительной тяги, которую они дают по сравнению с базовым круглым соплом.

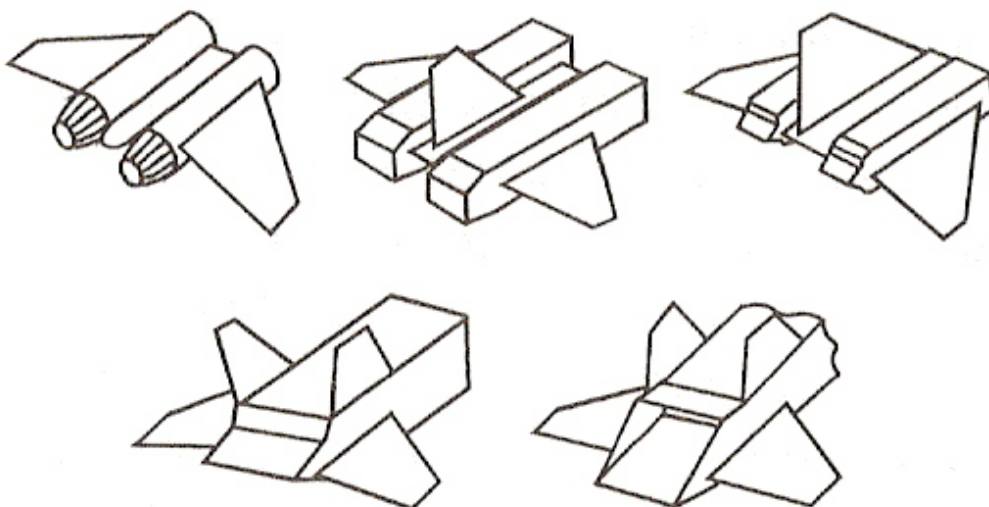


Рис. 11 а. Схемы исследованных сопел.

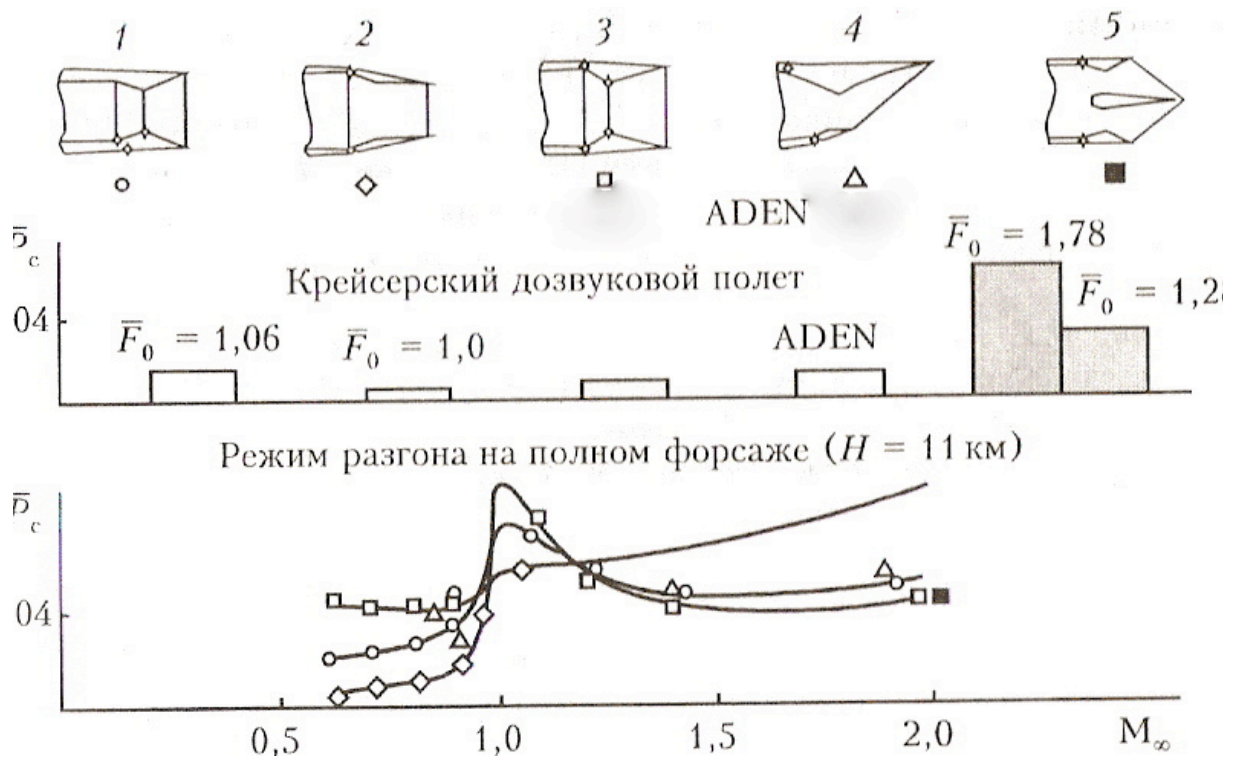


Рис. 116. Характеристики плоских сопел в сравнении с круглым соплом.

Видно, что сопло F-22 (3) примерно соответствует круглому соплу в диапазоне $M=1-1.2$, уступая в других диапазонах. Внешнее сопротивление благодаря лучшей интеграции с фюзеляжем меньше у плоских сопел F-22 в узком диапазоне $M=1.3-1.5$, соответствующем скорости сверхзвукового броска при перехвате (рис. 12).

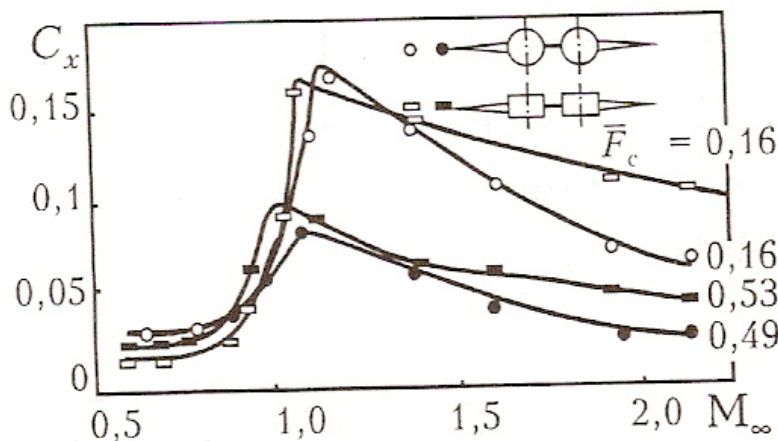


Рис. 12. Сравнение внешнего сопротивления компоновки двух плоских и круглых сопел.

Итак, на всех режимах ближнего маневренного боя характеристики плоских сопел хуже круглых. Обычно считается, что это компенсируется возможностью изменения вектора тяги, но отклонение створок сопла у F-22 применяется только для балансировки на больших углах атаки. В то же время, у МиГ-35 и Су-30МКИ управление вектором тяги включено в систему управления самолетом, что значительно увеличивает маневренность.

Посмотрим, что с воздухозаборниками. У Су-27 и МиГ-29 используются подкрыльевые воздухозаборники с горизонтальным клином, которые

характеризуются наибольшим коэффициентом восстановления полного давления (рис.13), практически неизменным вплоть до углов атаки 30 гр.

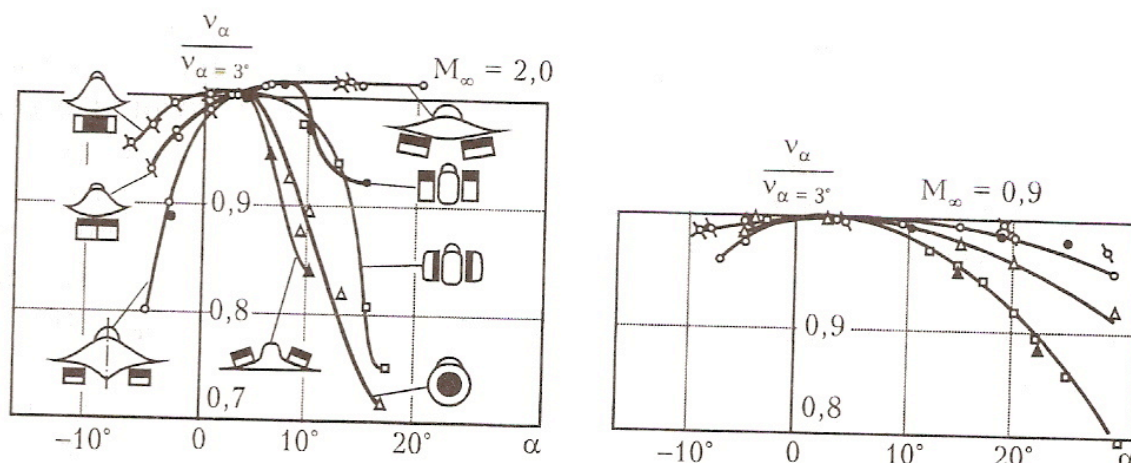


Рис. 13. Потери давления при различных углах атаки.

У Рэптора обычный боковой нерегулируемый воздухозаборник, оптимизированный на $M=1.6$. Как видно из рис. 13 его характеристики можно считать удовлетворительными только вплоть до углов атаки 15 гр. Поскольку основной боевой маневр - форсированный разворот использует углы атаки от 15 до 27 гр, то российские истребители должны иметь преимущество.

Таким образом, в условиях ближнего маневренного боя аэродинамика F-22 значительно уступает аэродинамике российских истребителей четвертого поколения по всем показателям. Следовательно, небольшое преимущество в проектных параметрах не имеет решающего значения.

Обычно, широко рекламируется очень высокая скорость крена Рэптора, но это вообще характерно для истребителей с малым удлинением крыла. Рекордсменом по этому показателю является Мираж-2000, превосходящий МиГ-29 почти вдвое. Нужно отметить, что у МиГа-35 и Су-35 проблема увеличения скорости крена решена путем дифференциального отклонения сопел, что, кстати, на F-22 невозможно чисто конструктивно.

Таким образом, Рэптор нельзя назвать сверхманевренным, в лучшем случае его маневренность на дозвуковых скоростях соответствует четвертому поколению, но никак не 4+. Осталось рассмотреть поведение F-22 на закритических углах атаки. Мир обошли фотографии Рэптора (рис. 14) на больших углах атаки.



Рис. 14.

Обычно, это считается его достоинством и признаком пятого поколения. На самом деле, у самолета, оптимизированного на сверхзвуковую скорость полета, выход на большие углы атаки - это неизбежная необходимость. Только так самолет с небольшим удлинением крыла может реализовать свой потенциал высокой подъемной силы. Наилучшими показателями управляемости на больших (до 60 гр) углах атаки обладает Мираж-2000, что он неоднократно демонстрировал на авиационных выставках.

Проблема управляемости на больших и закритических углах атаки подробно рассмотрена в фундаментальном труде ЦАГИ [2]. Приведем краткие сведения. На больших углах атаки необходимо решать три задачи: сохранение управляемости (прежде всего по углу рыскания и углу крена), сохранение демпфирующих свойств крыла, обеспечение несущих свойств. Первые две задачи осложняются несимметричностью вихревой системы на больших углах атаки (рис.15). Дело в том, что система уравнений аэродинамики, записанная в форме ротора вектора скорости, в области трансзвуковых скоростей имеет два устойчивых решения.

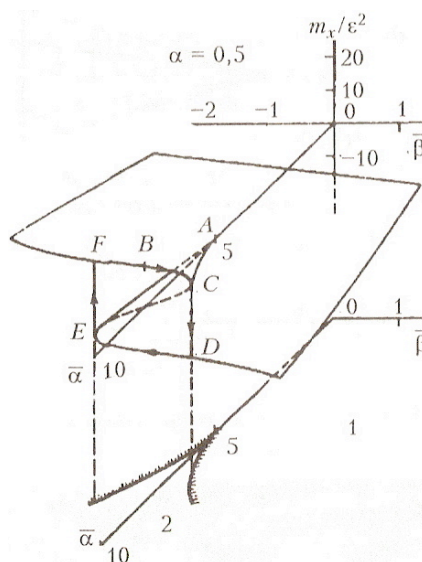
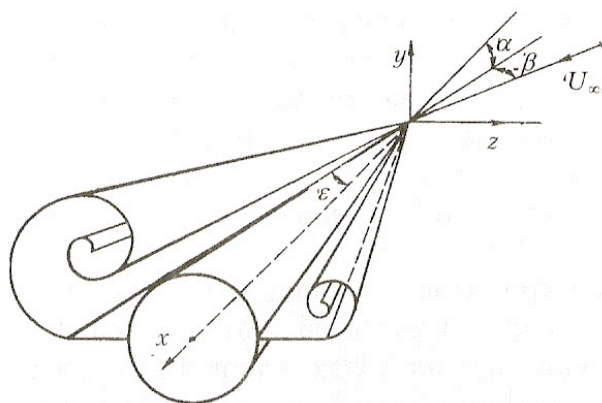
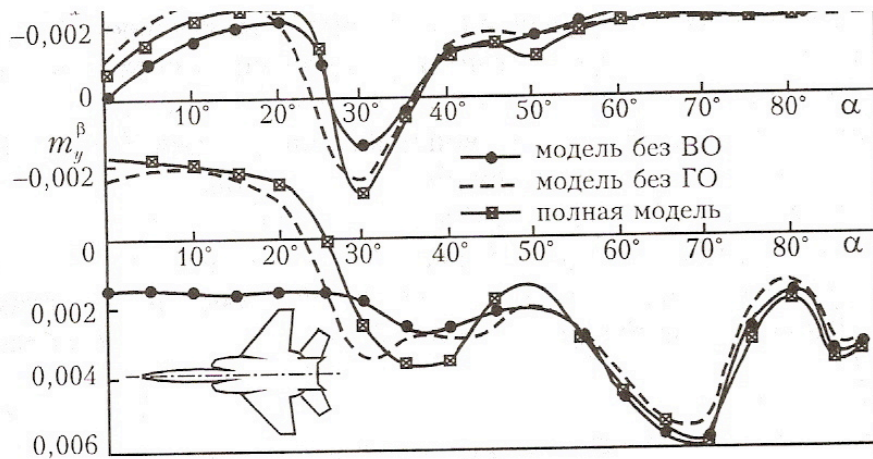


Рис.15. Несимметричная вихревая система Рис. 16. Неоднозначность решения уравнений газовой динамики

На рис. 16 показана зависимость момента крена от угла атаки. Видно, что имеется точка бифуркации, начиная с которой функция принимает одно из двух значений, какое зависит от начальных условий. Несимметричная система вихрей Су-27 была исследована в ЛИИ в 1986 г. Ахрамеевым В.И., Гоманом М.Г., Тыртышниковым С.Л. Выявлено, что значительная асимметрия по крену и рысканию возникает при углах атаки 30-40 гр. При углах больше 50 гр происходит смена направления асимметрии. Позднее эта проблема была изучена в США на экспериментальном Х-31 [3]. Были выявлены те же явления: начало рыскания и появление момента крена на углах атаки около 20 гр, резкое увеличение асимметрии на углах около 30-40 гр.

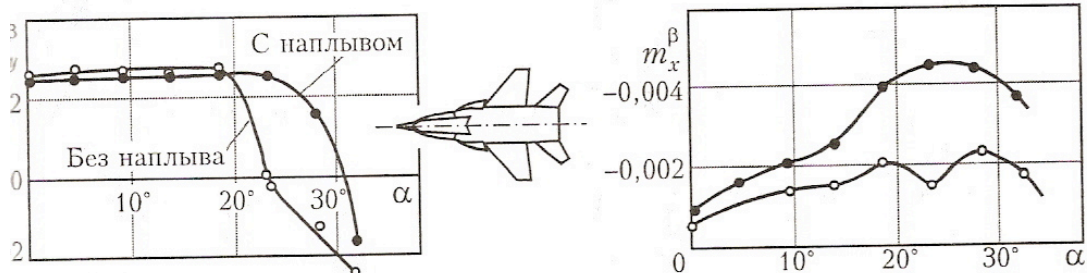
Исследования показали, что управление на больших углах атаки можно существенно улучшить с помощью следующих средств: наплывы крыла, геометрическая крутка крыла, установка щитков турбулизаторов и автоматическое изменение кривизны несущей поверхности крыла (см. рис.17).



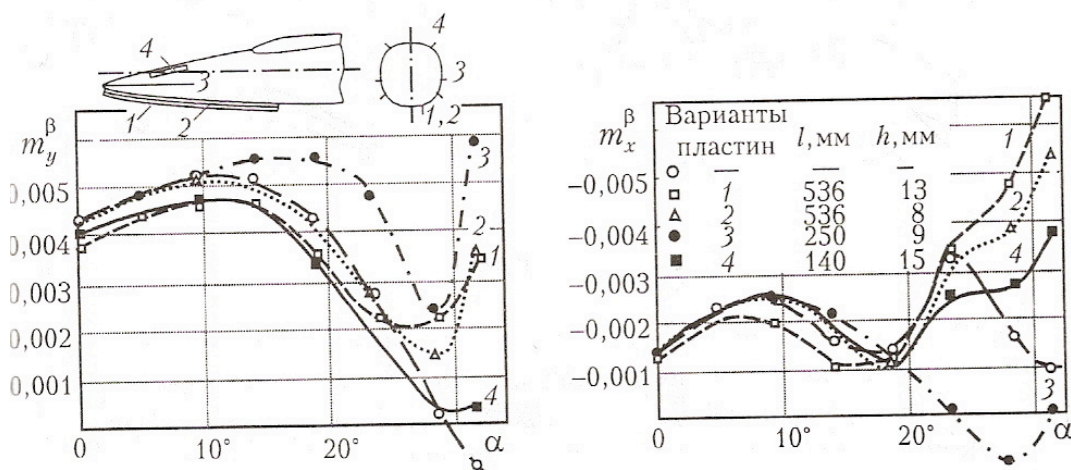
Характеристики путевой $m_y^\beta(\alpha)$ и поперечной $m_x^\beta(\alpha)$ устойчивости модели умеренной стреловидности ($\delta_H = \delta_3 = \varphi_{ГО} = \delta_3 = 0$; $\Delta\beta = 10^\circ$)

Характеристики путевой $m_y^\beta(\alpha)$ и поперечной $m_x^\beta(\alpha)$ устойчивости модели с м умеренной стреловидности ($\delta_H = \delta_3 = \varphi_{ГО} = \delta_3 = 0$; $\Delta\beta = 10^\circ$)

Характеристики боковой устойчивости на больших углах атаки можно существенно улучшить:



Влияние наплыва на характеристики $m_y^\beta(\alpha)$ и $m_x^\beta(\alpha)$



Влияние носовых ребер на характеристики m_y^β и $m_x^\beta(\alpha)$; $\chi = 47^\circ 40'$,

Рис. 17. Меры по улучшению аэродинамики на больших углах атаки

Все описанные меры полностью использованы на Су-27 и МиГ-29. На рис.18 приведены зависимости коэффициентов лобового сопротивления и подъемной сила, а также моментов крена от угла атаки F-22. Видно, что критическим углом атаки является 35-37 гр, что больше, чем у Су и МиГа, примерно равно критическому углу Миража-2000. В зависимости от центровки F-22 сохраняет момент на пикирование до углов атаки 60-70 гр. У МиГа-29 этот показатель 85 гр, у Су-27 - 110 гр. Проблема управляемости на больших углах атаки решена у всех истребителей поколения 4+, у Рафаля и Гриппена за счет ПГО, у Су-30 за счет схемы триплан, у МиГа-29ОВТ за счет управления вектором тяги. Мираж-2000 также удовлетворительно управляется на больших углах атаки за счет самобалансировки крыла схемы бесхвостка и большой площади элевонов.

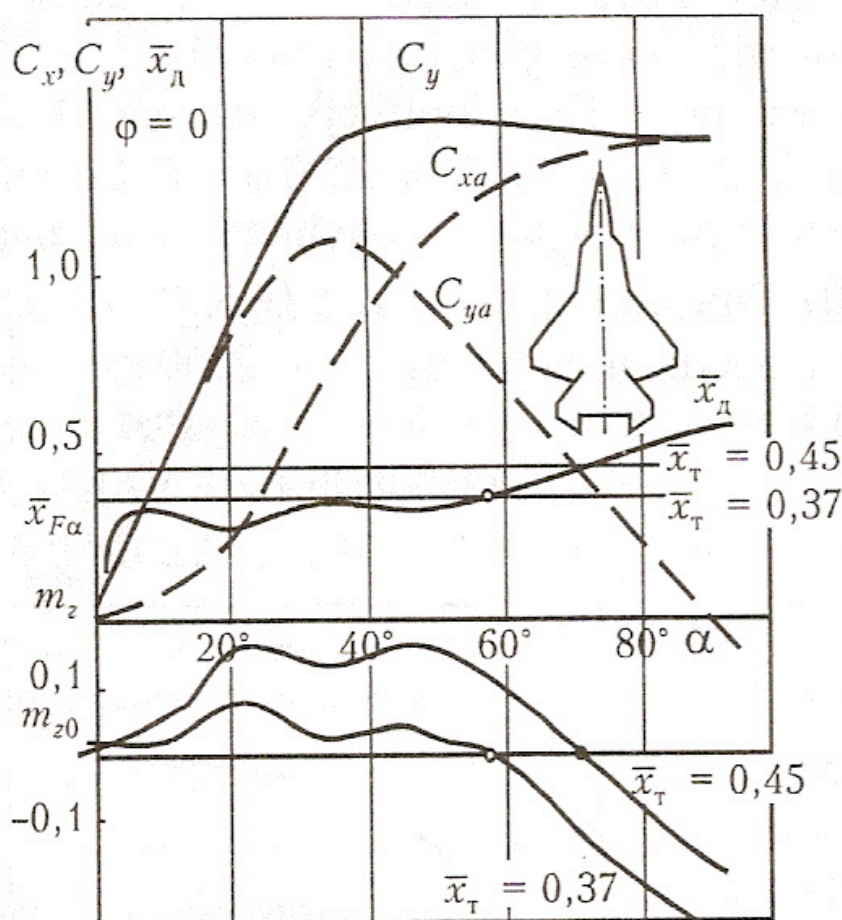


Рис. 18. Характеристики F-22 больших углах атаки.

Таким образом, F-22 не имеет никаких преимуществ в ближнем бою перед истребителями 4 поколения. В третьей части статьи будут рассмотрены сверхзвуковые режимы F-22, где его преимущества и раскрываются. Там же о сверхзвуковом обтекании отсеков вооружений и пусках ракет.

Список литературы

1. Аэрокосмическое обозрение. №1. 2006 г.
2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов/Под ред. Г.С.Бюшгенса. М.:Наука.Физматлит, 1998. - 816 с.
3. B.R. Cobleigh. PRC& Inc. & NASA Langley & Rockwell Int. Comparison of X-31 Flight, Wind-Tunnel, and Water-Tunnel Yawing Moment Asymmetries at high Angles of Attack. Paper HA-AERO-066 July 12-14, 1994.