

Рассказом о только что взлетевшем китайском самолете J-20 мы завершаем цикл статей о работах по созданию истребителей пятого поколения.

Создание J-20 ознаменовало очередной успех китайской промышленности. Скептикам, ищущим непосредственные прототипы данного летательного аппарата, стоит напомнить, что советских авиаконструкторов обвиняли в плагиате вплоть до середины 80-х годов.



Булат Павел

На пути к пятому и шестому поколению

Часть X. Китайский дракон

О тайнах сокровенных невеждам не кричи.
И бисер знаний ценных пред глупым не мечи.
Будь скуп в речах и прежде взгляни с кем говоришь.
Лелей свои надежды, но прячь от них ключи.

Омар Хайям

В заключительной статье цикла приведен краткий анализ аэродинамической схемы нового китайского самолета J-20, а также рассмотрены некоторые сведения о том, как он создавался, сделаны предположения о возможности применении отдельных перспективных решений.

История вопроса

Первые сведения в российской печати о том, что в Китае ведется разработка нового истребителя следующего поколения, появились летом 2009 г. Тогда считалось, что это будет двухдвигательная версия J-10. В журнале «Авиация и Космонавтика» [1] были опубликованы предполагаемые схемы самолета (рис.1). В целом, они демонстрировали собой ту же логику развития, которой следовали французы, превращая легкий Мираж-2000 в тяжелый Мираж-4000. В статье также была опубликована гипотетическая схема «стелс» версии нового двухдвигательного самолета (рис.2).

Летом 2010 г. во время визита в Москву китайская делегация затронула тему закупок двигателей для нового тяжелого истребителя. Тогда же в интернете появились первые сведения об этой машине. Стало очевидным, что в Китае ведутся работы по созданию собственного истребителя 5-ого поколения. Новый самолет проектируется под руководством Янг Вей в Chengdu Aircraft Corporation (CAC), в которой до этого были разработаны FC-1 и J-10. Для справки, Янг Вей получил высшее образование в 19 лет, а уже в 35 стал главным конструктором. В Россию также на переговоры приезжали зам. директора по двигателям, ведущий специалист по САУ, менеджер проекта. В 2010 году состоялось 4 раунда переговоров. От одного раунда переговоров к другому росли требования и, соответственно, понимание вопроса китайскими товарищами.

По сведениям, просочившимся в интернет, китайская делегация вела на ММПП «Салют» переговоры о закупке

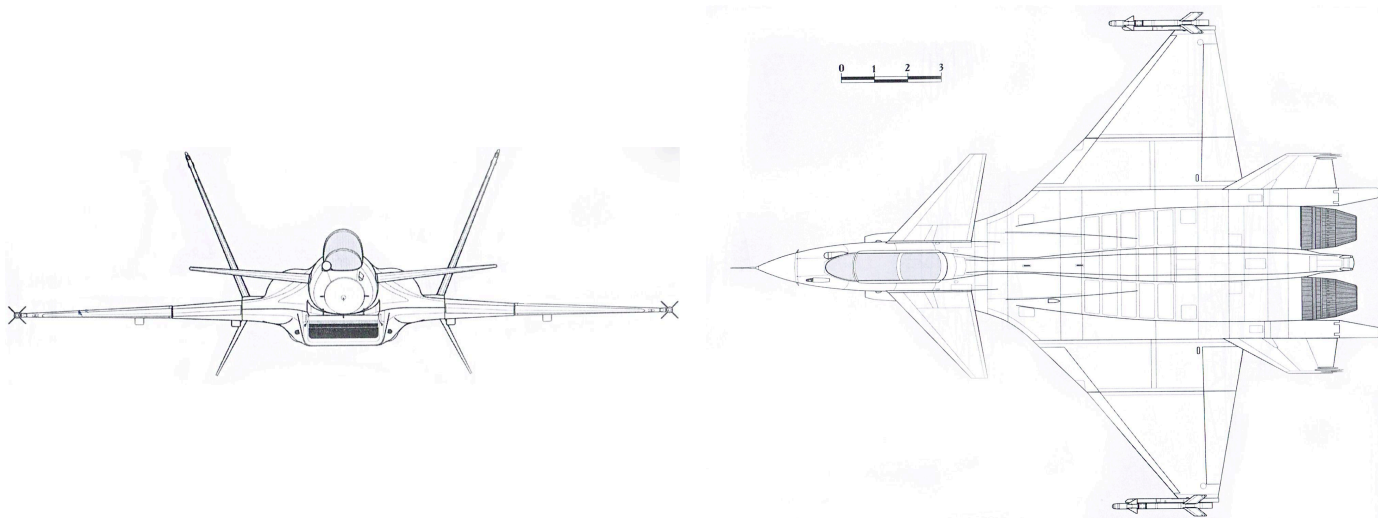


Рис. 1. Предполагаемая схема двухдвигательного варианта истребителя J-10. [1].

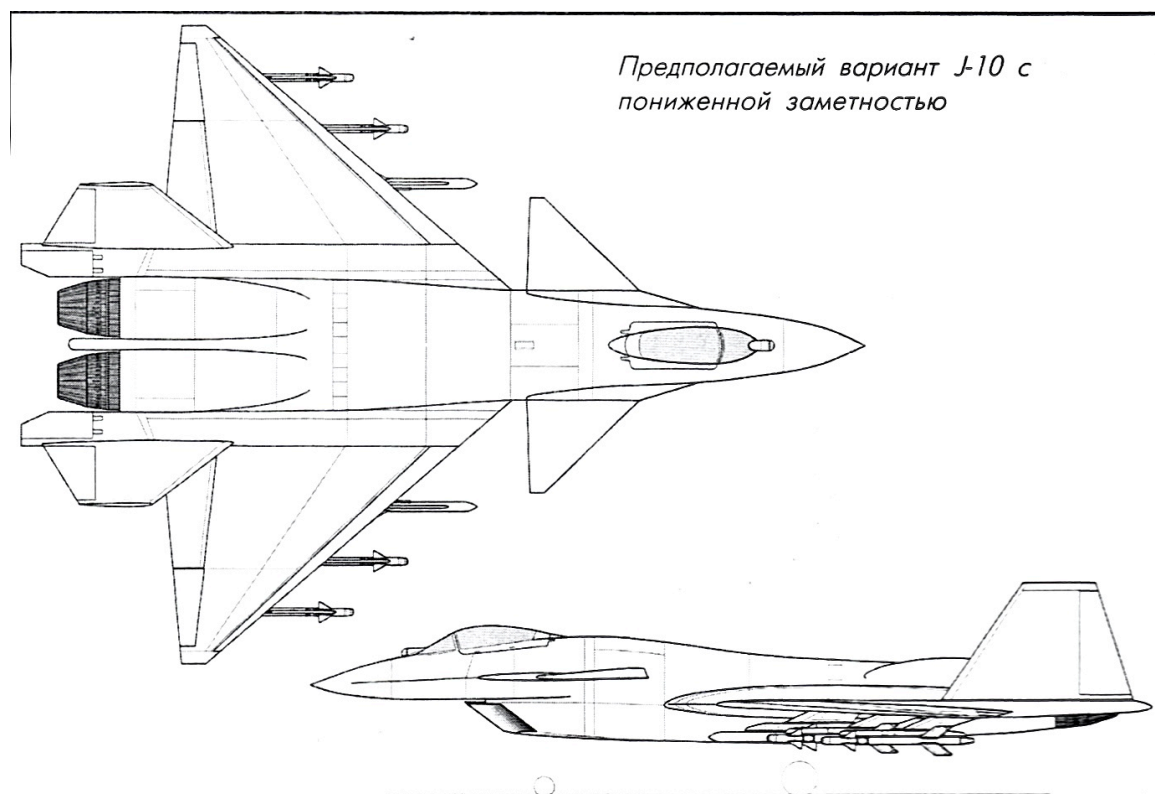


Рис. 2. [1].

усовершенствованного двигателя. Речь идет о АЛ-31ФН с газогенератором от АЛ-31ФМ2. Новый истребитель проектируется под два двигателя тягой на режиме полный форсаж в 14 т. Китайцы выражали готовность поучаствовать в доводке этого нового мотора. Однако, испытания АЛ-31ФМ2 не завершены до сих

пор, а после ухода директора ММП «Салют» Ю.С.Елисеева в ОДК будущее этого двигателя вообще туманно. Детали переговоров, появившиеся в сети, анализ поставок деталей АЛ-31 в Китай, а также только что появившиеся фотографии J-20 позволяют сделать интересные выводы.

Откуда моторы

Китайцы получают двигатели Д-30 производства НПО «Сатурн» для своих самолетов Ил-76, но это бесфорсажный мотор. На его базе можно провести самостоятельно модернизацию, чтобы получить более современный аналог Д-30Ф6. Возможно, для него есть место в мотогондолах нового самолёта. Бесфорсажная тяга такого двигателя может составить 9.5-10 тонн, форсажная от 16 до 16.5 тонн. Данных о проведении таких работ в Китае нет, зато появляется масса сведений о попытках разработать собственные компрессор низкого (КНД) и высокого (КВД) давления для двигателей класса АЛ-31.

Китайцы покупают в виде россыпи лопатки, диски турбин, покрывные диски, трубы АЛ-31Ф. Покупают якобы для ремонта, но диски, например, при ремонте не меняют. Количества закупаются явно не ремонтные. Сумма поставок до 100 млн долларов в год. В Россию из Китая не возвращается ничего, не поступает никаких рекламаций. Все агрегаты и блоки остаются на прекрасно оснащённом ремонтном заводе в Лимине и там восстанавливаются.

В ближайшее время Китай планирует также закупить на ММПП «Салют» 250 обычных двигателей АЛ-31ФН (изделие 39).

В - общем, приделав к газогенератору АЛ-31ФМ1 (изделие 99, серия 42), собранному на основе поставляемой из России россыпи деталей, свою холодную часть - КНД и КВД увеличенной производительности по расходу воздуха, в Китае могут, в принципе, получить до 15.5 тонн тяги на полном форсаже на земле и 9 тонн бесфорсажной тяги.

В 2010 г китайская делегация высказала пожелание закупить АЛ-31ФН (изделие 39) серия 3. Эта модификация отличается от исходного двигателя увеличенной до 13.5 т максимальной тягой и большим ресурсом. Мотор представляет собой фактически АЛ-31ФМ1 с нижней

коробкой двигательных агрегатов (КДА) и новым цифровым регулятором, чуть более продвинутым направляющим аппаратом второй ступени КНД и незначительно изменёнными программами управления.

Пока планируется использовать коробки самолётных агрегатов (КСА) и газотурбинные стартеры, аналогичные серийным. В дальнейшем, предполагается перейти на единую вспомогательную силовую установку (ВСУ), как на других самолетах 5-ого поколения. Заказываются также газовоздушные стартеры на вновь разработанных КСА с увеличенной мощностью для привода более мощных электрогенераторов. Коробка двигательных агрегатов должна остаться прежней, поэтому можно предположить, что гидросистема J-20 будет работать на давлениях 21-28 МПа (на Т-50, судя по размерам обтекателей гидроприводов, 28-35 МПа).

В интернете появились сообщения, что в ходе переговоров китайская делегация также высказала пожелание закупить АЛ-31 новой серии, с увеличенной тягой и ресурсом, с КСА, имеющей увеличенную в два раза мощность, автономной системой смазки, газовоздушным стартёром, автономным электронным регулятором КСА и стартёра, САУ типа FADEC, Ethernet, резервным протоколом Arinc-429, трёхканальностью по ряду функций, электроприводом РУД на насосе-регуляторе.

Двигатели должны будут закупаться со всеракурсным соплом с управлением вектором тяги (УВТ) типа КЛИВТ совместной разработки ММПП «Салют» и НПО им. Климова. Всеракурсный УВТ для двухдвигательного самолёта, по мнению китайцев, поможет преодолеть родовую болячку Су-30 МКИ – сваливание на хвост в низкоскоростных динамических маневрах.

Плюс всеракурсного вектора в отечественном исполнении состоит в том, что сопла могут поворачиваться не симметрично и не зеркально, например, одно отклоняется, а второе стоит ровно. Это

расширяет возможности повышения маневренности. Заданные китайцами параметры угла перекладки, скорости перекладки и фазового запаздывания говорят о том, что рассматривается возможность использования системы УВТ для газодинамического управления, например, для снижения балансирующего сопротивления или повышения путевой устойчивости.

недостаточна для достижения тяговооруженности, требуемой для истребителя 5-ого поколения.

Форма воздухозаборников (ВУ) явно указывает на то, что основными режимами будут полеты с крейсерской дозвуковой скоростью. Это вполне естественно, если учесть, что ни один из доступных китайцам двигателей не будет в ближайшей перспективе иметь бесфорсажную тягу



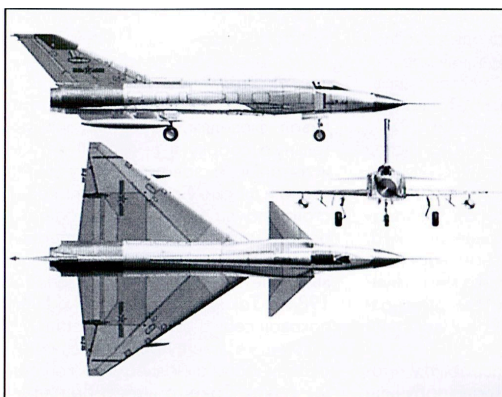
Рис. 3. Размеры J-20.

Концепция истребителя J-20

Глядя на размеры самолета (рис.3), а также выбранные для него двигатели и системы, как-то не верится, что это истребитель завоевания превосходства в воздухе. Скорее всего, речь идет о носителе агрегатов и демонстраторе технологий. Самолет имеет длину, сравнимую с С-37 или МиГ-1.42. Тяга двигателей в 14 т

более 9 т, что недостаточно для преодоления звукового барьера.

Осведомленные специалисты прозвали J-10 за его маневренные качества «зубилом». J-20 еще дальше ушел от концепции легкого маневренного самолета с расширенными ударными функциями, каким был LAVI. Таким образом, скорее всего, речь идет о развитии линии многоцелевых самолетов J-8II - J-9 (рис.4).



а) J-9



б) J-20

Рис.4. J-20 - развитие линии J-8II и J-9.

И надо признать, что в этом направлении Китай сделал огромный шаг вперед.

На J-20 решили опробовать целый ряд новинок, появившихся на западных самолетах 4 и 5 - ого поколений. Например, в перспективе самолет будет оснащен электрической системой дистанционного управления (ЭДСУ) без дублирующей механической или гидравлической системы. Все электрические системы и бортовое оборудование планируется объединить сетью Ethernet. Личность руководителя проекта Янг Вэя отчасти объясняет это смелое и весьма спорное техническое решение. Управленец по квалификации он такие вещи, как информационный протокол понимает до тонкостей и, видимо, решился на такой шаг «под личную ответственность».

Ряд систем и элементов, например, беспереpletный фонарь, изготовлены на серийном оборудовании. Непонятно, какова прочность данного фонаря, может ли он быть использован в реальных полетах с большой скоростью.

На фотографиях J-20 под крыльями заметны большие обтекатели приводов аэродинамических поверхностей, сильно похожие на такие же обтекатели у 1.42. Видимо, и здесь без сотрудничества со специалистами ОКБ МиГ не обошлось. Их размеры подтверждают сделанные выше выводы о том, что гидросистема J-20 работает на давлениях 21-28 МПа. Вообще, концепция и схемы 1.42 и С-37 оказали, похоже, сильное влияние на компоновку нового китайского истребителя (рис.5).

Как уже было сказано, общая мощность КСА составит более 500 кВт, что свидетельствует о повышении энергоемкости борта. Предполагаемый режим работы со скачкообразным ростом потребляемой мощности (общей продолжительностью 1 минута, два раза за полный ресурс двигателя) наводят на мысль о применении на J-20 мощной активной системы радиоэлектронного

противодействия или создания эффекта малозаметности в различных диапазонах длин волн при помощи электромагнитных излучателей.



Рис.5. Сравнение схемы J-20 и 1.42.

Анализ аэродинамической компоновки

С точки зрения аэродинамики самолет оставляет противоречивое впечатление. С одной стороны, китайские конструкторы явно задались целью scrupulously следовать правилу площадей, максимально обжав гаргрот фюзеляжа за фонарем кабины, а с другой, просматривается желание выделить достаточно места для отсека вооружений между каналами ВУ вблизи от центра тяжести. При этом не очень-то видно, где у J-20 расположены топливные баки, хотя до Тайваня от Китая не так и далеко.

Кажется, что проектировщики попытались применить ряд модных технических решений, чтобы сделать самолет похожим на представителя 5-ого поколения. Сюда можно отнести воздухозаборник с разворотом пограничного слоя (DSI),

цельноповоротные кили, поверхности предварительного сжатия потока в носовой части фюзеляжа.

Для сравнения напомним, что позволяет с точки зрения аэродинамической компоновки отнести к самолетам 5-ого поколения F-22 и T-50. У Рэптора это высокая скорость выхода на продольную и поперечную перегрузку (в два раза лучше, чем у F-16), УВТ, интегрированный с системой управления самолетом. Автоматическое отклонение плоского сопла существенно расширяет запас управляемости по углу атаки, а также увеличивает скорость вращения вокруг вектора скорости на больших углах атаки.

На T-50 применен весь спектр последних достижений аэродинамики и динамики полета. Это и управляемые воздухозаборники с пространственным сжатием потока, хорошо работающие как на больших углах атаки, так и при больших углах скольжения. Это и маленькие цельноповоротные кили. Сюда же необходимо отнести подвижные части наплыва крыла (ПЧН), оригинальную схему горизонтального оперения, которая гарантирует безотрывное его обтекание на больших углах атаки за счет перетекания воздуха из зоны с повышенным давлением под крылом, на верхнюю поверхность стабилизатора. Ну и, конечно, оптимальное разнесение двигателей со всеракурсным соплом в купе с большим количеством подвижных аэродинамических поверхностей управления, что обеспечивает непосредственное управление аэродинамическими силами по всем координатам.

На J-20 применены цельноповоротные кили, которые можно отнести к признакам пятого поколения. Они имеют очень большой угол поворота. Однако, угол развала вертикального оперения явно продиктован требованиями «стелс», а не стремлением использовать его для управления на больших угла атаки по тангажу и крену. Сравнение оформления

хвостовых частей J-20 и 1.42 (рис.6) говорит о прямом заимствовании схемы, разработанной в ЦАГИ.



Рис.6. Подфюзеляжные кили J-20.

Действительно, расположение верхних и нижних килей на выносных балках, идущих вдоль фюзеляжа, отличается от соответствующих схем 1.42 и Су-27 только углом развала, равным углу наклона боковых поверхностей фюзеляжа. Это подтверждают и схемы, приведенные на рис.7, взятые из «китайской книги ЦАГИ» [2]. Видно, что схема №1 полностью повторена на J-20. Она явно не соответствует современным представлениям о малозаметности.

Следует отметить, что на всех новых самолетах от подфюзеляжных килей отказались. Тем более, такое решение представляется странным на фоне желания применить двигатели со всеракурсными соплами и цельноповоротные кили.

Балансировочная схема

Думается, выбранная для J-20 балансировочная схема «утка» с разнесенными на большое расстояние ПГО и крылом, будет в ближайшее время подвергаться в прессе наибольшей критике.

На современных самолетах в чистом виде схема «утка» давно не применяется. Причина в органически присущем ей недостатке, известным под названием «тенденция к клевку» [3].

Из-за скоса потока за передним горизонтальным оперением (ПГО) угол атаки на крыле меньше, чем на ПГО, поэтому по мере увеличения угла атаки

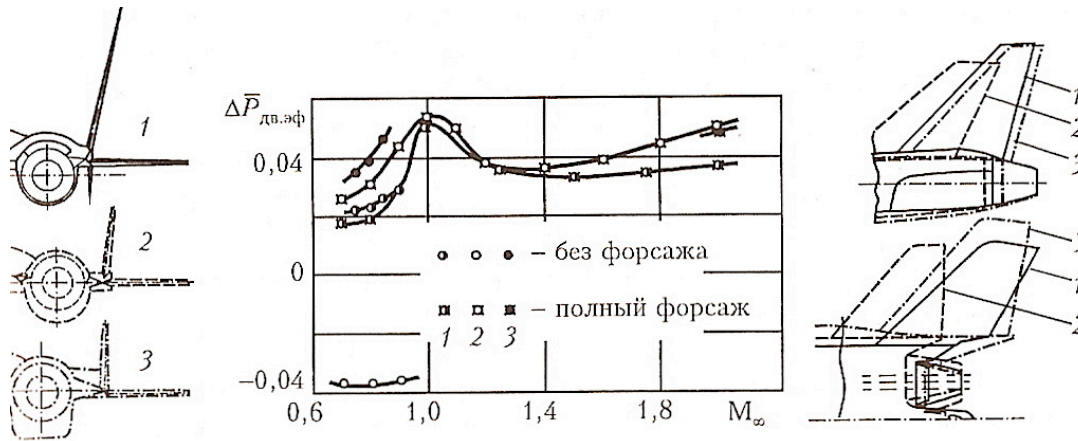


Рис.7. Сравнение различных схем оформления хвостового оперения [3].

срыв потока начинается сначала на ПГО [4]. 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 скоса потока за ПГО. Если разместить ПГО близко к фокусу скоса, то на дозвуковой скорости основное крыло будет оказывать влияние вверх по потоку, что вызовет смещение фокуса ПГО. Можно подобрать такое положение ПГО относительно крыла, что оно будет повышать подъемную силу основного крыла на дозвуковых скоростях, а на сверхзвуковых - само создавать дополнительную подъемную силу, т.е. компенсировать смещение аэродинамического фокуса назад.

Таким образом, близко расположенное ПГО в этом смысле эквивалентно наплыву крыла. Его применение на малозаметных

самолетах может быть оправданным, поскольку позволяет сделать все передние кромки параллельными друг-другу.

Однако, на J-20 этого нет. ПГО разместили таким образом, чтобы максимально высвободить место под отсеки вооружений в центральной части фюзеляжа в районе центра тяжести. Такое же решение использовано на С-37, но там крыло имеет обратный угол стреловидности.

При выборе положения ПГО относительно основного крыла конструкторы также явно старались обеспечить плавное распределение площадей поперечного сечения по длине самолета. Это должно, по их замыслу, облегчить переход через скорость звука столь крупного самолета, оснащенного сравнительно слабыми двигателями.

В аэродинамике в применении к балансировочным схемам известно правило продольного и поперечного V, которое для статически неустойчивого самолета требует, чтобы у горизонтального оперения угол атаки был меньше, чем у основной несущей поверхности. У J-20 ПГО имеет отрицательный начальный угол установки, а также небольшой положительный угол поперечного V. Последнее обеспечивает выполнение указанных выше требований при скольжении самолета, а также предотвращает попадание вихревых жгутов, имеющих пониженное давление, под

основное крыло, что приводило бы к уменьшению подъемной силы. На высокоплане это можно сделать, только придав ПГО значительный положительный поперечный угол установки.

Оптимальный угол установки ПГО изучался при рассмотрении различных вариантов модернизации Су-27 в 1981-1983 гг. (рис.8).

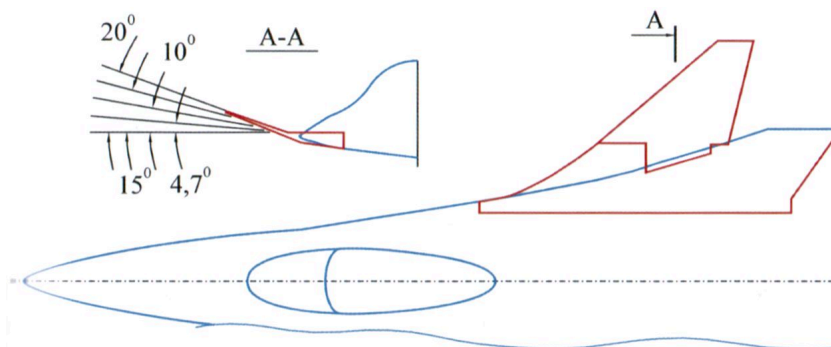


Рис. 8. Исследование оптимального угла установки ПГО на Су-27 [5].

Таким образом, попытка скрестить «ужа с ежом», т.е. носовую часть, воздухозаборники и схему высокоплана от F-22 с хвостовой частью 1.42, а также желание выделить побольше места под отсек вооружений, размещенный между каналами воздухозаборников, привело к продольной балансирующей схеме «утка» с сильно разнесенными ПГО и крылом, которая вряд ли может быть применена на высокоманевренном истребителе 5-ого поколения.

С другой стороны, увеличение отношения длины фюзеляжа к его миделю примерно на 20% по сравнению с Т-50 и F-22 непосредственно указывает на желание улучшить аэродинамические характеристики самолета на небольших сверхзвуковых скоростях и одновременно увеличить его транспортную эффективность. Это еще один довод в пользу того, что мы имеем дело с перехватчиком, второй функцией которого, судя по всему, является атака авианосных соединений.

К такому же решению пришли разработчики ударной модификации Су-27 в 1983 г. (рис.9). Удлинение фюзеляжа позволила аэродинамикам ОКБ Сухого получить практически идеальное распределение площадей по длине, что привело почти к 20% снижению волнового сопротивления при увеличенной площади миделя и омываемой поверхности.

Носовая часть фюзеляжа и воздухозаборники с разворотом пограничного слоя

Представляет интерес носовая часть фюзеляжа с воздухозаборниками DSI. Сам по себе DSI не является чем-то принципиально новым, в ОКБ Сухого его хотели применить еще в 1983 г на Т-10Е.

В ЦАГИ DSI был исследован еще в конце 70-х годов и получил название воздухозаборника с выносным булем (рампой) для слива пограничного слоя (ПС). Установка буля позволяет отказаться от щелей для слива пограничного слоя, т.к. низкоэнергетическая часть ПС оттесняется к боковым губам воздухозаборника. Это положительно сказывается как на величине лобового сопротивления, особенно на сверхзвуковых скоростях, так и на малозаметности самолета. Такие ВУ могут быть с успехом применены вплоть до скоростей полета, соответствующих числам Маха 1.4-1.5 [5].

Очень похоже, что китайские специалисты при разработке носовой части J-20 вдохновлялись шведскими работами в

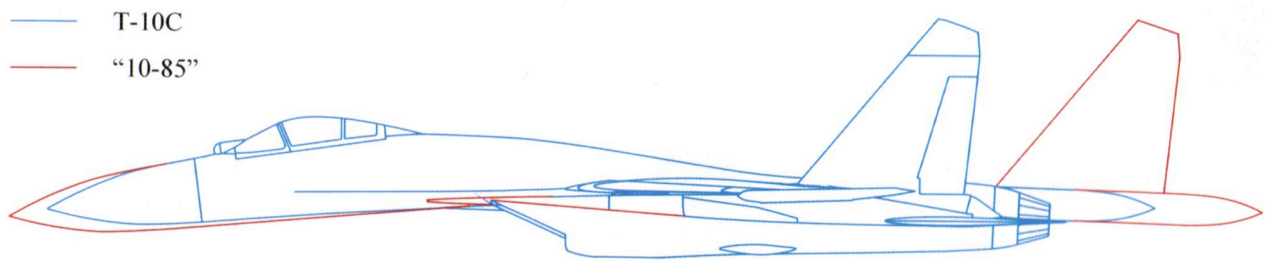


Рис.9. Снижение сопротивления на сверхзвуковых скоростях ударной модификации Су-27 за счет большего удлинения фюзеляжа [5].

этом направлении (рис.10), а также сведениями, полученными из ОКБ Яковлева при разработке сверхзвукового учебно-тренировочного легкого самолета L-15.

сопротивления и падение полного давления на входе в двигатель. Таким образом, классический воздухозаборник требует наличия избытка тяги в диапазоне

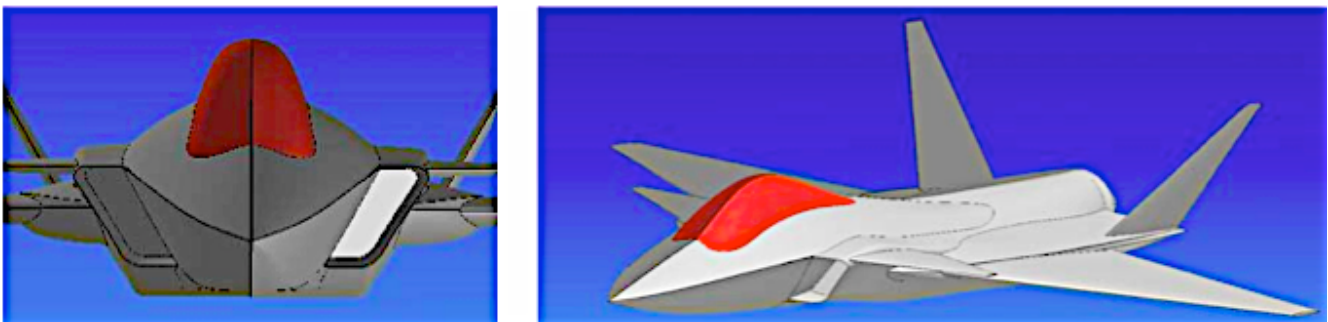
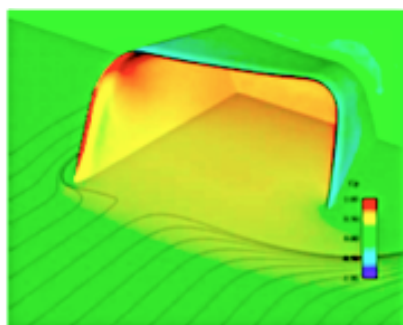


Рис. 10. Проект лёгкого истребителя 5-ого поколения FS - 2020. FOI и SAAB. [6].

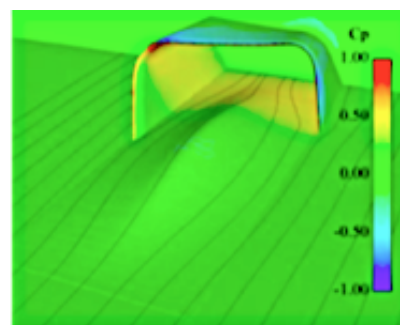
Принцип действия DSI легко понять при рассмотрении рисунков 11-12.

Видно, что при транзвуковых скоростях на входе в классический воздухозаборник возникает прямой скачок уплотнения, это вызывает резкий рост

скоростей $M=0.95-1.6$. Пограничный слой необходимо сливать, т.к. на скачке уплотнения происходит его отрыв от стенки, что вызывает сильную неравномерность течения на входе в двигатель.

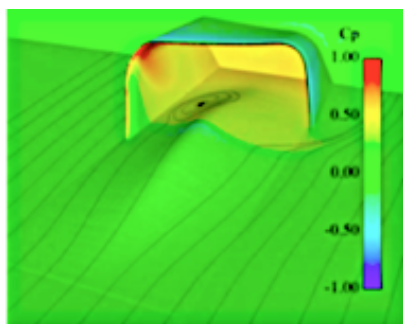


а) $M=1.25$

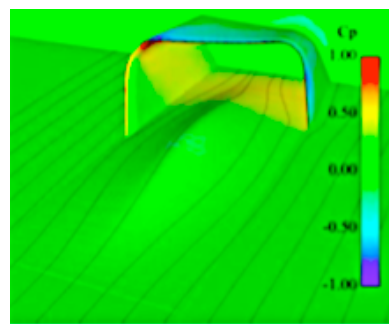


б) $M=0.95$

Рис.11. Работа традиционного ВУ и DSI в транзвуковом диапазоне. [6].



а) $M=1.3$



б) $M=0.95$

Рис. 12. Работа традиционного DSI при сверхзвуковых и околозвуковых скоростях. [6].

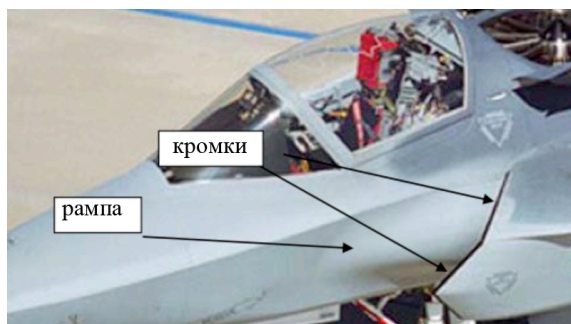
Как видно на рис.12, использованный на J-20 воздухозаборник DSI эффективно работает только в трансзвуковом диапазоне скоростей. Уже при $M=1.3$ на входе в него образуются рециркуляционные зоны, которые постепенно уменьшаются при увеличении числа Маха до $M=1.6$.

Это еще раз доказывает, что J-20 оптимизирован преимущественно на дозвуковые крейсерские скорости полета. Дополнительным доводом в пользу такого вывода служит, то, что на прототипе XF-35 изначально был применен DSI, кромки которого имели характерный «зуб» (рис. 13а), а на F-35 применен более простой DSI такой же, как у J-20. Для F-35 требование сверхзвуковой крейсерской скорости уже не ставится, и действовать он должен преимущественно на дозвуковых скоростях.

Применение «зуба» позволяет повысить эффективность сжатия воздуха перед воздухозаборником на сверхзвуковых скоростях, за счёт того, что оно происходит

в веере изэнтропических волн, а не в системе скачков уплотнения (рис.14). Оформление кромки в виде выступающего вперед «зуба» позволяет при скоростях $M=1.1-1.4$ сливать до 80% пограничного слоя [5]. На рис.15 видно, что воздухозаборники, установленные на F-35 и J-20 обеспечивают лучшее восстановление полного давления по сравнению с обычным воздухозаборником в диапазоне чисел Маха $M=0.8-1.2$. Более «продвинутый» вариант, изображенный на рис.13а и 14, расширяет этот диапазон до $M=1.6-1.8$

Изэнтропические воздухозаборники и DSI имеют свои недостатки. Главный из них - узкий диапазон эффективной работы по скорости полета. Толщина ПС сравнительно слабо зависит от числа M полета, легко можно посчитать ее максимальную величину и сделать щель для слива пограничного слоя чуть больше. С DSI сложнее.



а) XF-35B



б) F-35B

Рис. 13. Сравнение классического и DSI воздухозаборника.

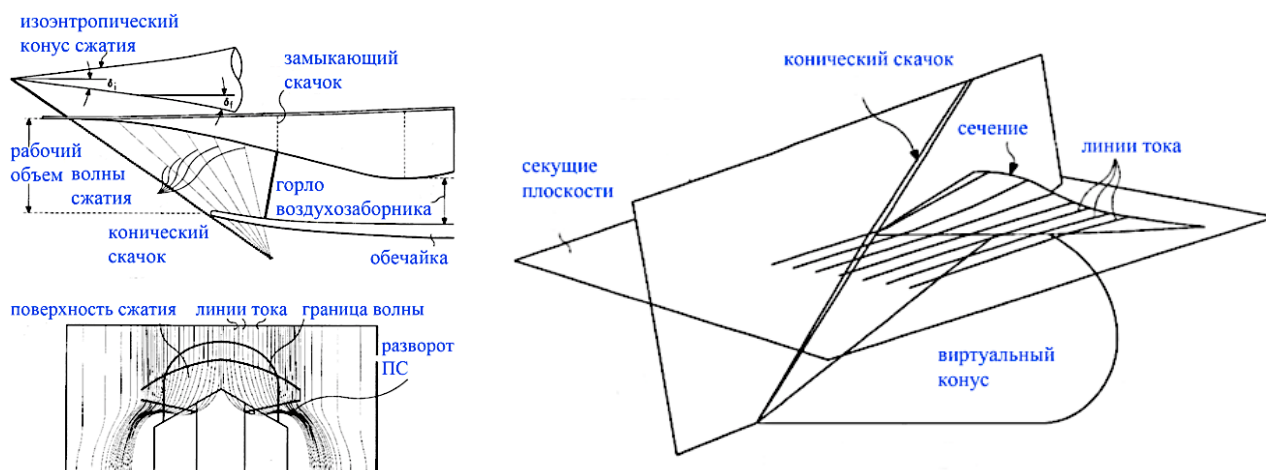


Рис.14. Принцип изоэнтропического сжатия на сверхзвуковых скоростях в DSI. [7]

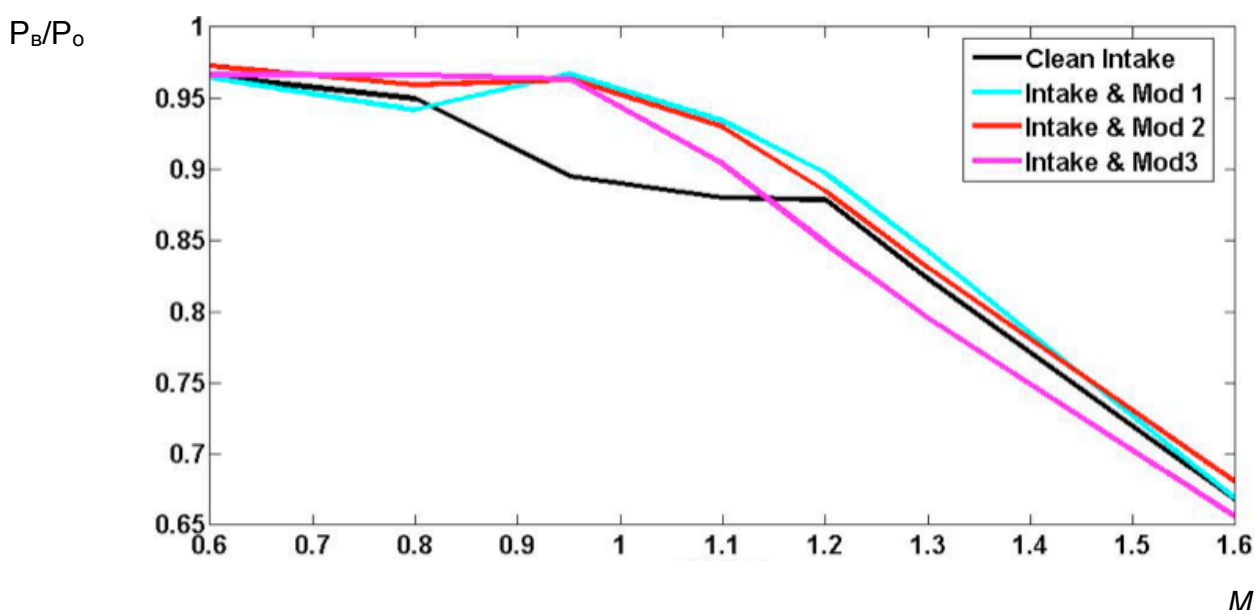


Рис.15. Зависимость коэффициента восстановления полного давления в DSI и классическом воздухозаборнике в зависимости от числа Маха полета. [6].
Clean Intake - обычный нерегулируемый воздухозаборник,
Intake&Mod 1,2,3 - DSI с различным выносом буля вперед по отношению к обечайке

Угол наклона волн сжатия определяется углом Маха, т.е. изменяется в более широких пределах, следовательно DSI, имеющий неизменную геометрию, характеризуется сравнительно узким диапазоном оптимальных скоростей.

Предложены различные схемы регулирования DSI. Они связаны с изменением углов установки «зуба» кромки воздухозаборника. Техническая реализация подобных решений требует применение гибкой обшивки, что ведет к немалым техническими сложностями. Возможны и

более простые схемы регулирования, связанные с изменением выпуклости буля [7,8], его выдвиганием вперед относительно обечаек ВУ, а также поперек потока относительно щек боковой поверхности носовой части фюзеляжа.

Более подробно принцип работы и методы регулирования DSI рассмотрены в восьмой части настоящего цикла статей. Расчёт сверхзвукового изоэнтропического DSI представляет собой сложную фундаментальную проблему газодинамики. Китайские работы в этом направлении пока

не известны. С другой стороны, в Китае имеется, по крайней мере, один специалист по оптимальным ударно-волновым структурам, подготовленный естественно в России. Его имя Шин Лин.

Заключение

Проведенный выше краткий анализ показывает, что в случае с J-20 мы пока имеем дело с носителем агрегатов, предназначенным для демонстрации технологий. Это самолет, способный развивать сверхзвуковую скорость, но не предназначенный для длительных полетов с $M > 1$ на бесфорсажных режимах работы двигателей. Появившиеся в сети заявления, что на самолете установлен китайский двигатель WS-10 или WS-15, не соответствуют действительности. Фотографии однозначно указывают на то, что на первом экземпляре J-20 стоит АЛ-31ФН. В то же время, явно переразмеренные воздухозаборники предполагают возможность установки в будущем двигателей с расходом воздуха более 125 кг/с. Следовательно, можно ожидать достижения максимальной скорости полета до $M=2$.

Аэродинамическая схема J-20 противоречива и оставляет ощущение некоторого переходного этапа в развитии концепции самолета. Над ней явно давит желание иметь крупный отсек вооружений, расположенный близко к центру масс самолета.

В результате, получилось сочетание схемы высокоплана с сильно разнесенными ПГО и крылом. Кромки ПГО не параллельны передней кромки крыла. Даже трудно представить, как можно сделать подобный самолет высокоманевренным и малозаметным.

С другой стороны, принятая схема без проблем позволит летать J-20 на больших углах атаки. Возможно, китайские специалисты надеются повысить маневренность самолета с помощью УВТ. Однако, выбор всеракурсного сопла при столь близком расположении двигателей друг к другу представляется явно несуразным. Видимо, китайские специалисты вообще не задумывались над такой проблемой, как донное сопротивление. Взаимное влияние сверхзвуковых струй друг на друга может привести к сильным возвратным течениям в сторону донной части фюзеляжа и негативному влиянию на элементы конструкции самолета.

Несмотря на очевидные недостатки Китаем сделан огромный шаг вперед в развитии авиационной науки. Темпы развития китайской авиационной промышленности впечатляют и заставляют задуматься. Может в руководстве страны недостаточно иметь чекистов, юристов и экономистов, а нужны еще ученые и инженеры?



СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. А.Юргенсон. Китайский «Дракон» с российским сердцем. *Авиация и космонавтика*, №7-8, 2009.
2. *Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов/ Под ред. Г.С.Бюшгеса.*-М.:Наука, Физматлит, 1998.-816 с.
3. С.М.Егер, С.М.Мишин, Н.К.Лисейцев и др. *Проектирование самолетов.*-3-е изд. перерабо. и доп.-М.Машиностроение, 1983.-616 с.
4. В.Т.Калугин. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов.*- М.:Изд-во МГТУ им. Баумана, 2004.-688 с.:ил.
5. И.Бедретдинов, П.Плунский, В.Зенкин, Н.Гордюков. *Истребитель Су-27. Часть 2. Рождение легенды..*-М.:Изд. «Бедретдинов и Ко», 2009.-648 с.:ил.
6. Marlene Svensson. A CFD Investigation of a Generic Bump and its Application to a Diverterless Supersonic Inlet. Examensarbete Institutionen för ekonomisk och industriell utveckling LIU-IEI-TEK-A--08/00427--SE.
7. TRANSITION SHOULDER SYSTEM AND METHOD FOR DIVERTING BOUNDARY LAYER AIR. United States Patent. № 5,749,542. Lockheed Martin Corporation. Jeffrey William Hamstra. May 12, 1998.
8. APPARATUS FOR IMPROVING AERODYNAMIC FLOW CONDITIONS AT THE AIR INTAKE OF GAS TURBINE ENGINES. United States Patent. № 4,655,413. Messerschmitt-Boelkov-Blohm, Hans-Peter Genssler. Apr.7, 1987.