

Недавно появилась информация [1], что в России (ВИАМ) созданы новые материалы на основе рутения, позволяющие создавать лопатки турбины, выдерживающие температуры до 2000K, а в перспективе перейти и к неохлаждаемым адиабатическим турбинам. Повышение температуры на входе в турбину до 2200K позволит довести термодинамику двигателя до теоретического предела, отводимого циклом Брайтона [2]. Что это дает и, главное, какой ценой? Есть ли какие-то другие пути повышения характеристик силовой установки и их реализации в интересах повышения летных характеристик самолета?



Булат Павел. 42 года.

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

На пути к пятому и шестому поколению. Часть V. Пламенный мотор для 5-ого поколения.

*Чем ниже опускаешь голову, тем
глубже мысли.*

Льюис Кэррол. Алиса в стране чудес

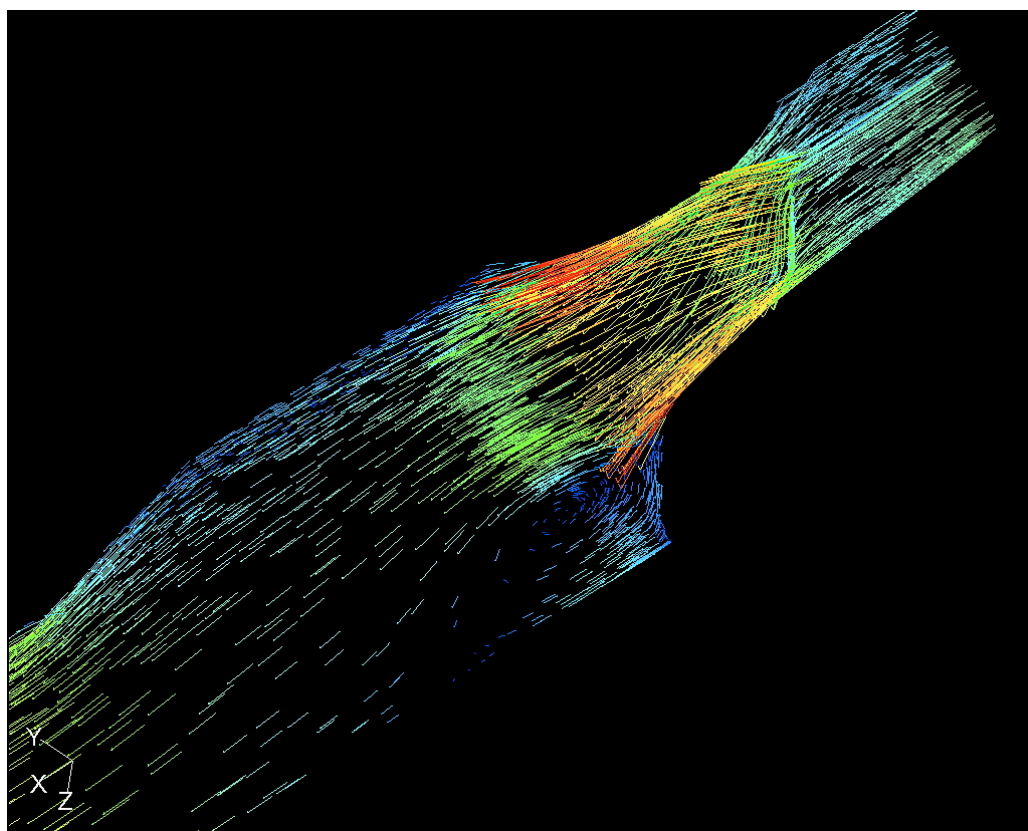


Рис. 1. Картина течения в форсажной камере современного двухконтурного двигателя (Расчет С.Дувалова)

В настоящей статье цикла рассмотрены основные технические решения, которые могут быть использованы в двигателях пятого и 5+ поколения. При этом упор сделан не на конструкционные материалы и повышение термодинамических показателей моторов, т.е. традиционные и уже в значительной мере исчерпанные пути повышения тяги двигателя, а на применение принципиально новых устройств и технических решений. На рис.1 показаны результаты расчета течения в двигателе за смесителем внутреннего и наружного контура. У современных истребителей здесь располагается форсажная камера. Видно, насколько сложна картина течения. Между тем, форсажной камерой до последнего времени практически не занимались. А ведь здесь расположено еще и фронтное устройство (рис.2).

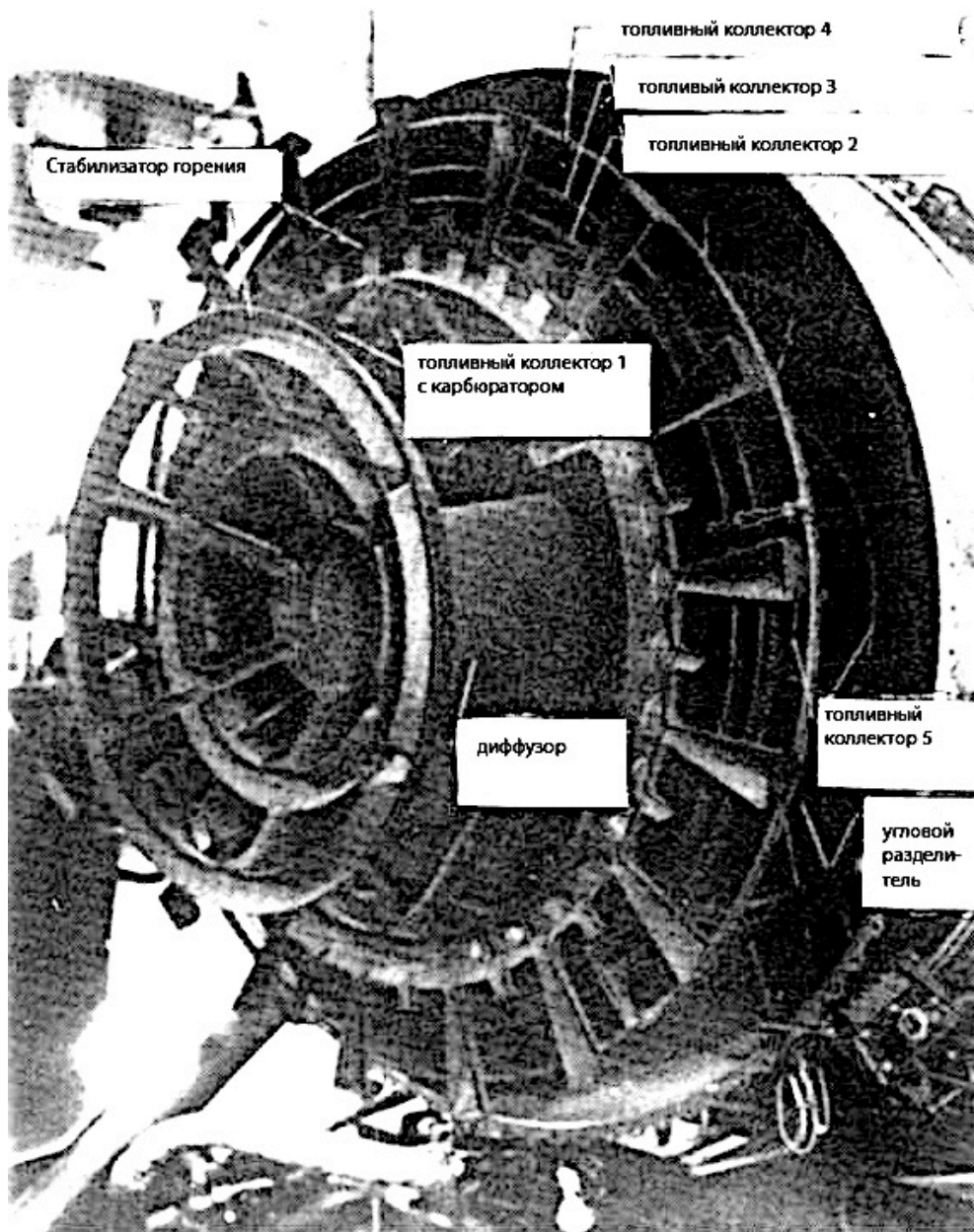


Рис. 2. Фронтное устройство форсажной камеры.

На бесфорсажных режимах все это хозяйство возится мертвым грузом и создает сопротивление потоку. МиГ-25 и МиГ-31 приспособлены для длительного полета на форсаже, для них это штатный режим. У МиГа-21 и 29 маленький радиус действия, взлетел и сразу в ближний маневренный бой с предельными перегрузками. А вот у F-22 на форсажные режимы отведено не более 5% времени боевого вылета.

Подсчитали - прослезились

Легирующие добавки на основе рения известны относительно давно. Это тугоплавкие сплавы, отличающиеся хорошими механическими и литейными свойствами. Рений мало распространен на территории России, в основном на Дальнем Востоке. ВИАМ нашел оригинальное решение и сумел разработать близкие по качествам сплавы на основе рутения. Вот, оно счастье? К сожалению, не все так просто. В настоящее время, стоимость этих сплавов такова, что за турбину из рутения можно вынести пол-завода, производящего эти самые лопатки. А что же мы получим взамен? Теоретически, увеличение температуры газа перед турбиной с 1650K до 2100K в ТРДД типа АЛ-31Ф может дать прирост бесфорсажной тяги на 12%, т.е. примерно до 8600 тс. В упрощенной постановке тяга двигателя примерно пропорциональна корню квадратному из температуры за турбиной [3]. Простое повышение температуры создает определенные проблемы, связанные с необходимостью сохранения высокой удельной тяги по мере увеличения скорости полета (как известно, с увеличением скорости удельная тяга падает).

В то же время, тяга прямо пропорциональна расходу воздуха через двигатель. Для достижения таких же показателей достаточно применить новый компрессор с увеличенным расходом, что и сделано, например, на двигателе 117С самолета Су-35, у которого секундный расход возрос до 123 кгс/с. Конечно, этот ресурс также в достаточной мере ограничен, т.к. связан с проблемой переделки воздухозаборников. Разные традиционные термодинамические способы увеличения удельной тяги рассмотрены в статье [4]. В настоящее время конструкторы ищут технические решения, которые могут придать новые свойства самолету без повышения основных термодинамических показателей двигателя. Так всеракурсный управляемый вектор тяги (УВТ) на двухдвигательном самолете позволяет создавать управляющие моменты относительно всех 3 осей (Рис.3). Это придает качественно иной уровень маневренности истребителю.

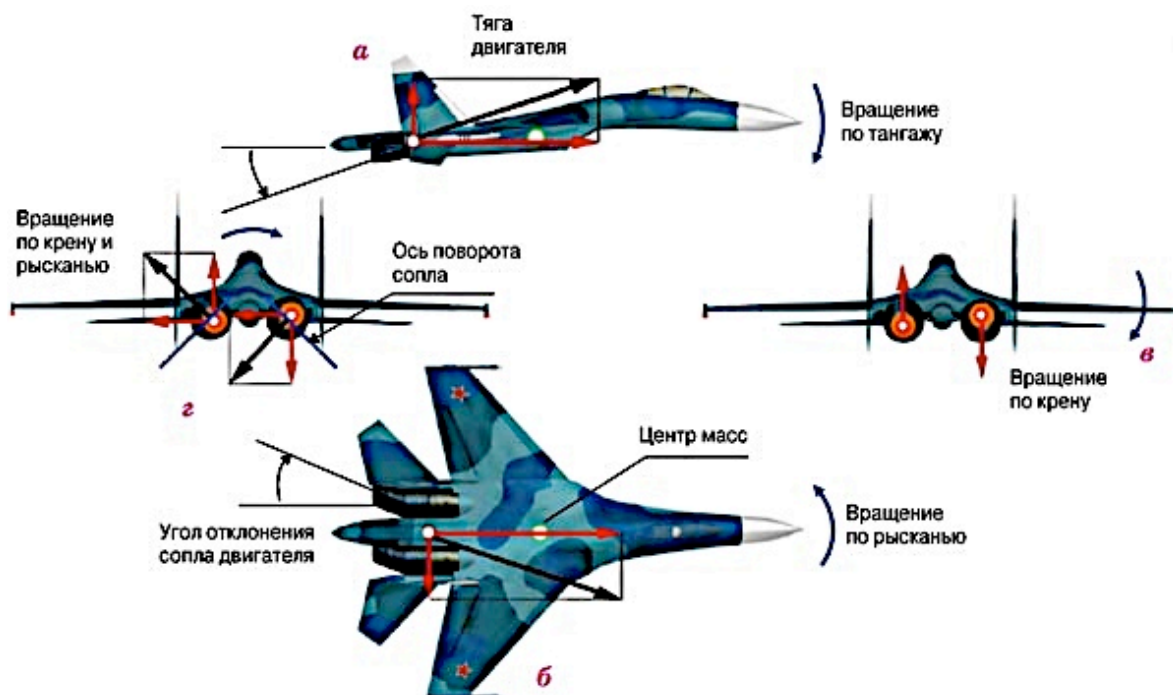


Рис. 3. Использование всеракурсного управляемого вектора тяги для управления самолетом.

На рис. 4 приведена картина воздушного боя, полученная на основе математического моделирования, которая иллюстрирует вариант эффективного применения сверхманевренности. Из равных условий сверхманевренный истребитель («красный») выполняет маневр типа «Хук» и пускает ракету, которая достигает цели в момент, когда его противник («синий»), не обладающий сверхманевренностью, этого сделать не может. После этого «красный» истребитель благодаря уменьшению радиуса разворота, обусловленному потерей скорости, уходит из зоны возможных пусков ракеты противником (если тот оказался непораженным): в пикировании, двигаясь почти прямолинейно, он увеличивает скорость — и ракеты противника не достигают цели. Сравните это с рис. 3 статьи [5], и Вы поймете, почему там сверхманевренный истребитель проиграл - не нужно заменять реальное моделирование собственными домыслами.

В настоящее время Су-30МКИ является единственным серийным истребителем, освоившим использование УВТ для управления по всем трем осям. Он может выполнять в бою маневр «J-turn» (поворот J) для энергичного разворота на 180° в ограниченном пространстве. Название маневр получил из-за сходства траектории с латинской прописной буквой «J» (рис.5) и впервые был предложен В. Хербстом.

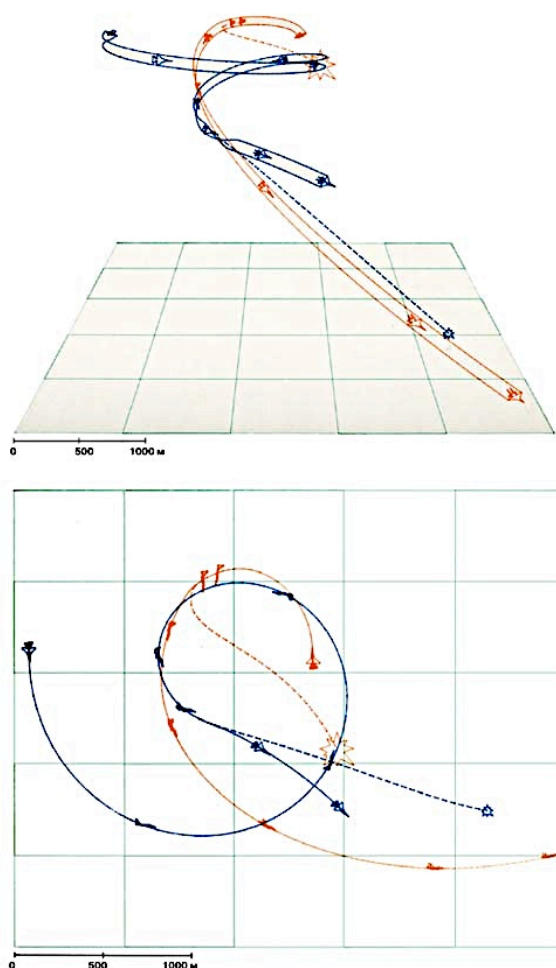


Рис. 4. Использование маневра «Хук» сверхманевренным истребителем в бою с обычным истребителем



Рис. 5. J-разворот (разворот Хебста) в исполнении Су-35 с УВТ

Некоторые западные специалисты считают, что такие маневры, как «Геликоптер», «Кобра», «Кульбит» не имеют самостоятельной боевой ценности, но они точно демонстрируют существенное улучшение управляемости на закритических режимах, что напрямую сказывается на безопасности полета, а значит, и на боевой эффективности.

Другим резервом повышения эффективности двигателей является совершенствование их внутренней аэродинамики. На рис. 2 представлена фотография типичного фронтального устройства со стабилизатором горения в форсажной камере, дающая представление о том, насколько загромождено сечение двигателя за турбиной. На рис. 6. представлен оценочный расчет потерь полного давления в зависимости от числа Маха и степени загромождения канала.

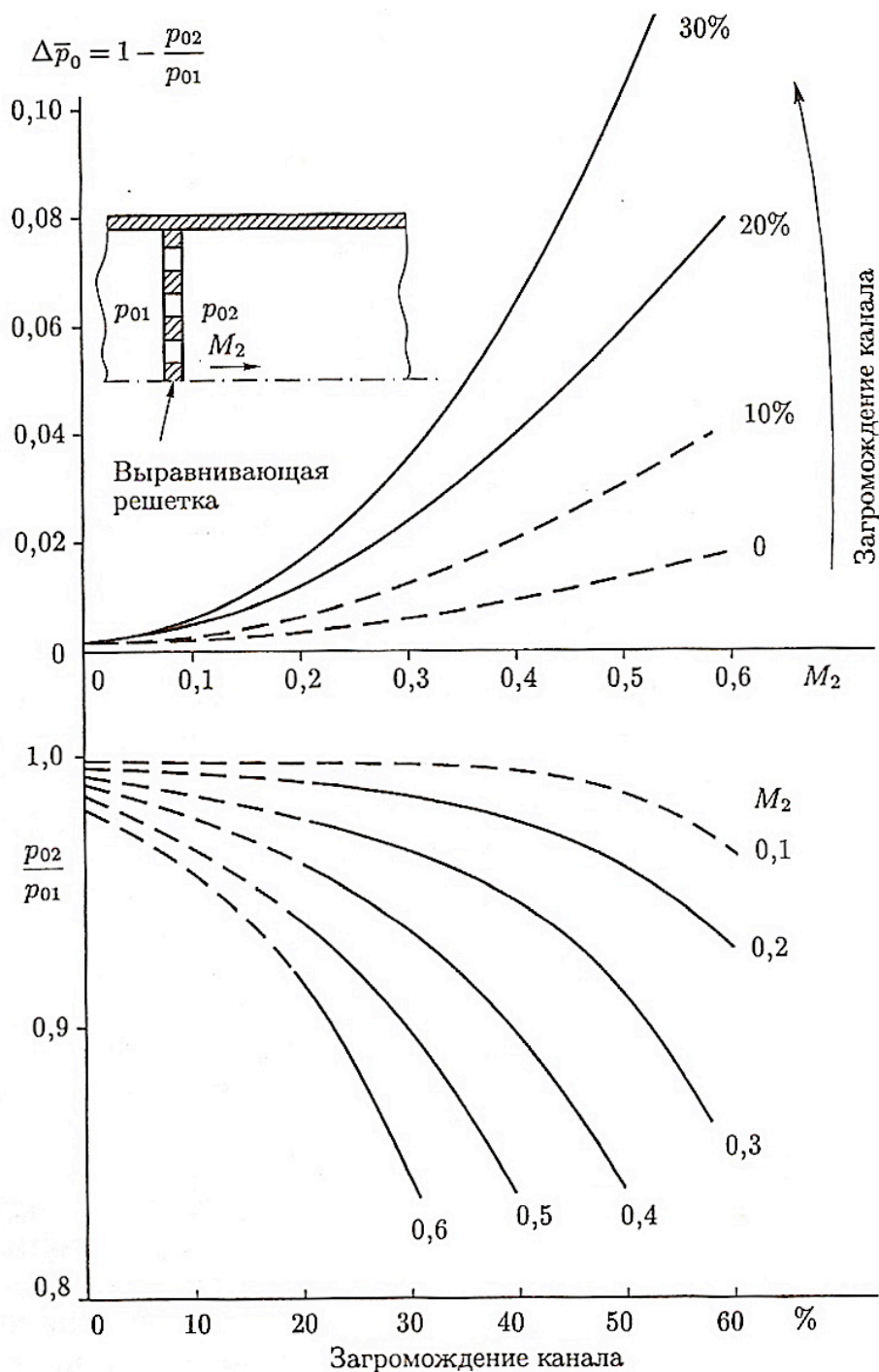


Рис. 6. Оценочный расчет гидравлических потерь в форсажной камере

Число Маха перед фронтовым устройством зависит от режима работы двигателя высоты и скорости полета. Типичные величины $M=0.3 - 0.8$. При $M=0.6$ и степени загромождения сечения 30% потери полного давления составляют 15%, т.е. съедают весь эффект от применения лопаток из сплавов, содержащих рутений. Именно поэтому сейчас рассматриваются различные газодинамические способы стабилизации горения в форсажной камере, укороченные диффузоры с внезапным расширением потока и т.п.

Россия - Родина слонов, хоботов, хвостов.

Все мы знаем, что в России были созданы первые самолет с УВТ и выполнены первые маневры на закритических углах атаки. ТАК ЛИ?

На самом деле, работы по УВТ велись в США с опережением на несколько лет, но благодаря упорству руководства КБ «Сухого» и контракту с Индией, действительно, первым серийным самолетом с УВТ стал Су-30МКИ. Мы, конечно, не будем здесь мешать в одну кучу самолеты вертикального взлета и посадки и истребители завоевания превосходства в воздухе.

Эксперименты с УВТ в США и Западной Европе начались в середине 80-х годов с использования дефлекторных панелей. В статье [6] подробно описан немецко-американский экспериментальный самолет X-31, на котором двигатель с подобной системой УВТ был подробно исследован (с 11.10.90). Позднее этот простейший вариант отклонения струи двигателя применили на F-18HARV (High Alpha Research Vehicle) (рис.7, 8).



Рис.7. УВТ с дефлекторными панелями



Рис. 8. F-18HARV

Несмотря на возможность всеракурсного УВТ отклоняющие панели слишком массивны и создают значительное сопротивление, а также увеличивают массу самого самолета. Так, масса F-18HARV возросла на 952 кг, из которых 300 кг пришлось на носовой балласт.

Хронологически первым самолетом с УВТ, отклоняемым в одной плоскости, стал F-15 STOL/MTD (Short Takeoff and Landing/Maneuvering Technology Demonstrator), взлетевший с управляемыми соплами в мае 1989 г. Испытания, продолжавшиеся около 2 лет, показали улучшение взлетно-посадочных характеристик на 50%, а также удвоение скорости изменения угла атаки. Плоское сопло (рис.9), использованное на F-15 STOL/MTD, имело систему реверса тяги. Оно послужило основой для конструкции сопла F-22. В частности, кинематическая схема привода створок сопла осталась практически без изменений (рис.10).

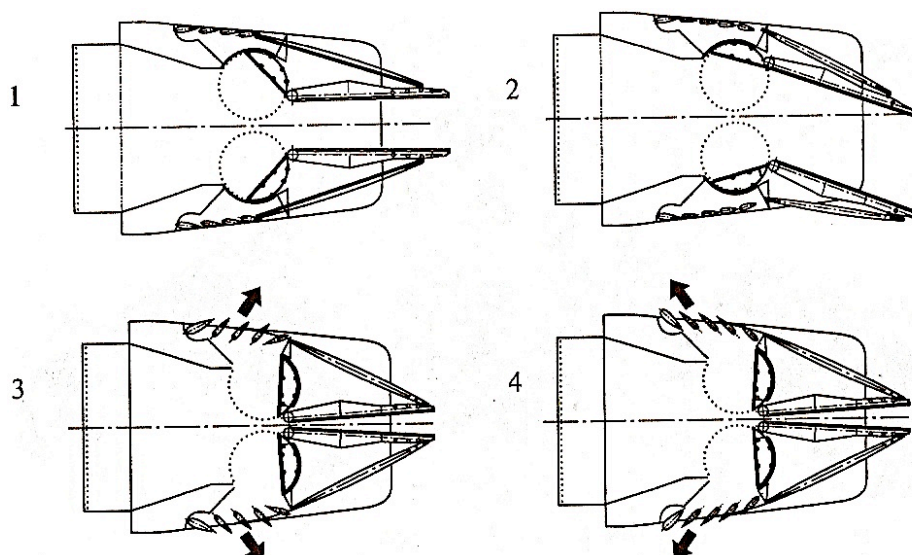


Рис. 9. Плоское сопло УВТ с реверсом тяги F-15 STOL/MTD.

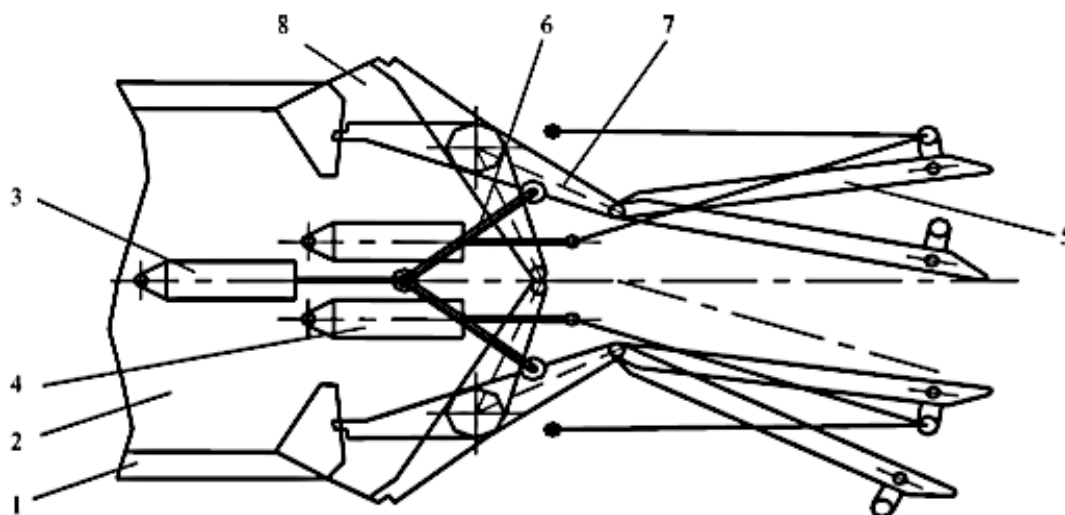


Рис. 10. Схема управления створками плоского сопла F-22.

1-рама, 2-стенка, 3-гидроцилиндр управления (ГУ) створками дозвуковой части сопла, 4 - ГУ створками сверхзвуковой части сопла, 5 - створка сверхзвуковой части сопла, 6 - рычаг, 7 - створка дозвуковой части сопла, 8-«щелевые» каналы рулевого устройства.

Плоские сопла имеют, как свои достоинства, так и недостатки, о чем более подробно будет сказано ниже.

Следующим этапом исследований стали круглые сопла, у которых отклонялась, как дозвуковая, так и сверхзвуковая часть. Первыми такими двигателями стали Pratt&Whitney F100MPJM/BBN и General Electric F110GEATRV, установленные в самом начале 90-х годов на экспериментальный самолет NF-15B. Во время полетов было продемонстрировано значительное увеличение поворотливости самолета по углу атаки. Схема американских сопел послужила прототипом для сопла двигателя АЛ-31ФП (рис.11,12). Самой сложной проблемой, которую удалось решить российским конструкторам, являлась надежность уплотнения сферического шарнира (рис. 12). Считается, что такие сопла имеют недостаточную скорость перекладки и ограниченный угол отклонения. Однако реализованная на АЛ-31ФП скорость $15^\circ/\text{сек}$ и угол отклонения 15° вполне устраивает самолетчиков.



Рис. 11. УБТ 117С НПО «Сатурн»

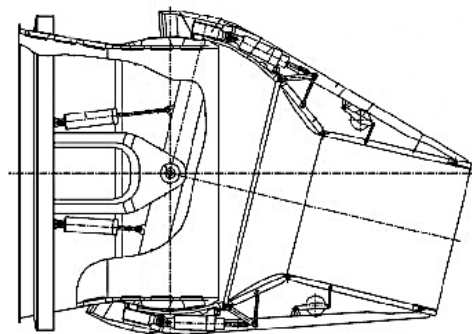


Рис. 12. Отклоняемое в одной плоскости сопло 117С НПО «Сатурн»

Разработанная совместно специалистами ЦАГИ и КБ «Сухого» схема установки двигателей с разворотом осей отклонения сопел на 15° (рис. 13) позволяет управлять самолетом по всем трем углам (атаки, крена, рыскания). При виде рис.13 возникает законный вопрос, а почему глазки «в кучку». Ведь на первый взгляд сопла двигателей при отклонении должны смотреть в разные стороны. Дело в том, что экспериментальное изучение донных течений показало, что такое расположение сопел дает дополнительное положительное давление в хвостовой части фюзеляжа. Если же сопла развернуть наружу, то возникает паразитное донное сопротивление (рис.14).



Рис.13. Су-30МКИ

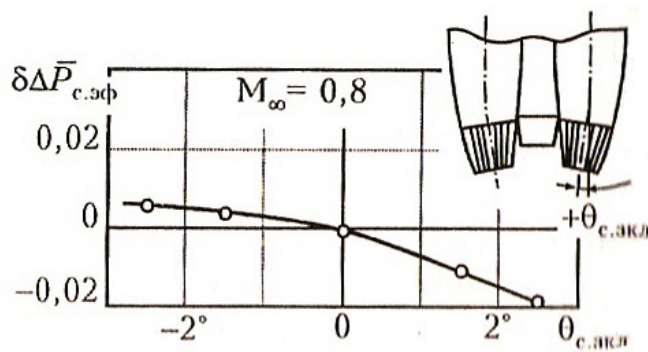


Рис.14. Приращение/потери тяги из-за заклинивания сопел

Сегодня можно смело сказать, что раздающиеся на западе критические нотки в адрес сопел УБТ со сферическим шарниром связаны прежде всего с тем, что единственной фирмой, сумевшей довести данную идею до серийной работоспособной конструкции, является российская НПО «Сатурн».

Следующим этапом работ в США по теме УБТ стали двигатели с отклонением только сверхзвуковой части сопла Pratt & Whitney F-100 - 229 - Pitch/Yaw Balance Beam Nozzles (PYBBN) и General Electric F-110-GE-100 Axis-symmetric Vectoring Exhaust Nozzle (AVEN) см. рис. 15. Наземные испытания начались в 1991 г., а на самолеты эти двигатели установили в 1993 г. Фирмы General Electric и General Dynamics совместно модернизировали в качестве предложения Израилю самолет F-16, но в дальнейшем Израиль вышел из программы, ставшей известной как Multi-Axis Thrust-Vectoring (MATV) program.

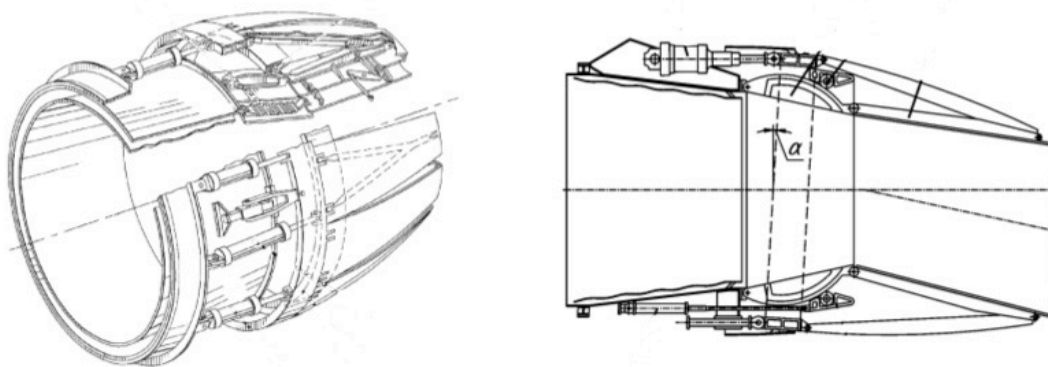


Рис. 15. Всеракурсное сопло AVEN фирмы GE с поворотом сверхзвуковой части

Американские BBC совместно с Локхид в 1988 г. модернизировали стандартный F-16D Block 30 (серийный номер 86-0048) в исследовательский самолет, получивший название VISTA ("Variable-stability In-flight Simulator Test Aircraft"). Первоначально он не имел никакого отношения к теме УВТ. Изюминкой NF-16VISTA стало всеракурсное сопло AVEN, установленное на самолет в 1993 г., с которым до марта 1994 г. была выполнена программа MATV. Сопло AVEN могло устанавливаться на любой мотор General Electric F110-GE-100, оно отклонялось на 17° в любой плоскости. Скорость перекладки могла достигать $60^\circ/\text{с}$, но ее ограничили $45^\circ/\text{с}$. Вес самолета увеличился на 730 кг.

Тремя годами позже в феврале 1996 г. на экспериментальном самолете NF-15ACTIVE был испытан аналогичный двигатель F100-PW-229 PYBBN. Створки сопла могли уже отклоняться на угол до 20° . Само сопло легко монтировалось на любой из двигателей серии F-100. В этом же году впервые сопло было отклонено на сверхзвуковой скорости, а затем впервые в мире на скорости $M=1.6$. Постепенно режимы были расширены до $M=1.96$ и углы атаки до 30° (рис.16). Испытания не выявили никаких проблем в управлении соплом.

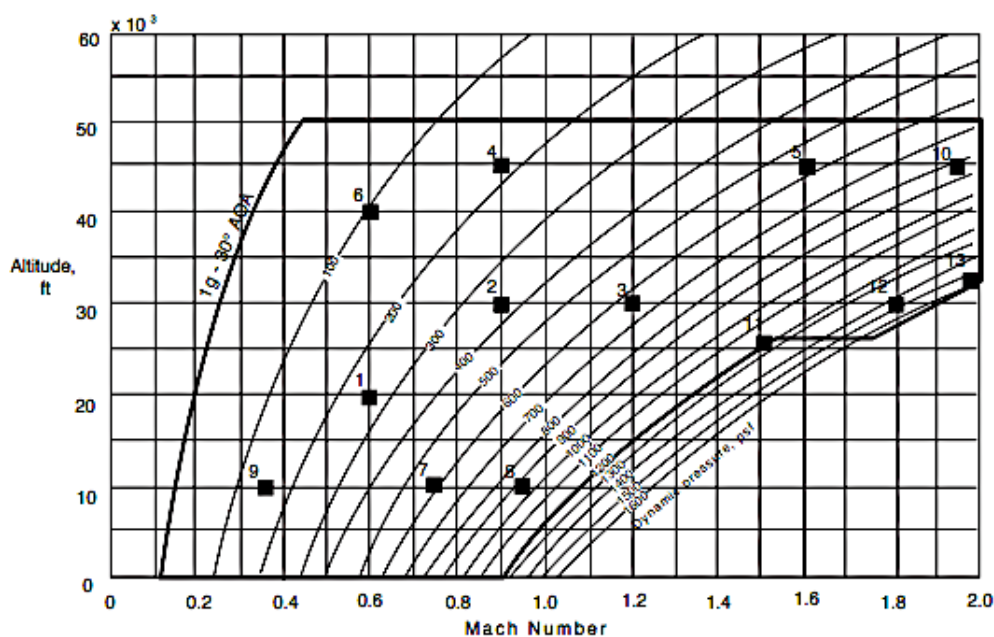


Рис. 16. Испытательные полеты NF-15ACTIVE с отклонением сопла.

В 1997 г. двигатель был установлен также на NF-16D VISTA. Были проведены полугодовые испытания, в ходе которых за NF-16D VISTA окончательно закрепилось прозвище DREAM MACHINE. В ходе учебных боев самолет демонстрировал неустановившиеся развороты с угловой скоростью до 50°/с. В 1998 г. испытания были завершены. Сопло PW PYBBN внешне очень похоже на AVEN, благодаря удачной системе управления оно легко монтируется вместо обычного сопла и практически не увеличивает массу силовой установки (рис. 17).

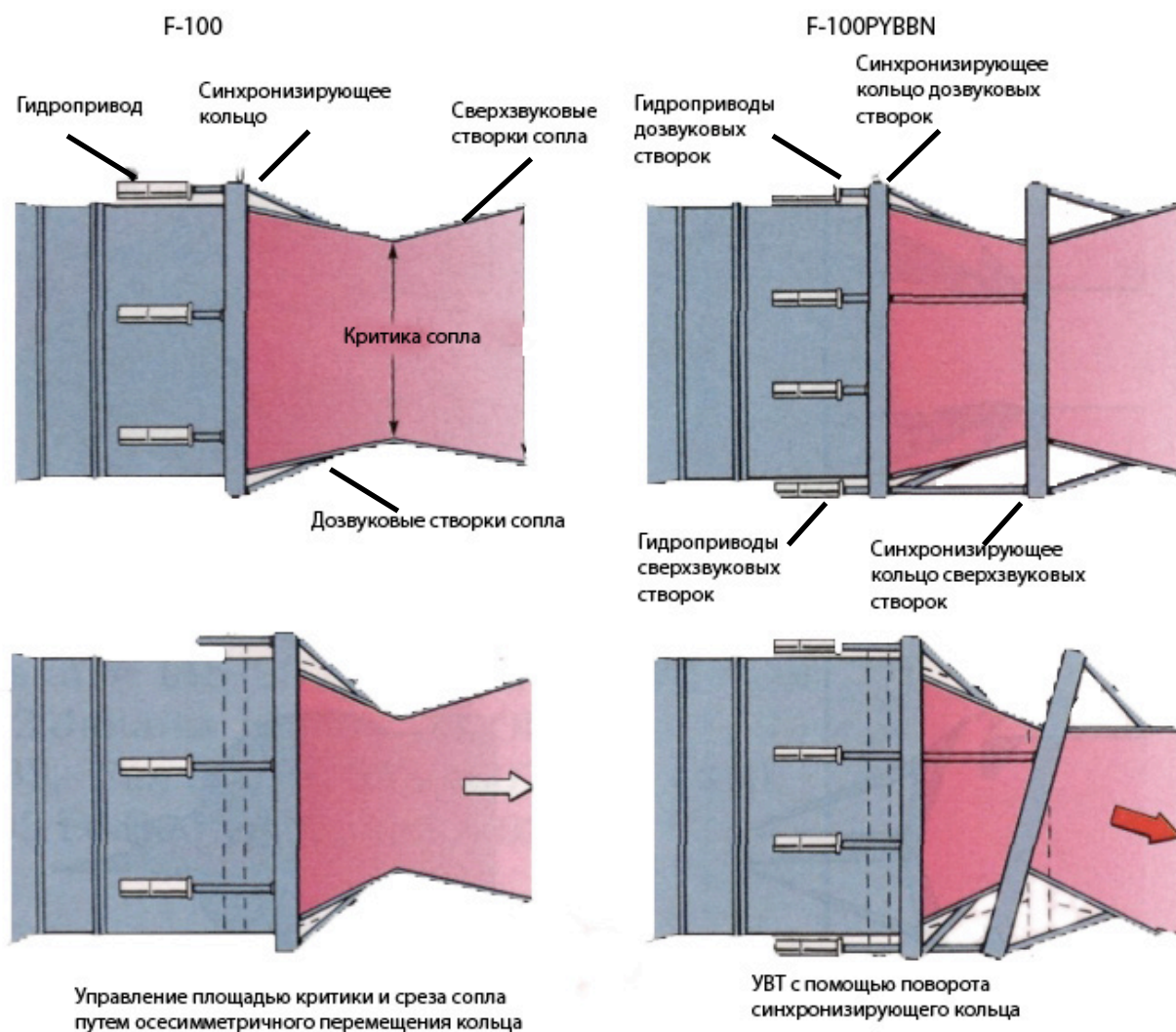


Рис. 17. Схема управления обычного (BBN) и УВТ (PYBBN) сопла двигателя F-100.

Именно оно послужило прототипом для российского сопла КЛИВТ (рис. 18) НПО им. Климова, работы по которому начались в середине 90-х годов. Первый опытный образец был изготовлен в 1997 г. Угол отклонения сопла составляет 15°, а скорость отклонения 30°/с, в дальнейшем была доведена до 60°/с. Сопло впервые было продемонстрировано в полете на авиасалоне в Берлине в 2006 г. на МиГ-29ОВТ. Конструкция сопла КЛИВТ практически без изменений повторена на двигателях завода «Салют» АЛ-31ФМ1/ФМ2. Скорость перекладки сопла может быть на этом двигателе доведена до 80°/с, но в этом пока нет необходимости. Таким образом, начав работы по УВТ несколько позже, российские конструкторы сумели освоить серийное производство управляемых сопел обоих типов. А плоские сопла им и не задавались в техническом задании. Военным и самолетчикам они пока не нужны.

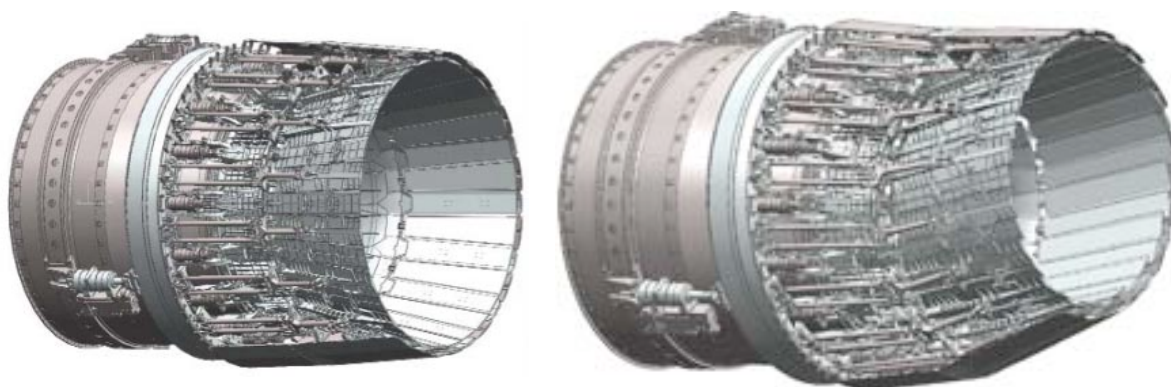


Рис. 18. Всеракурсное сопло КЛИВТ со сверхзвуковой отклоняемой частью

Кислое с пресным - две большие разницы

А американцы на F-22 поставили плоские сопла. На первый взгляд - странное решение. Ведь эксперименты НПО «Сатурн» выявили существенные недостатки двухмерных сопел. Они заметно тяжелее осесимметричных из-за необходимости противостоять не только растягивающим, но и изгибающим напряжениям. Велики потери тяги по сравнению с идеальным соплом Лавалья. Больше и внешнее сопротивление плоских сопел почти во всем диапазоне чисел Маха (рис.19). Все это верно ... Если рассматривать сопла обособленно от конструкции фюзеляжа. Преимущество плоских сопел в том, что они прекрасно komponуются в хвостовой части самолета, что позволяет значительно уменьшить суммарное сопротивление (рис.20).

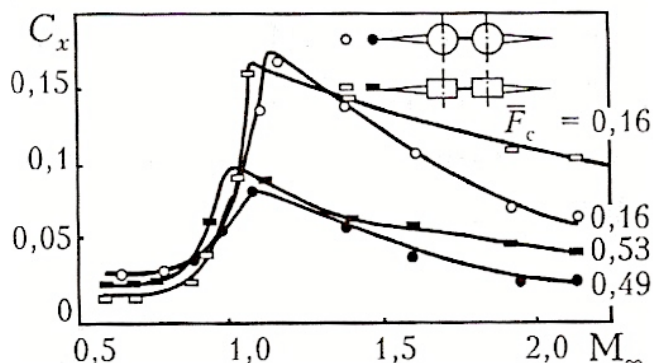


Рис. 19. Сопротивление круглых и плоских сопел

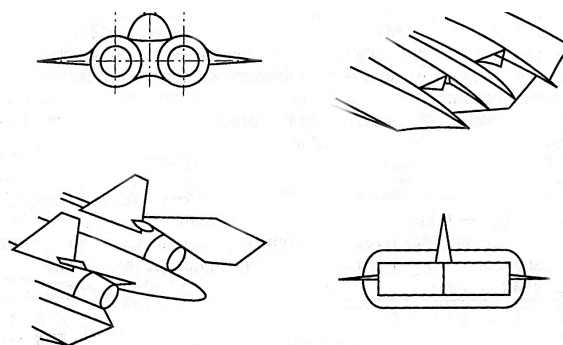


Рис.20. Компонка круглых и плоских сопел в хвостовой части самолета

Относительно просто с плоскими соплами реализуется и реверс тяги. По слухам техническое задание на двигатель для самолета пятого поколения вообще не предусматривает реверса. А зря. На рис.21 и 22 показаны все возможные схемы осесимметричных и плоских сопел, отклоняемых в одной плоскости. За исключением сопла 117С (нижняя схема на рис. 21) и сопла на рис. 22а все конструкции вполне применимы для самолетов с укороченным взлетом и посадкой.

Традиционная конструкция плоского сопла, примененная на F-22 (Рис.22а) характеризуется максимальным уровнем потерь полного давления в частности из-за образования достаточно интенсивных сопловых скачков уплотнения, которые хорошо видны теневой фотографии на рис. 23.

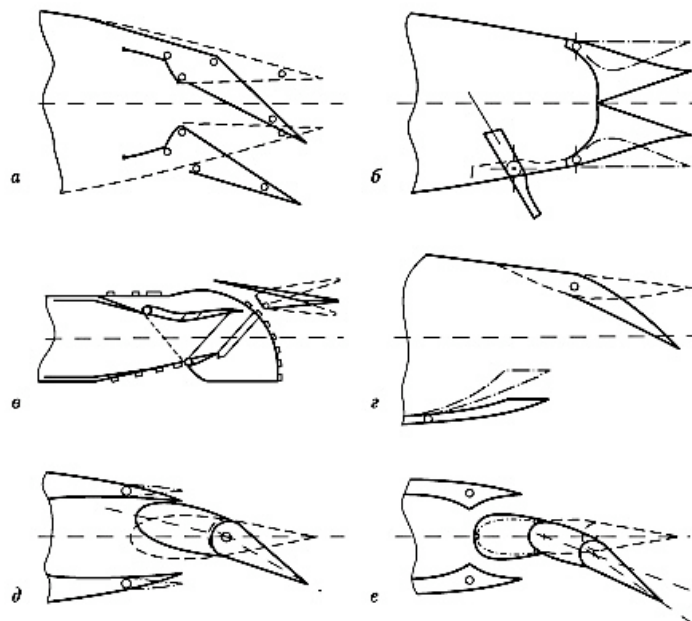
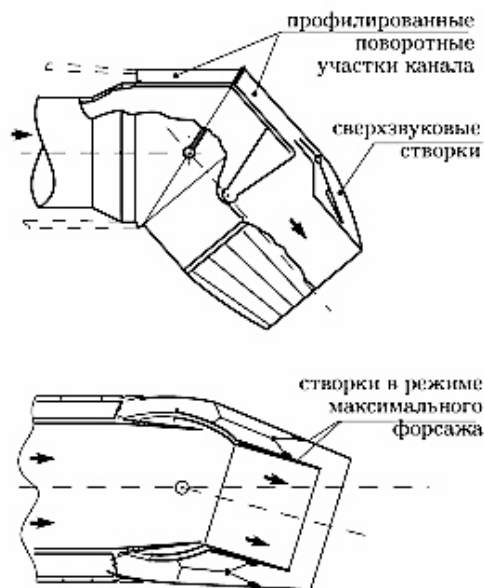


Рис. 21. Схема отклоняемого трехшарнирного поворотного сопла Р-79 и сферического шарнира 117С

Рис. 22. Схемы УВТ с плоскими соплами



Рис. 23. Теневая фотография струи, истекающей из модели сопла двигателя F119

На рис. 226 показана модификация обычного плоского сопла с добавлением открывающейся створки для обеспечения короткого взлета и посадки (КВП). На рис. «в» и «г» представлены сопла с косым срезом интересные тем, что в них отклонение струи происходит одной створкой, к которой струя прилипает за счет «эффекта Коанда». На рисунке «в» верхняя створка выполнена составной, что позволяет при необходимости выдвигать в поток гибкий дефлектор и отклонять струю на большой угол вниз на режимах КВП, либо использовать половинку створки в качестве устройства реверса тяги. На рис. «д» и «е» показаны модификации сопла с центральным телом. Такие сопла очень эффективны на малозаметных и скоростных самолетах. На левом рисунке разворот струи происходит за счет перекрытия соответствующего сечения, на правом за счет искривления профиля центрального тела и прилипания к нему струи. В плоских соплах очень просто реализуется реверс тяги (рис. 24).

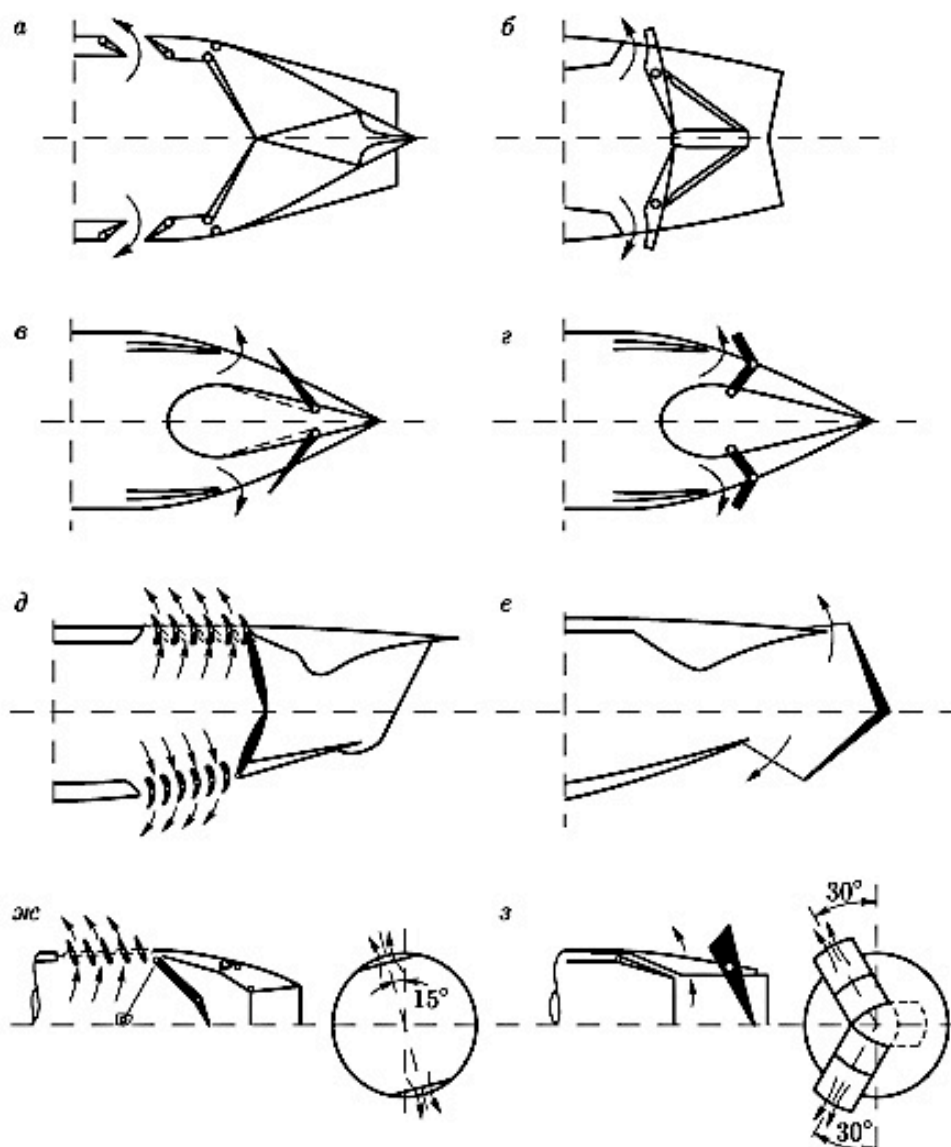


Рис. 24. Схемы реверса тяги в плоских соплах

В ЦАГИ в 90-е годы было выполнено исследование эффективности различных схем реверса. Изучались, как плоские, так и круглые сопла. Оказалось, что наибольшую эффективность показывают устройства типа дефлекторных решеток, установленных перед дозвуковой частью сопла (рис. 24 д,ж).

Помимо сокращения пробега на посадке устройства реверса тяги могут быть использованы для улучшения маневренности самолета. Так были проведены эксперименты (рис. 25) по управлению торможением, тангажем, рысканием, креном самолета NF-15 STOL/MTD с плоскими соплами с помощью реверса, которые продемонстрировали достаточную эффективность такого управления. Таким образом, устройства реверса тяги могут быть использованы для преодоления органического недостатка плоских сопел, невозможности всеракурсного УВТ. Остался последний вопрос - неоправданно большие потери давления при переходе от круглого сечения канала к плоскому соплу и потери в самом сопле, но так ли они велики?

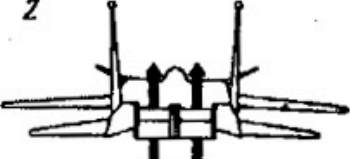
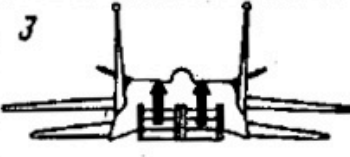
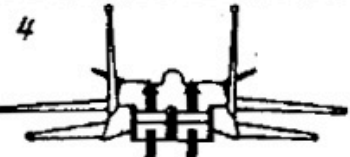
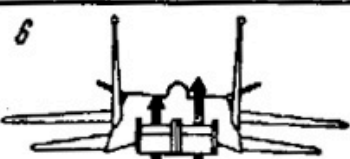
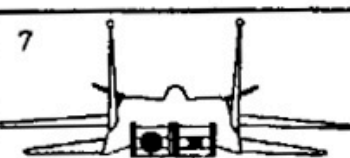
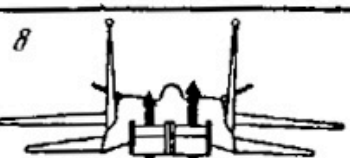
	<i>Отклонение реактивной струи</i>	
	<i>С помощью створок</i>	<i>С помощью лопаток</i>
<i>Торможение</i>	1 	2 
<i>Управление тангажем</i>	3 	4 
<i>Управление креном</i>	5 	6 
<i>Управление рысканием</i>	7 	8 

Рис. 25. Управление самолетом при помощи УВТ и створок реверса тяги

Подробные исследования плоских сопел, проведенные в ЦАГИ, показали, что если ширина сопла не превышает его его высоту в 2-2.5 раза, то расходные характеристики такого сопла эквиваленты круглому соплу. В ВРД с плоскими соплами целесообразно иметь переходный участок с постоянным законом изменения площади поперечного сечения по длине. При этом потери полного давления составляют не более 1% от давления на входе в сопло. На рис. 26 представлены экспериментальные данные по относительным потерям в звуковых плоских соплах, полученные В.А. Тумановым и Е.А. Калачевым. Эти данные характеризуют, прежде всего, потери в переходных каналах. Видно, что они не превышают 0.5-1%. Темными символами показаны зарубежные данные [7]. Таким образом, при грамотном профилировании сопел потери в переходных каналах минимальные.

Как уже отмечалось выше, в традиционных плоских соплах в сверхзвуковой части велики потери из-за образования довольно интенсивных сопловых скачков уплотнения. Известно также, что плоская струя сама по себе характеризуется большими потерями при расширении, чем осесимметричная струя. Для оценки величины потерь была проведена серия экспериментов [8] с обычным плоским соплом и соплом с центральным телом. Обычное плоское сопло оказалось хуже во всем диапазоне давлений на 1-3%. Сопло с центральным телом хуже на 4-5% за исключением области низких давлений, в которой такое сопло, являясь фактически соплом внешнего расширения, обеспечивает безотрывное течение.

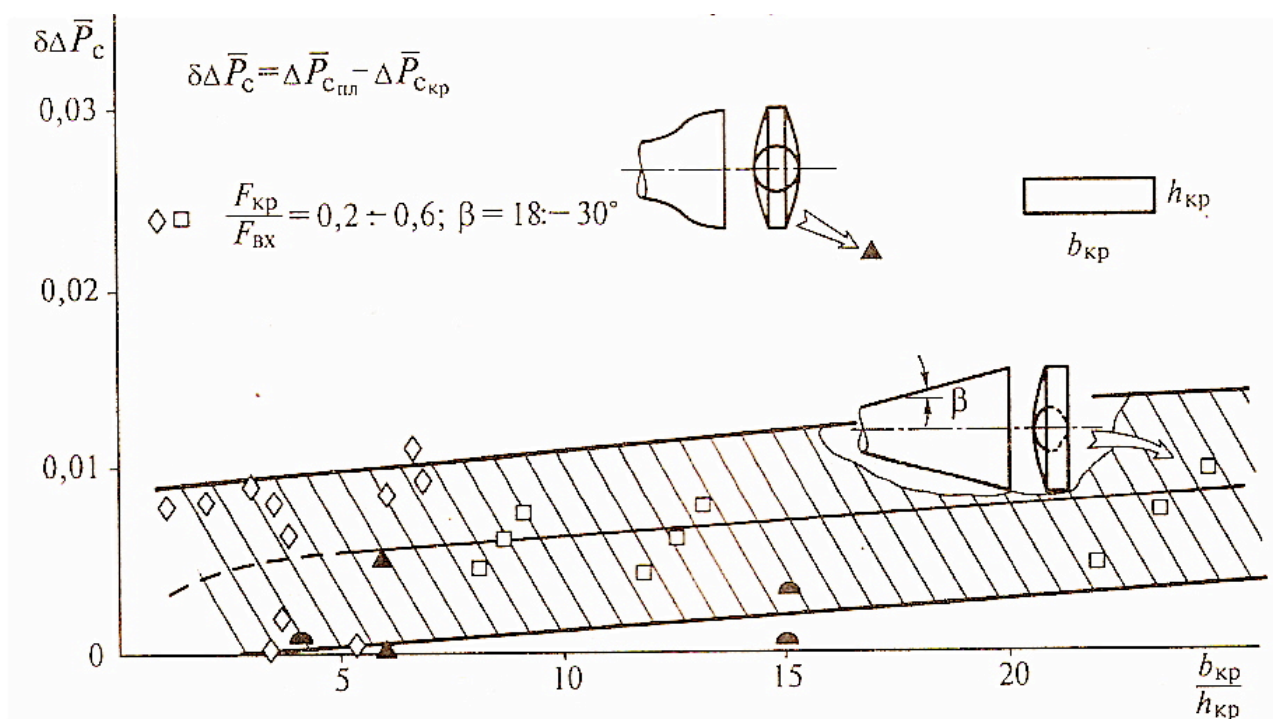


Рис. 26. Относительные потери в переходных каналах от круглого сечения к плоскому.

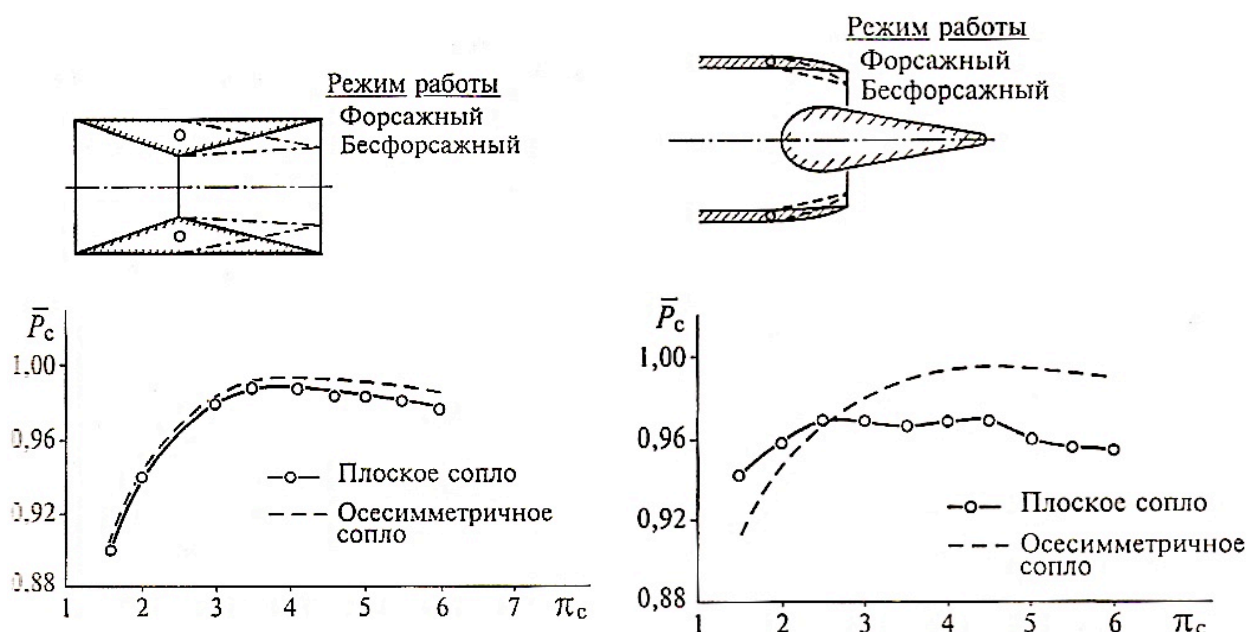


Рис. 27. Зависимость коэффициента тяги от функции давления

Подведем некоторые итоги. Большие потери плоских сопел оказались из области мифов. При аккуратном проектировании они не превышают 5% и могут быть отыграны за счет лучшей интеграции сопла и планера самолета. Плоские сопла полнее реализуют эффекты суперциркуляции, малозаметности, КВП. При этом они, конечно, всегда при прочих равных условиях тяжелее и имеют чуть меньшую тягу.

В печку его, в печку.

В 2003 г. в интернете появились схемы прототипа двигателя 5-ого поколения от завода «Салют» (рис. 28). Они довольно сильно отличались от АЛ-31Ф (рис.29). Двигатель планировалось сделать существенно короче при примерном сохранении массы и радиальных размеров. Сокращение длины в значительной мере приходится на уменьшение количества ступеней компрессора, что уже неоднократно обсуждалось в печати, поэтому здесь мы это рассматривать не будем. Более интересным представляется применение короткой кольцевой двухстенной камеры сгорания и диффузора с внезапным расширением. За счет применения последнего, как видно из сравнения рисунков, длина переходного участка форсажной камеры уменьшена в 4 раза.

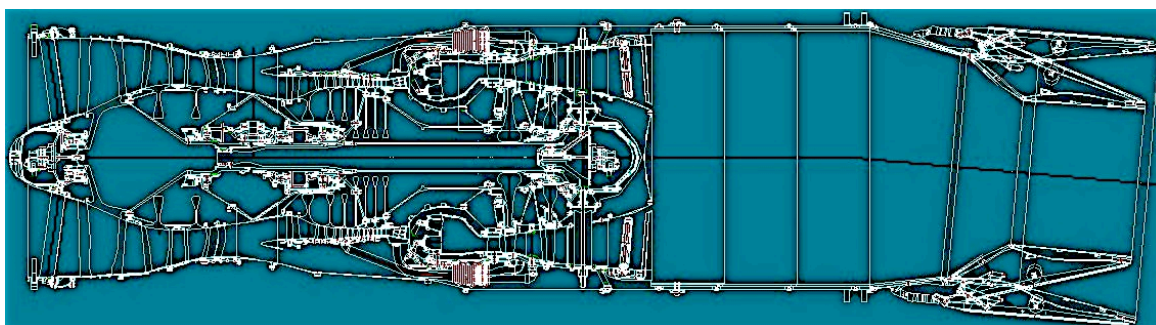


Рис. 28. Схема двигателя 5-ого поколения от завода «Салют». 2003 г.

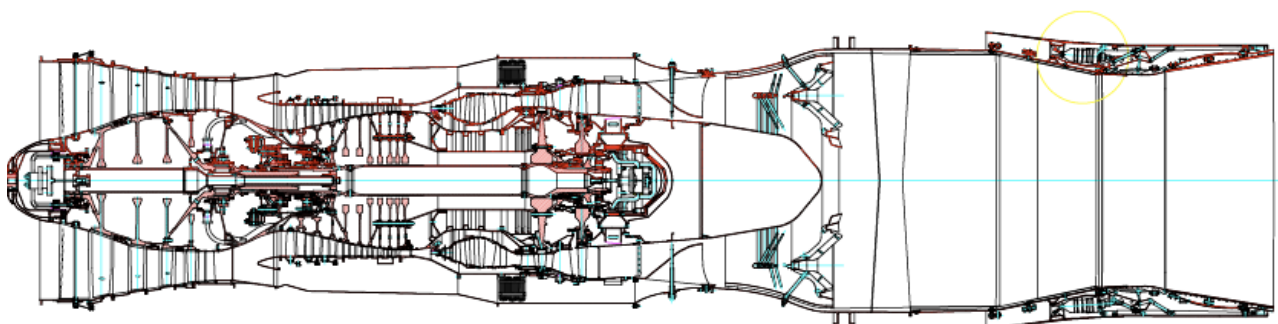


Рис. 29. АЛ-31Ф.

Камера сгорания реактивного двигателя - один из его ключевых элементов. Сгоревшая в ней топливо - воздушная смесь поступает в сопловый аппарат турбины, приводит ее в движение. Турбина, в свою очередь, приводит в движение компрессор, который сжимает воздух, поступающий в камеру сгорания. Компрессор необходим для того, чтобы сгорание происходило при оптимальном давлении. Большинство современных камер сгорания имеют трубчато-кольцевую конструкцию (рис.30), когда в общем кольцевом корпусе заключены жаровые трубы, в которых расположены форсунки. Через форсунки распыляется топливо (на рис. 30 справа). Воздух в кольцевом зазоре (рис.30 слева), обтекающий жаровые трубы снаружи, охлаждает стенки камеры сгорания. На двигателях 4-ого поколения АЛ-31Ф, РД-33, НК-32 применяются кольцевые камеры сгорания. Современные камеры сгорания традиционной конструкции подошли к пределу своего совершенства, как по массо-габаритным показателям, так и по вредным выбросам в атмосферу. Сегодня конструкторы ищут новые решения.



Рис. 30. Подача топливо-воздушной смеси в камеру сгорания.

Один из путей - это короткие кольцевые камеры с двойной стенкой, позволяющие создавать очень компактные конструкции и получать температуру наружной стенки примерно на 150° ниже, чем при обычной схеме. Такая камера применена в двигателе европейского истребителя EF-2000 «Тайфун». Аналогичную разработали совместно специалисты ЦИАМ и завода «Салют». Совершенствование кольцевых камер сгорания пойдет по пути отработки организации процесса смешения топливо-воздушных смесей по принципу встречных струй (рис. 31а), кольцевых потоков, как в упомянутых выше камерах (рис. 31б), а также встречно - кольцевых (рис. 31в), улучшения охлаждения, расширения областей устойчивой работы. Новое поколение камер представляет собой значительно более компактные конструкции (рис. 32, 33).

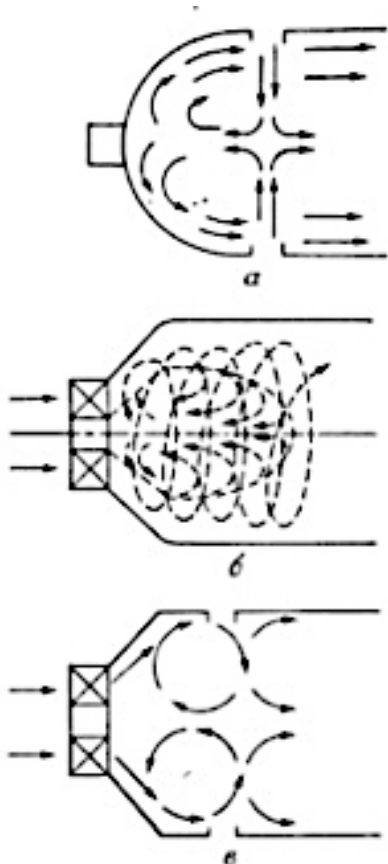


Рис. 31. Схемы организации распыления топливо-воздушной смеси

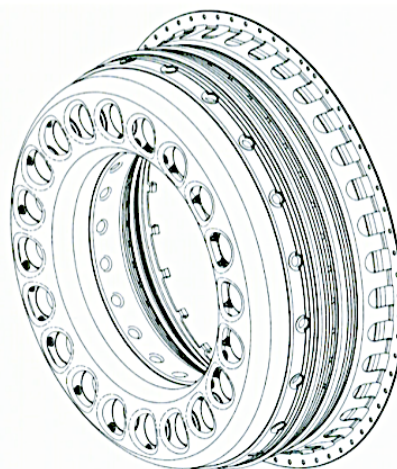


Рис. 32. Камера сгорания ТРДД EJ-2000



Рис. 33. Перспективная камера сгорания завода «Салют»

Лучше ничего, чем что-то.

Если посмотреть на рис. 29, то мы можно заметить, что половину длины двигателя АЛ-31Ф занимает форсажная камера со смесителем, диффузором и сопло. Читали ли Вы что-нибудь об исследовательских программах в этой области? Лопатки турбины из рутения, керамические камеры сгорания, БЛИСК - компрессоры, вентиляторы с широкохордными лопатками и корпусом из высокопрочных композиционных материалов. Все это активно обсуждается в прессе, а вот про устройство форсажных камер и управление соплами - ни слова. Между тем здесь имеется большой резерв совершенствования конструкции двигателя.

Рассмотрим принципиальную схему форсажной камеры, изображенную на рис. 34.

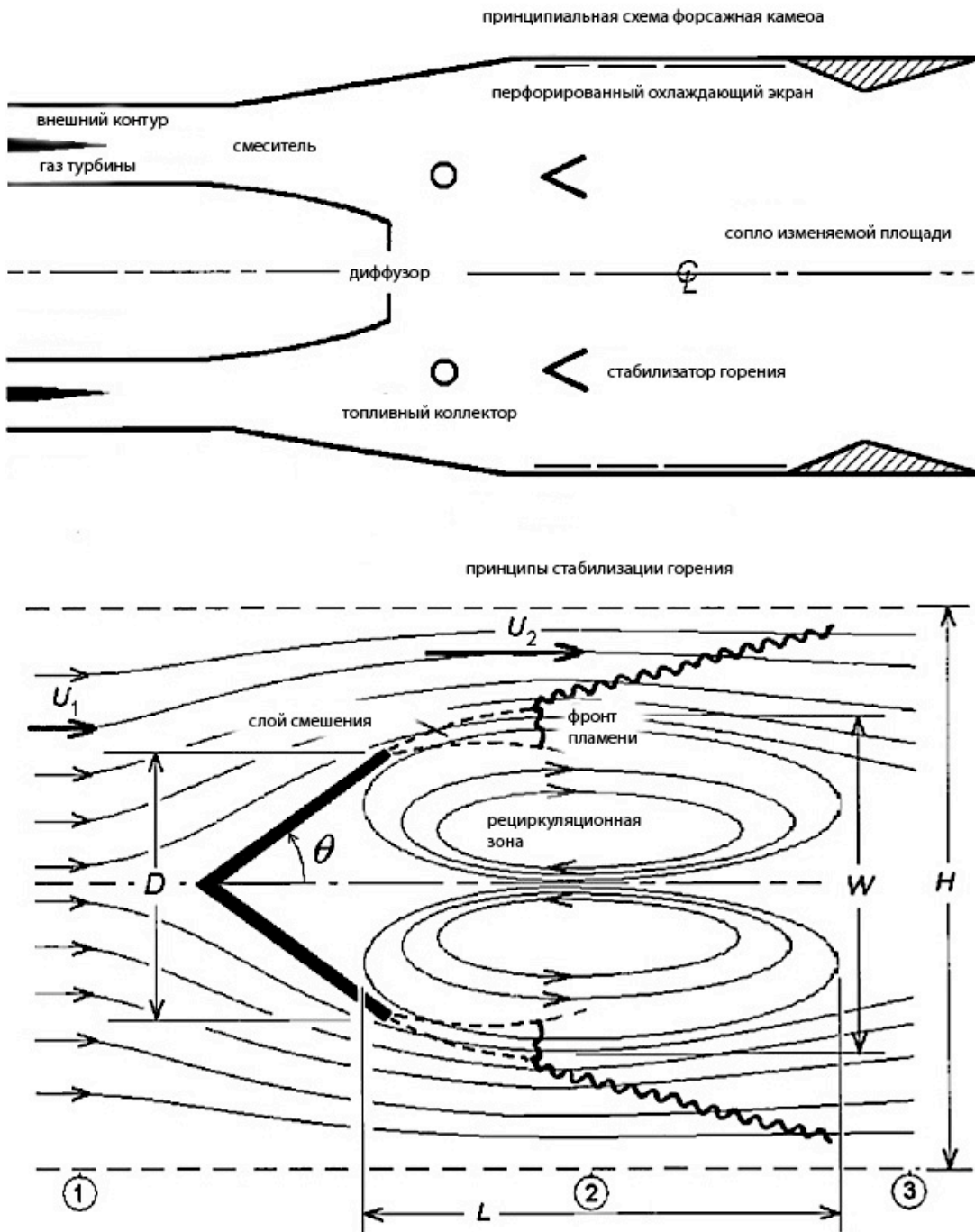


Рис. 34. Принципиальная схема форсажной камеры и фронтного устройства с топливными коллекторами и стабилизаторами горения

Газ из турбины смешивается в смесителе с воздухом, поступающим из наружного контура. За счет торможения в диффузоре скорость потока уменьшается. На форсажном режиме через топливные коллекторы в поток распыляется топливо. Из-за того, что скорость потока выше скорости распространения фронта пламени, для поддержания горения необходимо использовать специальные меры. Для этого применены стабилизаторы горения в виде плохо обтекаемых тел, показанных на нижнем рисунке крупно. За телом образуется рециркуляционная зона, в которую увлекаются частицы топлива, таким образом увеличивается время горения. Если расчетным путем по заданным скоростям потока U_1 верно выбрать параметры D , θ , то установится стационарное течение с постоянным положением фронта пламени и размерами зоны горения $L \times W \times H$. При увеличении скорости набегающего потока фронт пламени смещается вправо, при уменьшении - влево. Если фронт пламени выходит за пределы рециркуляционной зоны, то горение может прекратиться.

Фронтное устройство традиционной конструкции (рис.2) создает значительное сопротивление. Современные истребители являются всережимными и от двигателя требуется эффективная работа в широком диапазоне параметров. Сегодня профилированный диффузор, как у АЛ-31Ф (см. рис.29) уже не представляется оптимальным из-за большой длины и веса. Все-равно на некоторых режимах безотрывное течение обеспечить не удастся (рис.1). На многих двигателях поколения 4+ приняты короткие диффузоры с внезапным расширением (рис. 28). Теория течений с внезапным расширением представляет собой отдельный раздел газовой динамики. Оработка таких диффузоров связана с целым рядом трудностей, например, с низкочастотными колебаниями давления [9]. С другой стороны, их применение перспективно, т.к. имеются некоторые продуктивные идеи. Например, на рис. 35 изображен убираемый лепестковый стабилизатор горения.

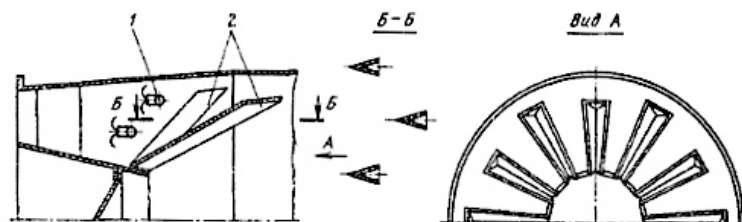


Рис. 35. Убираемый стабилизатор горения

Топливные коллекторы 1 находятся в потоке постоянно, а стабилизаторы горения 2 на бесфорсажных режимах сложены к оси, образуя конус. На форсаже они раскрываются, как показано на рисунке. Поскольку узел поворота стабилизаторов находится в аэродинамической тени, а фронт пламени - существенно ниже по потоку, то нагрузка на узел не очень большая. Во всяком случае, она не больше, чем на узлы управляемого сопла. Создание подобного устройства для истребителя 5-ого поколения весьма актуально, т.к. на форсаж приходится 5-10% режимов полетов. Могут быть рассмотрены и другие перспективные способы организации горения в форсажной камере. На рис. 36. приведена классификация методов стабилизации горения при помощи плохо обтекаемых тел «а-с» и топливо-воздушных смесей «d-e». Струйное управление стабилизацией горения позволит вовсе отказаться от механических устройств в форсажной камере. Проведенные оценочные расчеты показали, что «расчистка завалов» в форсажной камере может дать до 500 кгс тяги в двигателях класса АЛ-31Ф.

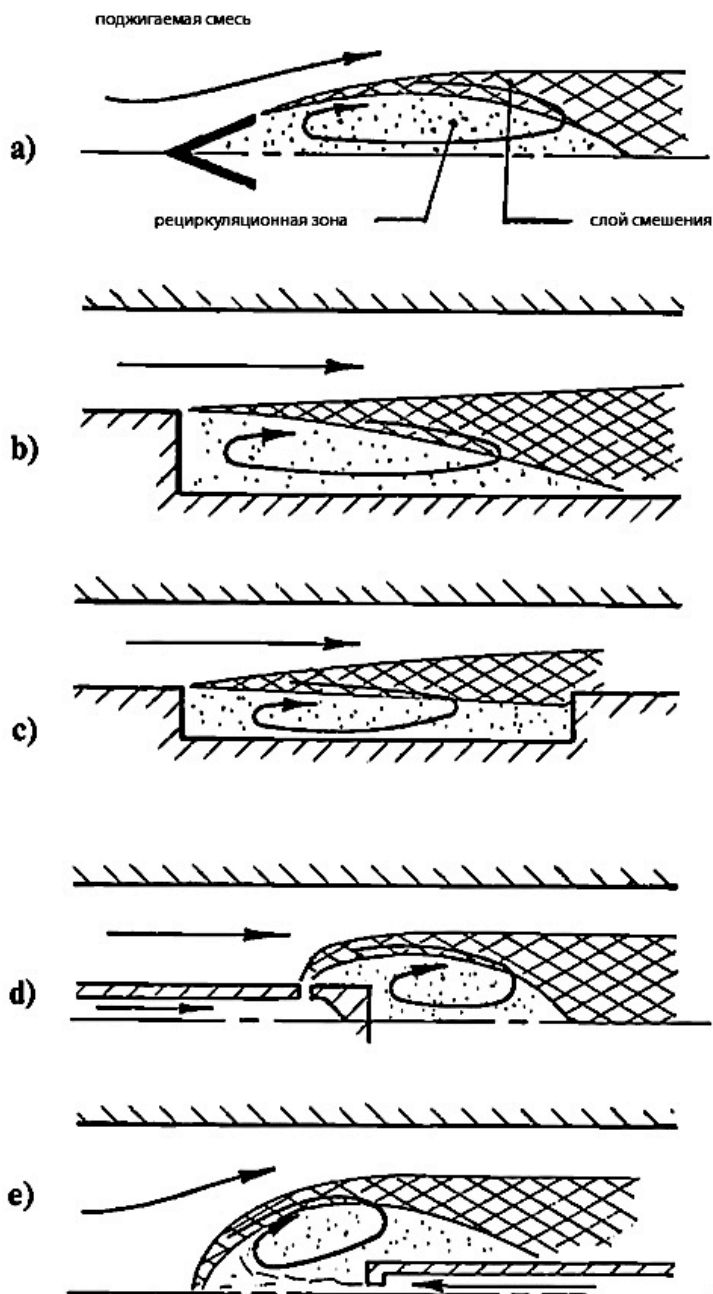


Рис.36. Классификация методов стабилизации фронта пламени

Борис Николаевич, я хочу быть похожим на Вас. Нельзя, потому что я все время меняюсь.

Передача «Куклы».

Какие еще резервы улучшения двигателя может вспомнить пыливый читатель. Конечно, переменная степень двухконтурности.

Все мы знаем, что для полета на сверхзвуковой скорости без форсажа лучше подходит одноконтурный двигатель. При полете на предельную дальность с дозвуковой скоростью лучше двухконтурный двигатель. При полете со сверхзвуковой скоростью на бесфорсажных режимах лучшие характеристики имеет двигатель со степенью двухконтурности около 0,15-0,2. Причем воздух наружного контура, в основном, идет на охлаждение форсажной камеры и сопла. На форсаже показатели ТРД и ТРДД близки.

В Советском Союзе первые шаги в направлении создания двигателей с изменяемым циклом (ДИЦ) были сделаны при разработке моторов АЛ-41Ф (изд.20) и Р-179 («Союз»). На них применены управляемые смесители,

которые в зависимости от режима открывали или закрывали наружный контур. Правда, при испытаниях створки смесителя были заклинены. Первый полноценный (ДИЦ) был продемонстрирован фирмой *General Electric* (рис.37). За счет возможности перепуска воздуха за двумя блоками вентилятора, а также наличия управляемого смесителя степень двухконтурности менялась в пределах 0.2 - 0.6 при стендовых условиях (в зависимости от скорости она и так меняется). Это позволило, при прочих равных условиях, получить топливную экономичность при перегонной дальности на дозвуковой скорости на 8% лучше. ДИЦ пока не получили распространения, т.к. считаются сложными из-за наличия большого количества подвижных деталей. Между тем, уже YF-120 содержал на 25% меньше деталей, чем F110. Прогресс не стоит на месте.

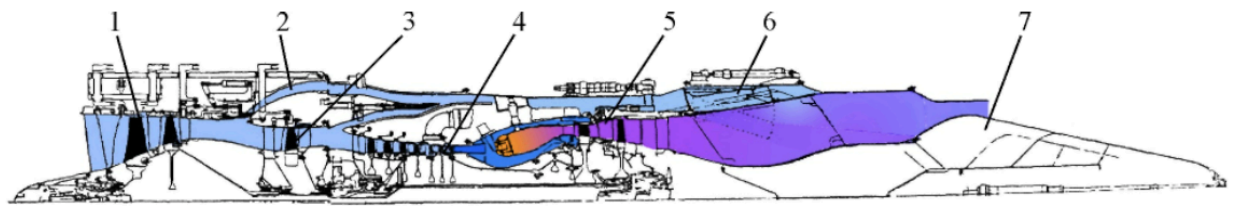


Рис.37. Конструктивная схема двигателя - демонстратора ДИЦ фирмы *General Electric*. 1 - первый блок вентилятора, 2 - перепускной кольцевой канал, 3 - второй блок вентилятора, 4 - газогенератор, 5 - поворотный сопловой аппарат турбины низкого давления, 6 - регулируемый смеситель, 7- регулируемое сопло с центральным телом.

Крылья, лапы... Хвост!!!

В зависимости от режима работы двигателя, числа оборотов турбины необходимо регулировать площадь критического сечения сопла. Соотношение площадей критики и среза сопла определяет геометрическое число Маха сопла и степень расширения газа. В большинстве современных конструкций управление створками дозвуковой и сверхзвуковой части сопел связано между собой. Уменьшение критического сечения вызывает отклонение наружных створок или возникновение уступа между наружными и внутренними створками, если это предусмотрено конструкцией (рис. 38). Последнее сказывается на донном сопротивлении, поэтому в 90-х годах [10] в оборот был введен термин эффективная тяга сопла,

учитывающий взаимодействие конструкции двигателя и планера на различных режимах полета.

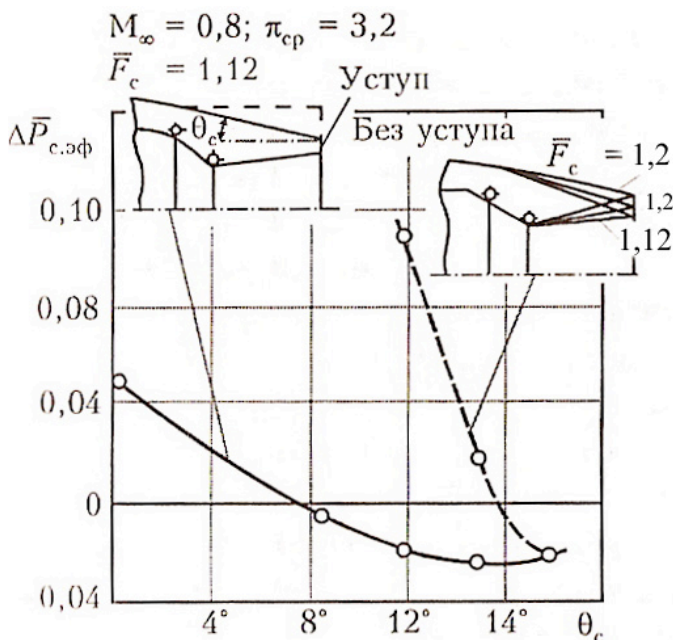


Рис. 38. Зависимость потерь эффективной тяги от угла раскрытия сопла

На рис.38 видно, что сопла с зазором между створками, как у МиГа-29 эффективнее, чем обычные сопла. В область между створками можно подавать охлаждающий воздух и снижать таким образом заметность самолета в инфракрасной области спектра.

Чем больше угол раствора сопла, тем меньше разрежение в хвостовой части самолета, тем выше донное давление и меньше сопротивление. Видно, что разница во внешнем сопротивлении может составлять 10%. С другой стороны, проведенный численный расчет (С.Дувалов, рис. 39) показал, что при максимальном угле раствора сопла и $M=0.8$ потери тяги также

достигают 10%, следовательно, необходимо искать компромисс.

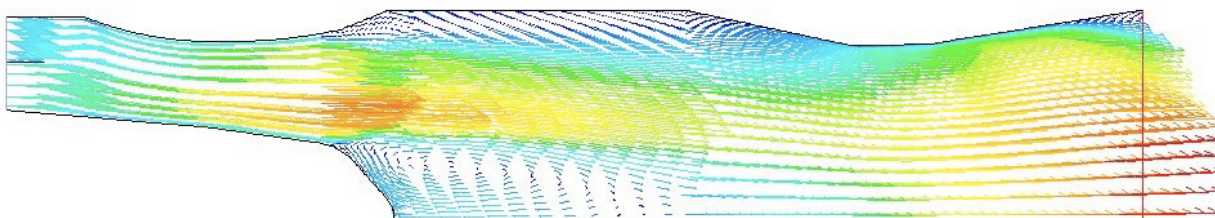
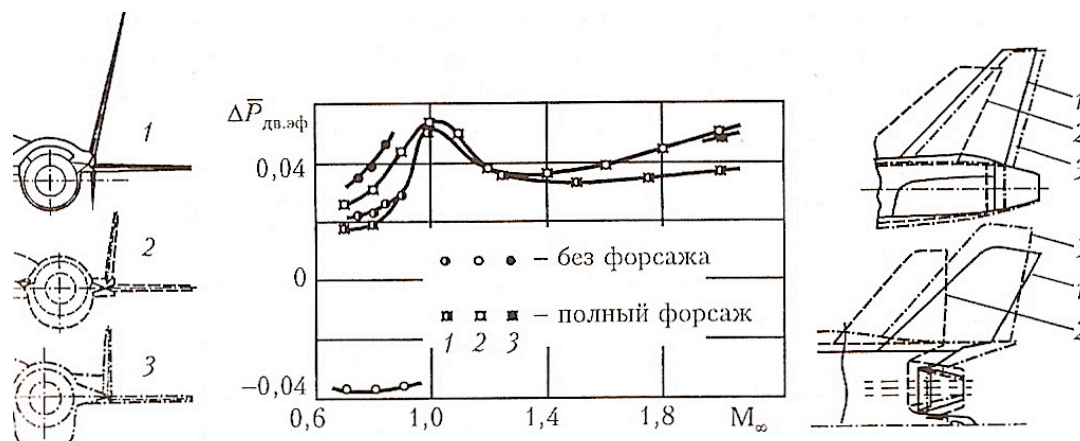


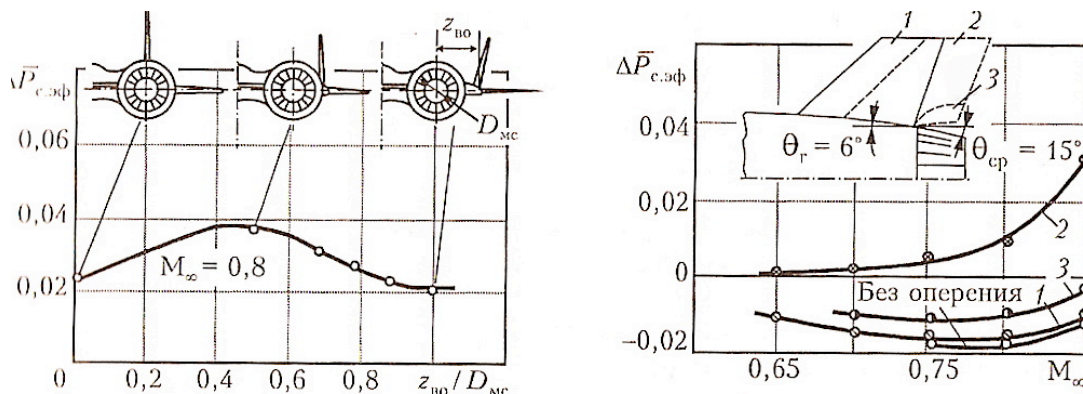
Рис. 39. Картина течения в сопле двигателя АЛ-31Ф на режиме перерасширения.

Реактивная струя интенсивно эжектирует газ в окрестности хвостовой части планера самолета. Наличие струи, ее геометрия вызывает дополнительное сопротивление по сравнению с тем, если бы двигатель был выключен. С другой стороны, если двигатель выключен, в донной области образуется разрежение, которое также создает дополнительное сопротивление. Все это должно учитываться при определении эффективной тяги сопла.

На рис.40 а,б приведены экспериментальные исследования ЦАГИ по оптимальному расположению вертикального оперения на двухдвигательном самолете, формам мотогондол. Исследования показали, что вертикальное оперение, установленное по оси двигателя до створок сопла, практически не оказывает влияния на эффективную тягу. По мере смещения килей в стороны и назад потери растут. Однако после выноса за пределы регулирования створок появляется даже положительная составляющая силы тяги. Лучшей компоновкой оказалась компоновка «2» на рис. 40а.



а)



б)

Рис. 40. Влияние формы «а» мотогондол и вертикального оперения, а также его разнеса «б» на величину потерь эффективной тяги сопла.

Даже беглого взгляда на самолеты поколения 4+, 4++, 4+++ достаточно, чтобы увидеть, с ними пока этим не занимались. Имеется еще одно очень полезное усовершенствование, отработанное на автомобилях формулы 1. Оно известно под названием «юбка» или подвижный, управляемый стекатель. Суть этого устройства состоит в том, что оно автоматически согласует внешнее обтекание с донным течением и выхлопными струями реактивных двигателей. Стекатель может управляться электронной системой, но высшим пилотажем была бы саморегулирующаяся конструкция, когда створки стекателя сами отклоняются под воздействием избыточного давления. На рис.41 показана зависимость добавки эффективной тяги сопла от скорости полета.

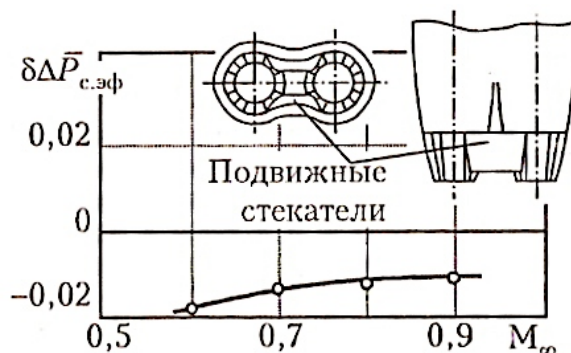


Рис.41. Увеличение эффективной тяги сопла за счет установки управляемого стекателя

Ну и что на дне стакана?

В настоящей статье мы намеренно оставили в стороне такие любимы темы интернет-сообщества как широкохордные лопатки компрессора, БЛИСК, монокристаллические лопатки турбины. Отсылаем читателя к журналу «Двигатель». Следовало бы здесь обсудить цифровую систему управления двигателем FADEC, т.к. она также напрямую влияет на эффективность, но это тема другой статьи, да и FADEC должен быть сегодня у всех. Зададимся вопросом:

Может ли страна позволить себе истребитель по цене авианосца? Если нет, то попытаемся подсчитать, что из неиспользованных резервов увеличения эффективной тяги можно положить в копилку ПАК ФА в ближайшие три - четыре года:

1. Подвижный стекатель - 2%.
2. Оптимизация хвостового оперения - 2%.
3. Программное управление соплом, сопряжение внешних створок сопла и мотогондолы - 5%.
4. Диффузор с внезапным расширением - 1%.
5. Газодинамическое управление форсажной камерой - 5%.
6. Компактная камера сгорания - 2%.

Итого: 17%, если сюда добавить управляемый сопловой аппарат турбины низкого давления, который, в целом, не представляем из себя конструктивных загадок, и управляемый смеситель, то это сразу даст еще 8%. Вполне, достаточно. А там, глядишь и материалы с добавками из рутения поспеют, не без этого.

Следующая статья цикла будет посвящена адаптивному крылу и адаптивной механизации, а также аэродинамике пятого поколения вообще.

Литература

1. <http://www.aviaport.ru/news/2009/03/20/169222.html>
2. О.Д.Артамонов, Н.И. Калекин, Г.А. Лукьянов, В.В. Сахин. Термодинамический анализ и расчет цикла реактивного двигателя. - Л.: Изд-во ЛМИ. 81, 40 с.
3. Термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей на ЭВМ в режиме диалога. Под ред. проф. В.И. Бакулева. - М.: Изд-во МАИ. 1996. - 84 с.
4. А. Луковников, К. Федечкин. Двигатель пятого поколения: как избежать ошибки. Авиапанорама №1-2008, с.24-27.
5. П.В. Булат. О сравнении истребителей четвертого и пятого поколения. Часть I. Сайт www.paralay.com.
6. П.В. Булат. На пути к пятому и шестому поколению. Часть II. Сайт www.paralay.com.
7. Sedwick T.A. Investigation of Non-Symmetric Two-Dimensional Nozzle Installed in Twin-Engine Tactical Aircraft// AIAA Paper №75-1319.1975.
8. Willand C.M., Capone F.J., Konarski M., Stevens H.L. Static Performance of Vectoring/ Reversing Non-Axisymmetric Nozzles//AIAA Paper №77-840.1977.
9. Булат П.В., Засухин О.Н., Усков В.Н. О причине возникновения и механизме поддержания расходных колебаний при истечении сверхзвуковой струи в канал с внезапным расширением. // Тезисы докладов Международного симпозиума по отрывным течениям и струям (IUTAM), Новосибирск, июль 1990
10. A.K.Ivanyushkin, E. V. Pavlyukov. Aerodynamic Problems of Propulsion System Operation safety. Aircraft Flight Safety Conference, Zhukovsky, Russia, 1993.