

О проблеме запуска ракет из отсеков на сверхзвуковой скорости

В настоящей работе кратко рассмотрены проблемы сверхзвукового крейсерского полета и применения ракет “воздух-воздух”, запускаемых из внутренних отсеков. В качестве примера взяты SR-71 и F-22, поскольку автору в годы обучения в аспирантуре пришлось изучать их аэродинамику, а также именно по этим двум летательным аппаратам (ЛА) завязалось обсуждение на форуме сайта. В первой части рассмотрены основные сведения о сверхзвуковом полете и проблемах SR-71.

Краткие сведения о сверхзвуковом полете

Полет на сверхзвуковой скорости сопровождается образованием ударных волн (нестационарных) и скачков уплотнений (стационарных), которые вместе называются **газодинамическими разрывами** (ГДР). Возможность образования ГДР следует из свойств уравнений Эйлера, описывающих течение сжимаемого идеального (невязкого) газа и допускающих разрывные решения. Во многих практически важных случаях все поле течения можно разделить на области, в которых вязкостью можно пренебречь, и участки течения, в которых вязкость играет существенную роль. Последние называют слоями смешения и пограничными слоями.

В изучении ГДР и слоев смешения важная роль принадлежит советским ученым. Впервые, полную теорию интерференции стационарных ГДР предложил в 1980 г. В.Н. Усков, ныне профессор БГТУ “Военмех”, им. Устинова [1]. Выведенные из законов сохранения энергии и импульса до ГДР и сразу за ним соотношения позволили составить исчерпывающий список возможных конфигураций ударных волн, волн разрежения и тангенциальных разрывов, но ничего не говорили об их структурной устойчивости и возможных перестройках ударно-волновых структур (УВС). Эту задачу решили советские математики И.А. Богаевский [2], С.Н. Гурбатов, А.И. Саичев [3]. Таким образом, трудами советских и российских ученых к середине 90-х годов была составлена исчерпывающая картина возможных УВС, областей их устойчивого и неустойчивого существования, допустимых трансформаций и перестроек систем ГДР.

Сверхзвуковые скорости принято разделять на несколько диапазонов. Если $M < 1.2$, то говорят о трансзвуковом полете. На этих скоростях скачки уплотнения (СУ), как правило, отошедшие, т.е. не присоединены к кромкам обтекаемого тела, а скорости за ними дозвуковые. Трансзвуковой полет характеризуется наибольшим значением волнового сопротивления. Второе характерное число $M_T = 1.483$ для воздуха ограничивает снизу область существования тройных УВС, которые содержат так называемую “ножку Маха”. В этом случае говорят о нерегулярном отражении (взаимодействии) скачков уплотнения (рис.1).

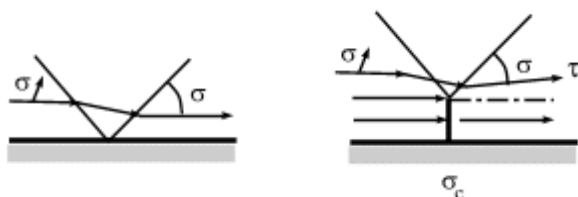


Рис. 1. Регулярное (слева) и нерегулярное отражение скачка от стенки

Течение за ножкой Маха дозвуковое. За тройной точкой образуется слой смешения. Последнее характерное число $M=2.203$ для воздуха. При больших скоростях все перестройки УВС, связанные с тройными точками, происходят плавно без нестационарных процессов.

Таким образом, для крейсерской скорости лучше всего подходят диапазоны $1,2 < M < 1.483$ и $M > 2.203$.

О сбросе бомб и пуске ракет на сверхзвуке

Задача сброса бомбы сравнительно простая, т.к. бомба отстает от носителя и ударные волны не попадают в отсек вооружений и воздухозаборники. Картина обтекания приведена на рис.2

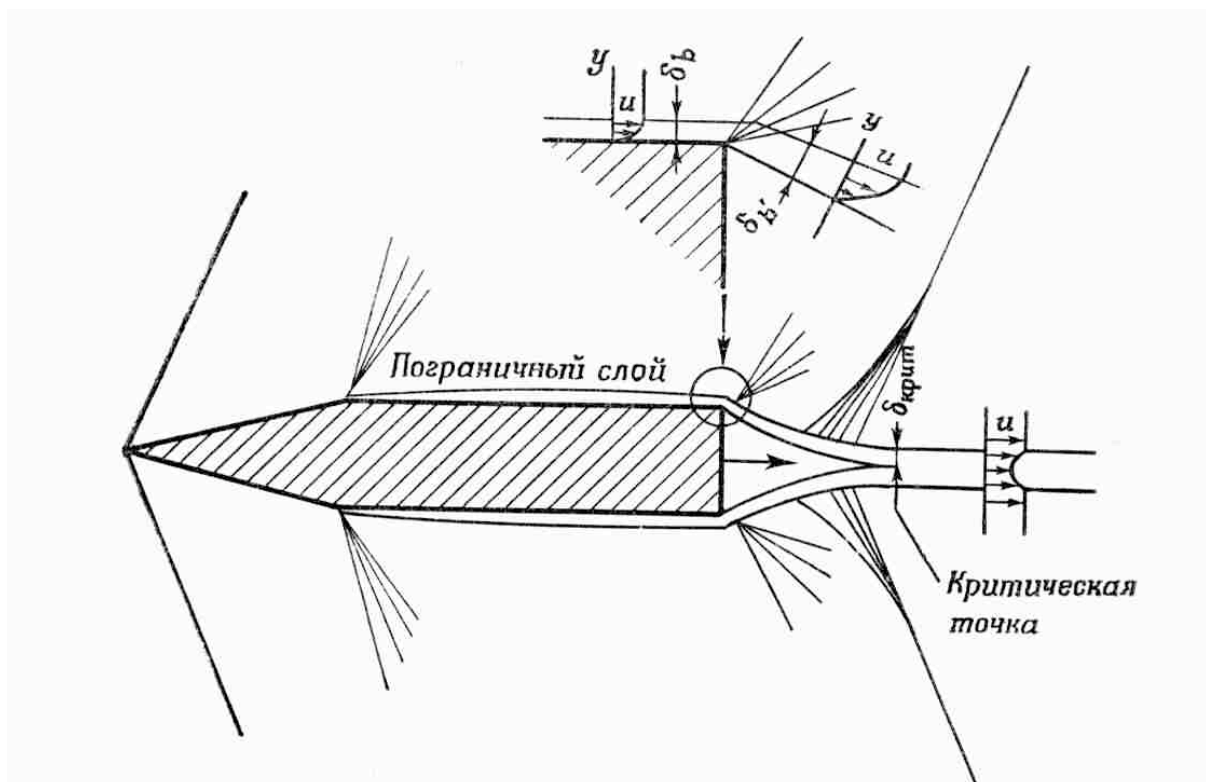


Рис 2. Обтекание тела вращения сверхзвуковым потоком.

Ракета же неизбежно должна обогнать самолет - носитель и, следовательно, взаимодействия с ударными волнами не избежать. Обтекание донной части ракеты при наличии сверхзвуковой струи ракетного двигателя сложнее случая с бомбой. Оно характеризуется нестационарными процессами и мощным акустическим излучением. На рис. 3 рассмотрены УВС, получающиеся при разной интенсивности вдува в донную область. Сверхзвуковая струя имеет периодическую, так называемую, многоблочную структуру. Взаимодействие скачков уплотнения, отражающихся от оси симметрии, со слоем смешения на границе струи генерирует мощное акустическое поле (рис.4).

Попадание ударной волны в полость отсека вооружений может вызвать колебательные режимы обтекания с большой амплитудой изменения давления в отсеке. Последствия от попадания ударной волны в воздухозаборник двигателя определяются в значительной мере конструкцией воздухозаборника.

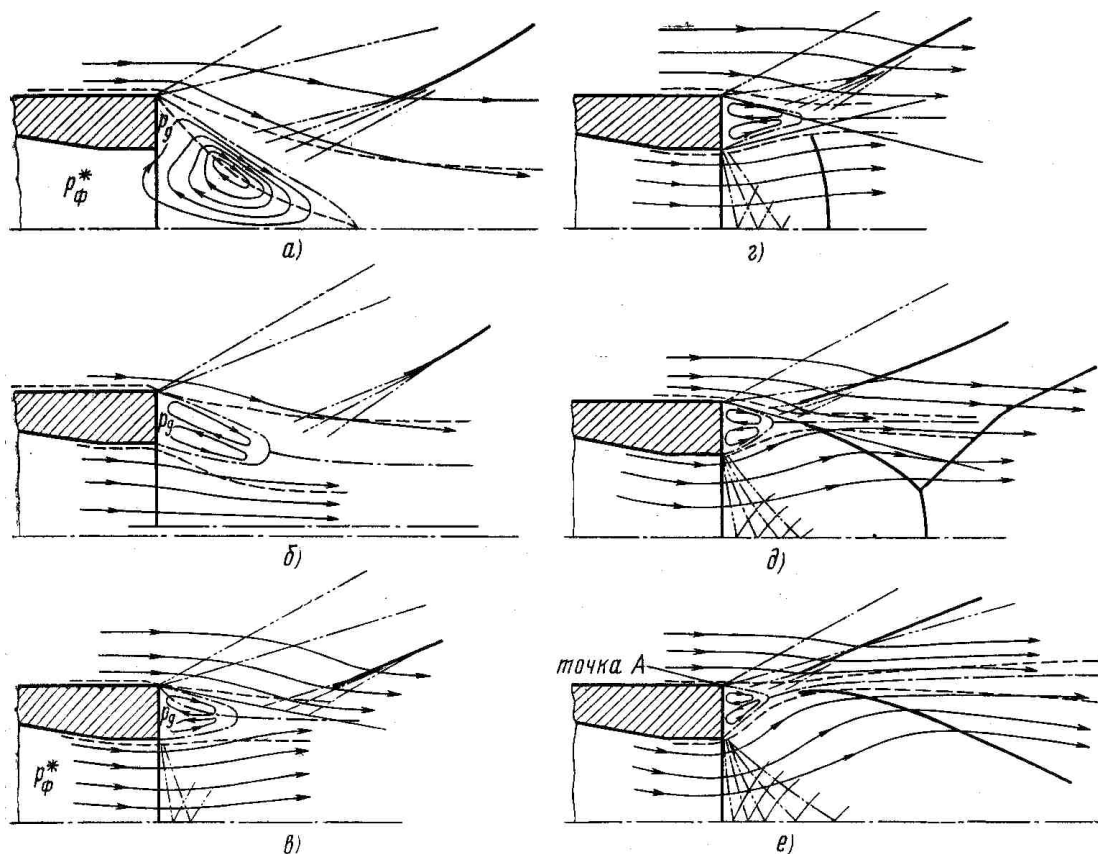


Рис. 3. Обтекание донной части ракеты при разной интенсивности вдува

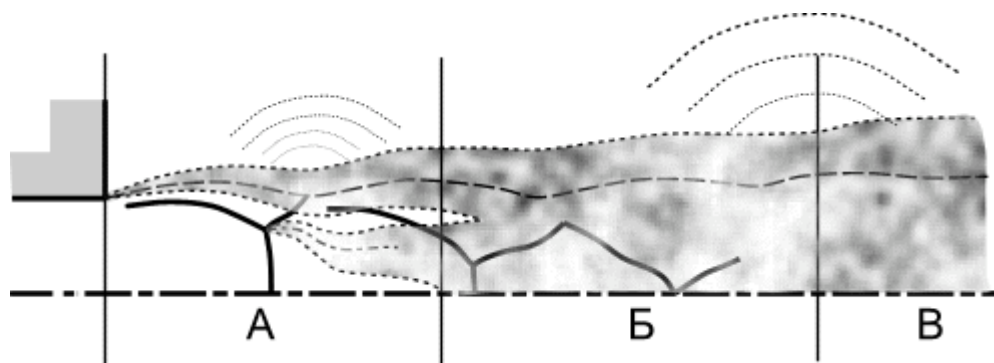


Рис. 4. Характерные участки сверхзвуковой турбулентной струи.
а- начальный участок, б- переходный участок, в –основной участок.

О течениях с внезапным расширением (ТВР)

Такие разные, на первый взгляд, явления, как обтекание донных частей ракет и снарядов, натекание сверхзвуковой струи на плоскую преграду, взаимодействие струи с полостью и выемкой, течение в многосопловых компоновках, в эжекторах, диффузорах газодинамических лазеров имеют схожие режимы и общностью математического аппарата объединяются в широкий класс течений с внезапным расширением. Одним из интересных приложений ТВР является эжекторное сопло. Первые работы по эжекторам были написаны через несколько лет после трудов Корста и Чепмена [4], посвященных проблемам донного давления. Фундаментальной постановочной работой стала статья Чау и Эдди [5], написанная в 1964 г, в которой рассмотрены основные режимы проточного эжектора и эжектора с герметизированной донной областью

Параллельно работы по сверхзвуковым эжекторам и эжекторным соплам велись в Советском Союзе. В 1960 г. они вылились в создание экспериментального самолета Е-152, предназначенного для изучения полетов со скоростями порядка 3000 км/ч (рис.5). На фото хорошо виден кольцевой зазор эжекторного сопла.

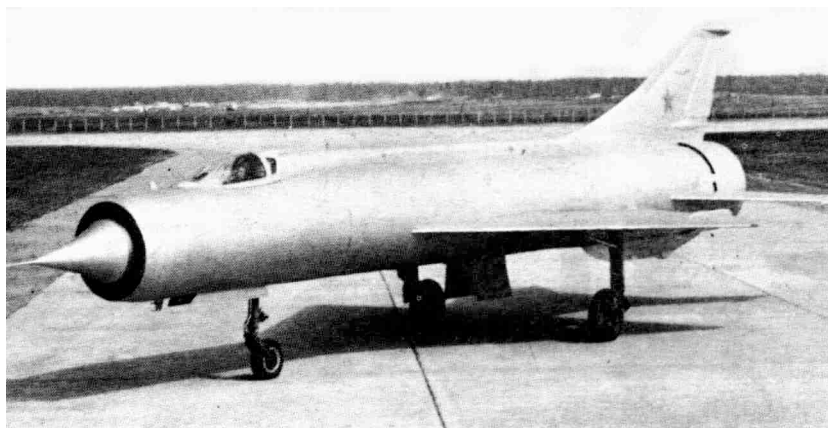


Рис.5. Экспериментальный самолет Е-152 с эжекторным соплом

Большинство сверхзвуковых самолетов имеют управляемые сопла с небольшой закритической частью. Геометрическое число Маха при предельном раскрытии створок обычно не превышает 1.2. Следовательно, при больших скоростях полета потери тяги велики. Это не позволяет поддерживать сверхзвуковую скорость в течение длительного времени, поэтому большинство военных самолетов, по существу, являются дозвуковыми, лишь кратковременно выходя на сверхзвук.

Проблема регулирования тяги и степени расширения газа внутри сопла решается путем установки в районе среза сопла цилиндрического профилированного насадка. Этот насадок называется эжектором сопла. Схема эжекторного сопла изображена на рис. 6. Выхлопная струя двигателя, эжектирует газ окружающей среды через кольцевой зазор. В результате, суммарный импульс двигателя увеличивается. Поскольку выхлопная струя недорасширенная, она за срезом сопла разворачивается на угол больший угла полураствора сопла. Дополнительное разрежение, возникающее в результате вязко-невязкого взаимодействия, также разворачивает поток от оси. Ниже по течению граница струи прилипает к профилированным стенкам эжектора, минимальный диаметр которого больше выходного сечения сопла, и расширяется внутри него.

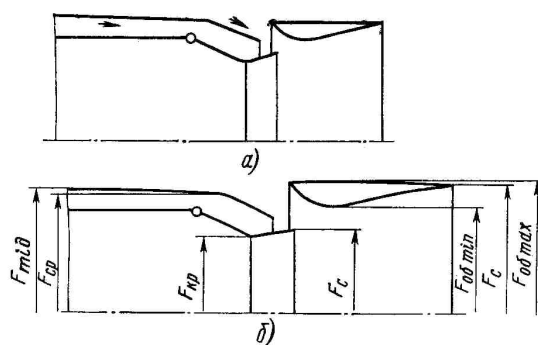


Рис. 6. Эжекторное сопло.

Как правило, эжекторное сопло регулируется следующим образом. Отношение площади выхлопного сечения сопла к площади его критического сечения $F_c/F_{кр}$ изменяется уменьшением и увеличением площади критики. Эжектор имеет фиксированное отношение площадей $F_c/F_{Обmin}$. Изменяя площадь кольцевого зазора, и перемещая эжектор вдоль оси двигателя, можно добиться регулирования тяги в очень большом диапазоне высот и скоростей полета.

О комбинированном турбо-прямоточном двигателе

С середины 50-х годов во всем мире изучалась проблема полета со сверхзвуковой крейсерской скоростью. Начиная со скоростей больших 2000 км/ч, в качестве силовой установки летательного аппарата вполне может применяться прямоточный воздушно реактивный двигатель (ПВРД), который не имеет турбины и компрессора. Сжатие воздуха в таком двигателе происходит в воздухозаборнике. При полете со скоростью больше 3400-3600 км/ч ПВРД превосходит по экономичности обычный ТРД. Недостатком прямоточного двигателя является то, что он может работать только при сверхзвуковых скоростях, а запускать его приходится в полете, поэтому его совмещают с другими силовыми установками.

На рис. 7. представлена схема экспериментального французского истребителя Гриффон, построенного в конце 50-х годов. Сверху показан самолет Гриффон I, оснащенный обычным двухконтурным двигателем, снизу – Гриффон II с комбинированным турбопрямоточным двигателем, предназначенный для получения сверхзвуковой крейсерской скорости. Идея состояла в том, что самолет поднимался на большую высоту с помощью сравнительно маломощного ТРД. При этом двигатель работал на режиме близком к внутреннему течению с внезапным расширением. Затем самолет начинал пикировать и в процессе набора скорости запускался контур ПВРД. По мере роста скорости расход газа через наружный контур увеличивался и при достижении $M=2$ ТРД останавливался. В результате в контуре ПВРД реализовалось внешнее течение с внезапным расширением. Сложность комбинированной силовой установки, которая видна даже на рисунке, не позволила быстро закончить испытания этого самолета. В 60-х годах возобладали взгляды на облик истребителя с упором на маневренность и хорошие разгонные характеристики. Схема Гриффона в новую концепцию не вписывалась. Идеи комбинированного турбопрямоточного двигателя на качественно ином уровне были реализованы в 70-е годы при создании американского стратегического разведчика SR-71.

В завершение обзора технических приложений течений с внезапным расширением следует упомянуть случай многосопловых ракетных двигателей ракетносителей. Как видно на рис.8 сильное разрежение, возникающее внутри межсоплового пространства ракеты, приводит к отклонению струй к оси симметрии. Этот случай нельзя отнести ни к внутренним течениям с внезапным расширением, ни к внешним. Действительно, при сверхзвуковой скорости полета летательного аппарата, струи, истекающие из соплового блока, взаимодействуют с газом окружающей среды. С другой стороны они эжектируют газ из межсоплового пространства. Кроме того, существует потоки, перетекающие из внешнего присоплового пространства через зазоры между соплами во внутренний объем.

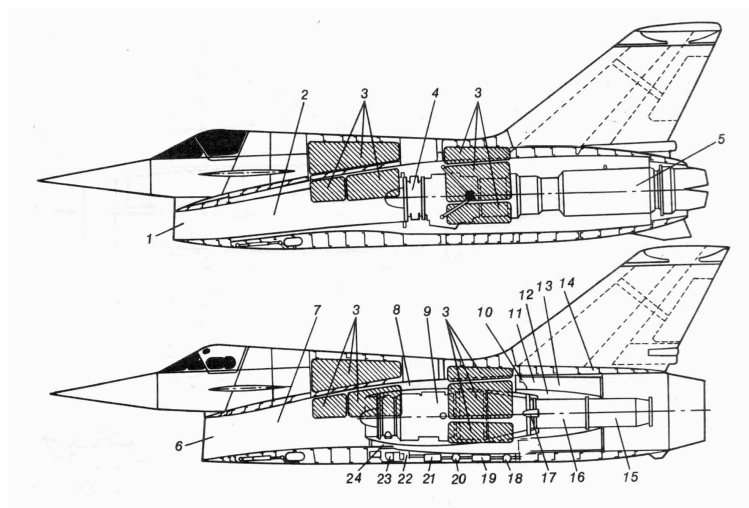


Рис. 7. Экспериментальный самолет Гриффон.

1-воздухозаборник, 2-воздуховод, 3-топливные баки, 4-турбореактивный двигатель, 5-форсажная камера, 6-регулируемый общий воздухозаборник контура ПВРД и ТРД, 7-регулируемый воздуховод со створками перепуска воздуха, 8-контур ПВРД, 9-турбина, 10-топливные форсунки ПВРД, 11-стабилизатор пламени, 12-камера сгорания контура ТРД, 13-камера сгорания ПВРД, 14-теплоизоляция, 15-длинная труба ТРД, 16-сопло ТРД, 17-форсунки форсажной камеры, 18-топливный клапан ПВРД, 19-регулятор расхода топлива, 20-аварийный клапан, 21-регулятор давления, 22-топливный насос, 23-коробка агрегатов, 24-привод коробки агрегатов.

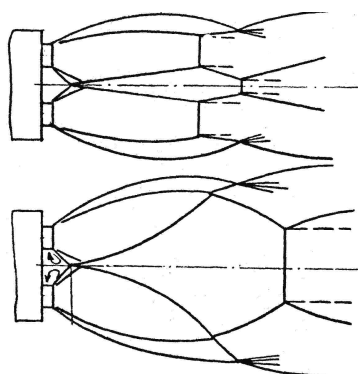


Рис. 8. Схема истечения струи из четырехсоплового блока.

О проблемах сверхзвукового полета на примере SR-71

Самолеты серии А-12/YF-12/SR-71 без всяких сомнений оставили ярчайший след в истории авиации. По степени новизны и количеству примененных ранее не исследованных технических решений они, пожалуй, могут сравниться только с Т-4 ОКБ Сухого. Аэродинамическая схема, ни разу больше не встречавшаяся на серийных самолетах (применялась на экспериментальном Бристоль Т.188), турбопрямоточные двигатели, теоретически (при соответствующем воздухозаборнике) способные разогнать самолет до $M=4$ и даже больше, титановая конструкция, элементы малозаметности, все это и многое другое делают SR-71 выдающимся достижением инженерной мысли. Многолетняя эксплуатация этих самолетов подтвердила правильность и эффективность концепции высотного скоростного разведчика.

В то же время, практика показала, что уже крейсерская скорость $M=2,5$ на высоте 20 км делает разведчик практически неуязвимым для средств ПВО. Именно поэтому при проектировании МиГа-31 отказались от первоначального требования достижения максимальной скорости $M=4$, а решили оставить ее на уровне МиГа-25, т.е. $M=2.8$. Оптимальный выбор параметров скорости и потолка позволил создать на базе единой конструкции МиГа-25 и перехватчик и разведчик-бомбардировщик, которые с успехом применялись на Ближнем Востоке и в ирано-иракской войне. Американцам создать на базе А-12 семейство перехватчиков и бомбардировщиков не удалось. Чтобы понять причины нужно немного углубиться в теорию.

Часто можно слышать, что у SR-71 была плохо согласована работа воздухозаборников и двигателей, что приводило к незапуску и помпажу воздухозаборников. На сайте “Настоящие сверхзвуковые” можно прочитать, что скорость $M=3.73$ для Черной птицы была предельной, т.к. при этом скачок уплотнения достигал компрессора, что приводило к помпажу двигателя. Очевидно, существует определенная путаница в понятиях, поэтому прежде, чем рассказать о проблемах SR-71, необходимо дать определение основным явлениям.

Воздухозаборники бывают внешнего, внутреннего и комбинированного сжатия. На SR-71 применен воздухозаборник комбинированного сжатия (рис.9), когда часть скачков сжатия располагается внутри канала, воздухозаборника, а часть снаружи.

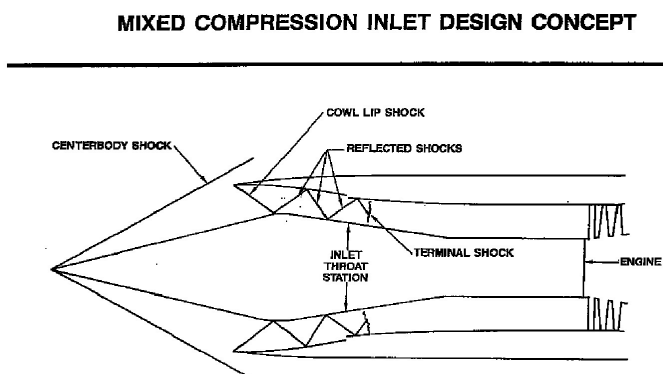


Рис. 9. Воздухозаборник SR-71. (Предоставлено Flateric)

Различают работу воздухозаборника на докритическом (замыкающий прямой скачок уплотнения располагается перед критическим сечением канала) и закритическом режиме (прямой скачок располагается за критическим сечением канала).

Неустойчивая работа воздухозаборника на докритическом режиме при дросселировании двигателя (увеличении противодавления) носит название “помпаж”. Схема течения на режиме помпажа представлена на рис. 10.

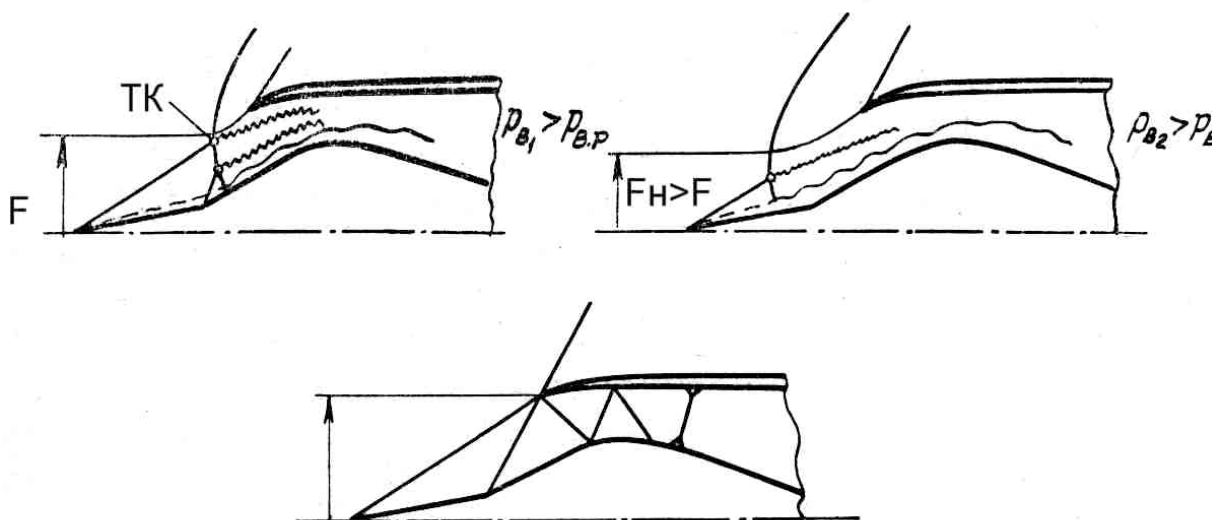


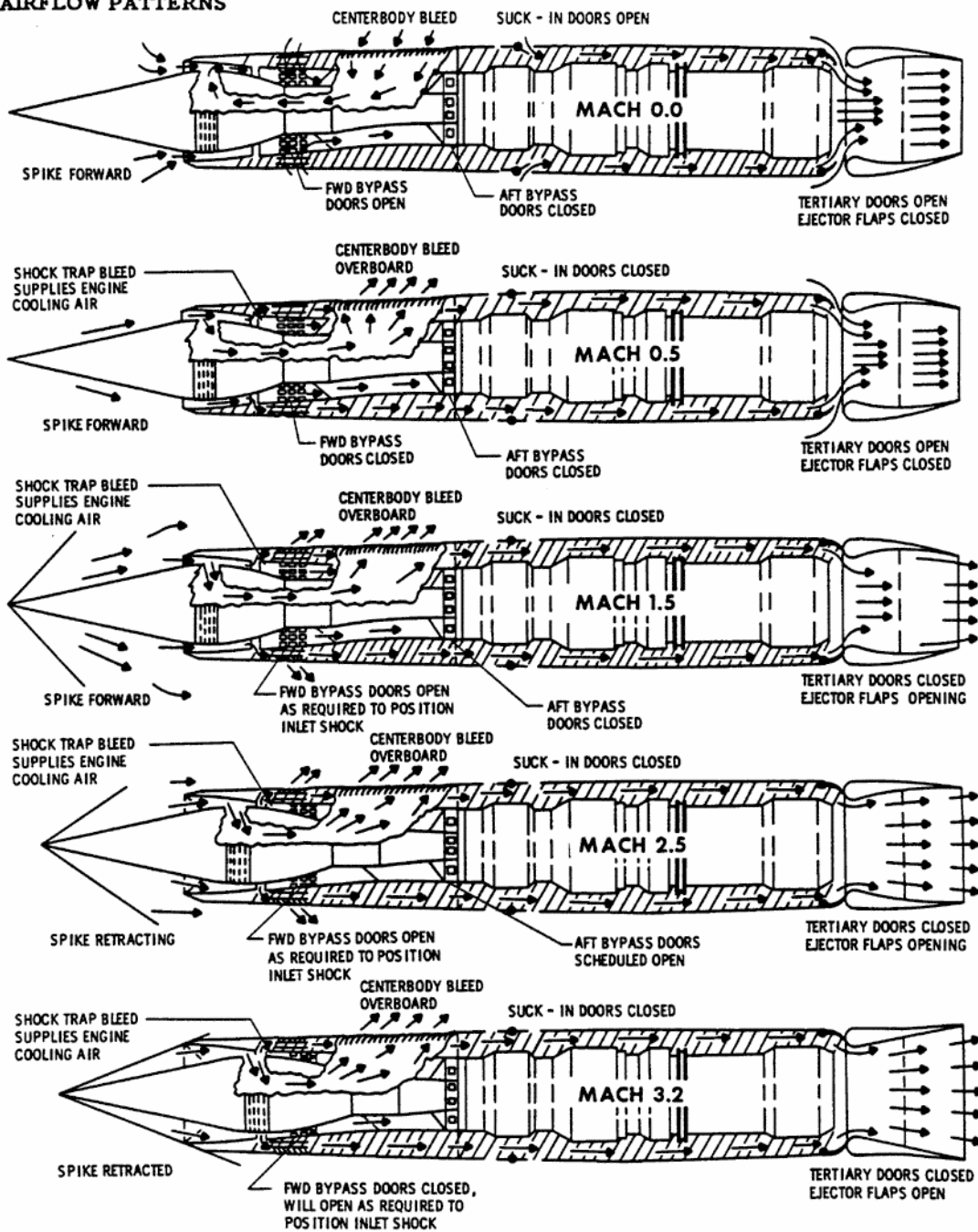
Рис. 10. Помпаж воздухозаборника.

а) схема течения вблизи границы помпажа, б) схема течения с выбитой системой скачков, в) схема течения с “проглоченной” системой скачков.

При строго определенных условиях, которые для каждого устройства свои, выбитая ударная волна (рис. 10б) начинает быстро перемещаться вверх по течению. При этом параметры воздухозаборника непрерывно меняются. УВС разрушается и замыкающий скачок уплотнения проскакивает в дозвуковую часть диффузора. Устанавливается расчетная система скачков уплотнения (рис.10в). Однако, такое положение замыкающего скачка уплотнения является неустойчивым, т.к. противодействие оказывается ниже рабочего. Замыкающий скачок перемещается вперед по потоку. Возникают апериодические колебания с частотой в несколько герц. Поскольку помпаж охватывает весь входной тракт, то он вызывает не только нарушение работы двигателя, но и возникновение неуравновешенной силы действующей на воздухозаборник. Помпаж чаще всего вызывается попаданием в дозвуковую часть диффузора вихревой пелены от поверхности тангенциального разрыва, распространяющейся от точки пересечения скачков уплотнения. Таким образом, попадание в воздухозаборник ударной волны от ракеты может привести к его помпажу.

Совсем другие причины у явления, получившего название “незапуск” воздухозаборника. На рис. 11 видно, что по мере увеличения скорости полета конус воздухозаборника SR-71 втягивают внутрь. При расчетном режиме по скорости $M=3.2$ головной косою скачок уплотнения должен сесть на обечайку воздухозаборника (см. нижнюю конфигурацию на рис. 11). Однако, уравнения газовой динамики допускают наличие нескольких решений, т.е. при одной и той же скорости могут существовать различные УВС. Если реализуется УВС с отошедшей ударной волной (рис.12), то это называется “незапуском” воздухозаборника. Тяга двигателя при этом существенно падает из-за больших потерь полного давления.

AIRFLOW PATTERNS



F203-12:41

Figure 1-21

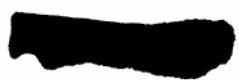


Рис.11. Конфигурация силовой установки SR-71 на разных скоростях (предоставлено Flateric)

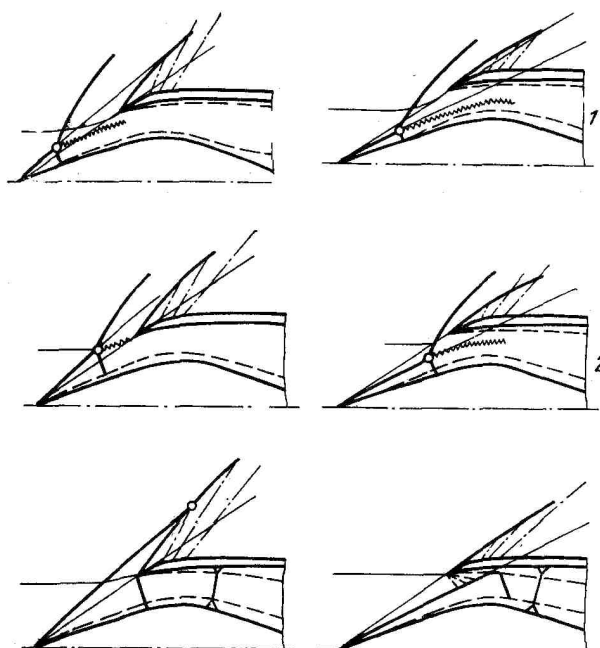


Рис. 12. Нерасчетные режимы работы воздухозаборника

Воздухозаборники с внешним сжатием обладают свойством автозапуска, т.е. при возникновении нерасчетного режима работы УВС разрушается и автоматически устанавливается расчетный режим. При незапуске устройства внутреннего или комбинированного (смешанного) сжатия, повторный запуск нужно производить вручную. На SR-71 это достигается выдвиганием конуса вперед и последующее его перемещение в расчетное положение.

Так что же происходит в воздухозаборнике SR-71 при $M=3.73$. Конфигурация скачков изображения на рис. 12 (справа в нижнем ряду). Головной косой скачок проникает внутрь воздухозаборника. При этом на обечайке образуется центрированная волна разрежения, внутри которой зарождается висячий скачок уплотнения. Это скачок пересекается с отраженным скачком внутри воздухозаборника с образованием УВС так называемых “догоняющих” скачков уплотнения. Серию догоняющих скачков с определенной долей приближенности можно смоделировать центрированной волной сжатия. Для таких волн автором было определено характерное число $M_w=3.487$, при котором в центре волны сжатия стационарное решение отсутствует. Точно так же и для догоняющих скачков имеются области существования стационарных решений. Их отысканием в 80-е годы занимался С.Л. Старых (между прочим однокашник космонавта С.Крикалева). Для конфигурации воздухозаборника SR-71 такое число $M=3.751$. Таким образом, причиной возникновения нестационарного течения является не помпаж, а отсутствие стационарного решения уравнений газовой динамики. Для исключения подобного явления нужно было сделать регулируемой обечайку воздухозаборника.

На этом описание работы воздухозаборника можно закончить. Перейдем теперь к процессам, происходящим в наружном контуре силовой установки.

Турбопрямоточный двигатель как эжектор с проточной областью

Схема силовой установки SR-71 изображена на рис.13.

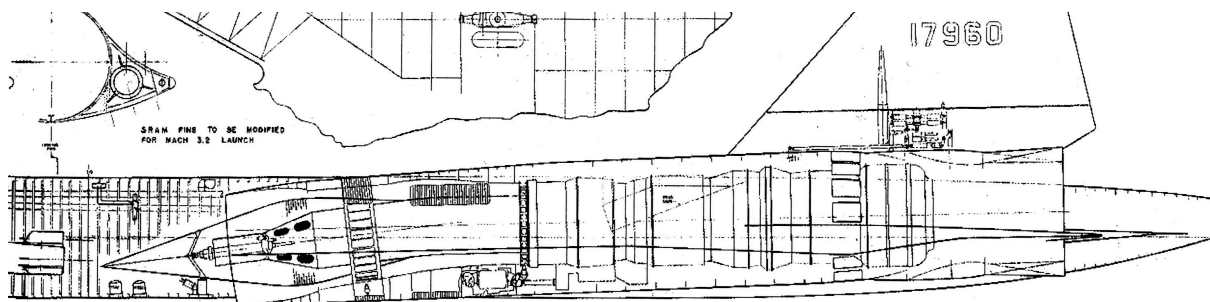


Рис. 13. Внешний контур и сопло двигателя SR-71 (предоставлено Flateric)

С точки зрения газовой динамики мы имеем дело с типичным случаем ТВР - истечение недорасширенной струи двигателя в канал с проточной донной областью. Это и другие подобные им виды течения объединяет одна проблема – донное давление.

При заданной геометрии сопла и канала течение полностью определяется множествами газодинамических переменных F_0 параметров торможения рабочего газа, истекающего из сопла, и F_n – газа, заполняющего канал до истечения струи.

Процесс истечения сверхзвуковой струи в канал с внезапным расширением сопровождается широким спектром газодинамических явлений. Среди них наиболее интересными представляются нестационарные процессы, в том числе, автоколебательные режимы течения, которые реализуются в строго определенных диапазонах изменения определяющих это течение факторов. Изучение особенностей таких течений и умение создавать или избегать их позволяет использовать данную задачу для создания устройств глушения звука или наоборот – акустических генераторов. В приложении к летательным аппаратам конечно же необходимо избегать нестационарных режимов.

Первые экспериментальные работы по проблеме определения донного давления появились в середине 50-х годов. В работах Баланина Б.А. [6,7,8] проведена классификация основных режимов, исследовано влияние длины канала на P_d и условия запуска канала. В трудах Андерсона и Вильямса [9], Мартина и Бейкера [10], Юнговски [11] изучались фазы формирования потока в канале и был установлен типичный график $P_d(P_0)$ (Рис.14). Детально изучена зависимость относительного донного давления $P_d=P_d/P_n$ от геометрических параметров сопла, канала, и безразмерных параметров торможения рабочего газа в ресивере.

Как видно на рис.14. на графиках можно выделить три характерных участка, разделенных двумя точками, в которых происходит излом кривой, образующей зависимость $P_d(P_0)$. Нисходящие ветви графиков расслаиваются в зависимости от длины канала $L_{тр}$. Чем длиннее канал, тем ниже располагается график. Важное значение имеет соотношение размеров канала и первой бочки струи в момент касания струи стенок. Если длина трубы такова (L_u), что в момент касания среза канала турбулентным участком диаметр первой бочки струи близок к диаметру канала, то второй участок графиков отсутствует, а сами графики имеют характерный разрыв (кривая 1 на левом графике, кривая 3 на правом графике). Остальные кривые соответствуют каналам большей длины ($L_{тр} > L_u$).

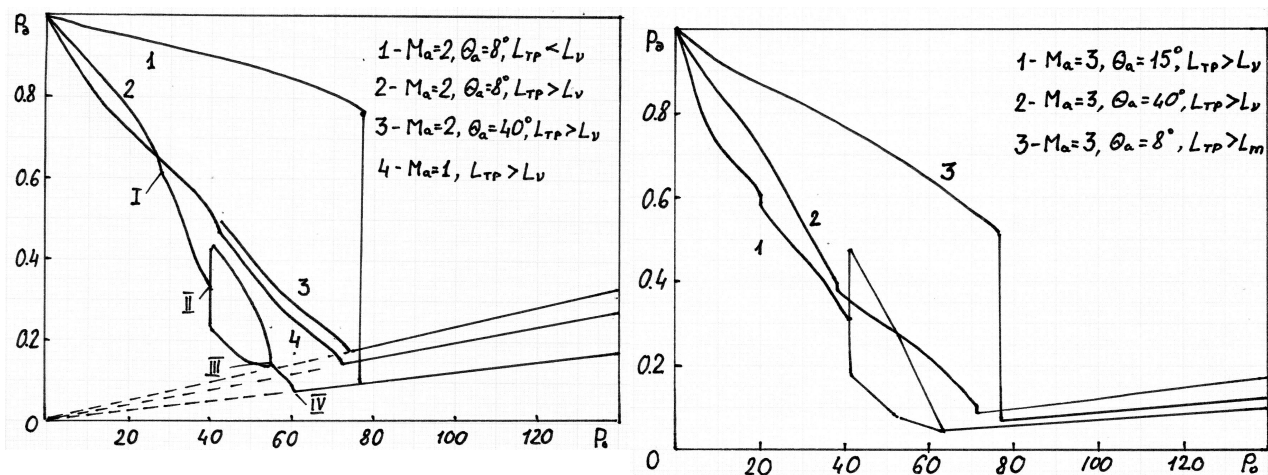


Рис. 14. Типичный график P_0 по мере повышения полного давления.

Восходящей ветви графика соответствуют автомодельные (т.е. независимые от внешних условий) режимы работы силовой установки, которые являются расчетными. Нисходящие ветви графика соответствуют нерасчетным режимам, при которых струя двигателя отлипает от стенок эжектора. В случае коротких каналов (как у SR-71) переключение с одного режима на другой сопровождается скачком давления в наружном контуре. Если это по каким-то причинам происходит на скорости порядка $M=3$, то наружный контур начинает работать как резонатор, внутри него возникают низкочастотные колебания.

Теперь можно объяснить к каким проблемам приводил пуск ракет с А-12. Сами ракеты Фалкон показали себя прекрасно. Было выполнено 12 пусков из них 8 на перехват и только один закончился неудачно. С высоты полета в 24 км была поражена цель, летевшая на высоте около 200 м. В общем, с точки зрения ракеты и ее системы наведения - полный успех, но что при этом творилось с самолетом.

При попадании СУ в воздухозаборник по наружному контуру силовой установки начинала распространяться бегущая ударная волна. В донной области она вызывала мгновенное уменьшение нерасчетности реактивной струи двигателя и ее отлипание от стенок эжектора. Это сопровождалось, как минимум, мгновенным падением тяги на 40%. Образовавшаяся открытая донная область эжектора обладает значительно большей эжекционной способностью, в результате происходило уменьшение дросселирования воздухозаборника, проскакивание замыкающего скачка уплотнения в дозвуковую часть диффузора и переход воздухозаборника на закритический режим работы. Внешне эти явления проявлялись в сильнейших рывках самолета по углу рыскания, а иногда и остановкой двигателя. В одном из полетов во время пуска ракеты летчик ударился головой с такой силой, что у него треснуло стекло шлема (источник не помню).

В 70-е годы эти явления еще не были изучены. Интересно, что сам по себе наружный контур и эжектор силовой установка SR-71 были тщательно отработаны. На это указывает следующий факт. Если верить приведенному выше чертежу, то получается, что угол полураствора эжектора при максимальной скорости $M=3.5$ - 10 гр., а при крейсерской - 8 гр. Так вот, серийные продувки, проведенные в ЛМИ (Ленинград) и ИТПМ (Новосибирск) показали, что максимальное разрежение в донной области создается именно при 8 гр.

О взаимодействии ракеты с УВС самолета

В завершении следует рассказать об одном забавном явлении, которое сопровождает пуски ракет на сверхзвуковой скорости. При пересечении фронта головной ударной волны самолета вследствие смещения центра давления вперед у ракеты возникает момент на кабрирование, что и выявилось при продувках модели А-12. Таким образом ракета могла попасть в собственный самолет. С этим борются двумя способами: отстрелом ракеты с помощью катапультной пусковой установки за пределы фронта головной ударной волны самолета или приданием при пуске ракете угла тангажа не менее 30 гр.

Во второй части статьи будет рассказано о проблеме обтекания открытых отсеков вооружений сверхзвуковым потоком, пусках ракет и программе F-22.

Список литературы

1. Усков В.Н. и др. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. - Новосибирск: ВО «Наука», 1995. 180 с.
2. Богаевский И.А. Перестройки особенностей функций минимума и бифуркации ударных волн уравнений Бюргерса с исчезающей вязкостью. Алгебра и анализ, 1989, 1 (4), с. 1-16.
3. Гурбатов С.Н., Саичев А.И., Якушин И.Г. Нелинейные волны и одномерная турбулентность в средах без дисперсии. Успехи физ. Наук., 1983, 141 (2), с. 221-255.
4. Корст Г. Теория определения донного давления в околосзвуковом и сверхзвуковом потоках. – В сб. Механика. – М.: Иностранная литература, 1957, №5, с.49-63.
5. Чау, Эдди, Взаимодействие между основным и вторичным потоками сверхзвуковых и эжекторных систем и их рабочие характеристики. РТ и К, 1964, №4, с.91-104.
6. Баланин Б.А. Исследование влияния размера выходного отверстия на режим работы Эйфеля сверхзвуковой аэродинамической трубы. Вестник МГУ, №7, 1965.
7. Баланин Б.А. О распространении сверхзвуковой струи в ограниченном пространстве. Вестник МГУ, №7, 1965.
8. Баланин Б.А. Исследование изменения давления по длине и торцам камеры Эйфеля сверхзвуковой аэродинамической трубы. Вестник МГУ, №7, 1965.
9. Anderson J.S., Williams T.S. Base pressure and noise produced by the abrupt expansion of air in a cylindrical duct. J. Mech. Sci., 1968, vol.10, №3, pp.262-268.
10. Martin B.W., Baker P.J. Experiments on a supersonic parallel diffuser. J. Mech. Sci., 1963, vol., №5, pp.98-113.
11. Jungowski W.M. On the pressure oscillation in sudden enlargement of a duct section. Fluid dynamic. 1964, pp.735-741.
12. Глотов Г.Ф., Мороз Э.К. Исследование осесимметричных течений с внезапным расширением звукового потока. Труды ЦАГИ, вып. 1281., ЦАГИ, М.: 1970, 28 с.