

О проблеме запуска ракет из отсеков на сверхзвуковой скорости.

Часть III. И все-таки он перехватчик.

Рискуя навлечь на себя гнев бывших соотечественников, а теперь фанатов всего лучшего, т.е. американского, а также любителей авиации, для которых характеристики истребителя исчерпываются пятью параметрами (тяговооруженность, удельная нагрузка на крыло, дальность обнаружения цели с ЭПР 3 м², собственная ЭПР из рекламного проспекта под каким-то одним углом к оси самолета, а также дальность пуска ракет средней дальности) попытаемся оценить F-22 с точки зрения сверхзвуковой аэродинамики.

Во второй части статьи, следуя исследованиям ЦАГИ, выполненным в 80-90-е годы, ничего не добавляя от себя лично, мы показали, что Рэптор, конечно существенно превосходит такие истребители 4-ого поколения, как F-15, Мираж-2000, F-16. В ближнем маневренном бою благодаря очень высокой тяговооруженности F-22 скорее всего не будет существенно уступать МиГ-29, Су-27, Рафалю и EF-2000. Однако, мероприятия по снижению ЭПР, а также оптимизация аэродинамики на скорость $M=1,2-1,4$ не позволили создателям Рэптора реализовать полный комплекс мер повышения маневренности на дозвуковых скоростях. Когда - то американцы назвали МиГ-19 торжеством грубой силы над аэродинамикой, имея ввиду тупые кромки воздухозаборника на сверхзвуковом самолете. Сейчас то-же самое можно сказать о Рэпторе. Во всяком случае моделирование показало, что ближние бои "один на один" истребителей поколения 4+ против Рэптора с вероятностью 0,9 лежат в "ничейной зоне". В программе Первого канала "Ударная сила", посвященной Архипу Люльке, Чепкин так высказался о Су-35: "Конечно это не самолет пятого поколения, но он дешевле F-22 раз в десять, а воевать с ним может". Видимо это и есть критерий истины. Нового "Дредноута" из Рэптора не получилось, но это не значит, что получился плохой самолет.

О маневренности, сверхманевренности и сверхзвуковой маневренности

Очень часто в последнее время можно встретит критику концепции сверхманевренности. При этом авторы ссылаются прежде всего на такие маневры, как "КОБРА ПУГАЧОВА" и "ХУК", отмечая недопустимость потери скорости и кинетической энергии в бою. Между тем, под сверхманевренностью понимается отнюдь не динамическое торможение, а нечто совсем другое. Эволюцию изменений взглядов на ведение воздушного боя можно проследить по двум хорошим статьями [1,2].

Итак, самолет как твердое тело перемещается в пространстве с некоторой скоростью и ускорением, которые имеют по три компоненты в связанной с траекторией движения системой координат. Самолет также может изменять свое положение относительно траектории полета, т.е. менять углы крена, атаки и рыскания. Маневренность определяется ускорениями по трем осям и производными по углам атаки, рыскания и крена.

Сверхманевренностью называется способность истребителя выходить на закритические углы атаки, менять ориентацию продольной оси самолета без изменения траектории движения, изменение траектории движения без изменения ориентации оси самолета, что особенно важно при атаках наземных целей. Основным признаком сверхманевренности является нормальный возврат самолета

к докритическим углам атаки и установившимся режимам маневрирования. Определяющим также является абсолютная управляемость самолета на всех режимах. Сверхманевренности в 80-е и 90-е годы были посвящены обширные исследования, а также летные эксперименты.

Зачатки новых элементов воздушного боя были использованы летчиками Королевских ВВС во время конфликта из-за Фолклендских островов. Тогда Харриеры, формально уступая в маневренности Миражам, использовали изменение вектора тяги для уменьшения радиуса разворота, а также ракеты Сайдуиндер, которые могли наводиться на переднюю кромку крыла. Это решило исход воздушных боев в пользу англичан.

Хорошим примером также являются учебные бои между F-14 и F-15. При классическом пилотаже Иглы выиграли все бои, но положение изменилось, когда в групповых боях летчики Томкэтов стали использовать тактику, специально разработанную для их самолетов. Используя маневр “ножницы”, когда один из F-14 увлекал F-15 в форсированный разворот на горизонтальном вираже, а другой резко раскрывал крылья, уменьшая угол стреловидности, пилоты добивались проскакивания противника вперед. Как правило, в таких боях пара на пару, Томкэты сбивали оба Игла. Правда стоило перейти к вертикальным маневрам, как преимущество переходило к F-15.

В настоящее время маневрирование на дозвуковых скоростях осуществляется со скоростями разворота до 30 гр/сек (рис.1), сами радиусы разворота достигают десятков и сотен метров. Истребители могут выполнять все фигуры высшего пилотажа. С приближением к скорости звука из-за проявления сжимаемости воздуха сопротивление возрастает и для маневрирования со скоростями разворота более 20 гр/сек необходима все более и более высокая тяговооруженность. Из-за того, что при $M=0.9$ Рэптор имеет большее сопротивление и большие потери в соплах и воздухозаборниках (см. 10,11,13 второй части) он не будет иметь на этих режимах преимущества в угловых скоростях разворота перед самолетами поколения 4+.

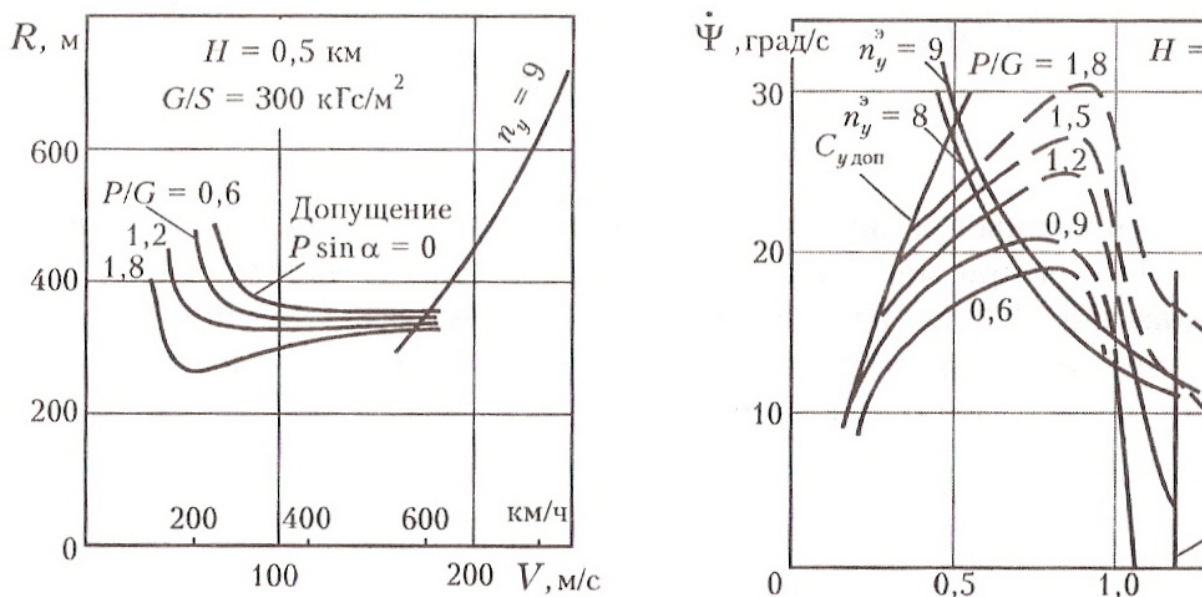


Рис. 1. Пример расчета маневренных характеристик типичного истребителя 4-5 поколения на дозвуковых скоростях.

При переходе через скорость звука располагаемые перегрузки резко уменьшаются. Скорость установившегося разворота падает в разы, тем сильнее, чем меньше тяговооруженность. В узком диапазоне скоростей $0.9 < M < 1.2$ благодаря малому удлинению крыла и сравнительно большому углу стреловидности передней кромки, аэродинамика Рэптора остается трансзвуковой. Благодаря высокой тяговооруженности и небольшой степени двухконтурности двигателя, оптимальной как раз для таких скоростей, F-22 имеет очень большое превосходство перед самолетами 4 поколения на этих режимах. По некоторым оценкам, он примерно вдвое превосходит по скорости установившегося виража F-15 на скорости $M=1.1$. Очень интересное сравнение маневренности F-14 и МиГ-31 на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях приведено в статье [3]. Любопытно, на каких режимах имеют преимущество самолеты оптимизированные на дозвуковую и сверхзвуковую крейсерскую скорость.

При скорости больше примерно $M=1.1-1.2$ маневренность уменьшается до единиц градусов в секунду. Радиусы установившегося виража составляют многие км. Фактически единственным маневром является горка на сверхзвуковой скорости, например, с выходом на динамический потолок, или выходы на наклонные пересекающиеся с противником траектории. Маневренность уменьшается настолько, что создается впечатление, будто самолет упирается в стену.

Что - же происходит с аэродинамикой самолета, когда он уже полностью обтекается сверхзвуковым потоком. Для того, чтобы понять это необходим небольшой экскурс в теорию. Тем кому изложение покажется сложным, могут этот раздел пропустить.

О сверхзвуковом течении.

Течения идеального газа описываются системой уравнений Эйлера. Удобно записать эту систему в координатах n (длина нормали к линиям тока) – s (длина дуги вдоль линии тока) с использованием основных газодинамических неравномерностей N_i

$$N_1 = \frac{\partial \ln P}{\partial s}, N_2 = \frac{\partial \vartheta}{\partial s}, N_3 = \zeta = \frac{\partial \ln P_0}{\partial n}. \quad (1)$$

P - давление, ϑ - угол наклона вектора скорости, P_0 - полное давление, ζ - завихренность. После несложных преобразований получается система уравнений

$$\begin{aligned} \frac{M^2 - 1}{\gamma M^2} N_1 + \frac{\partial \vartheta}{\partial n} + \frac{\sin \vartheta}{y} &= 0, \\ \gamma M^2 \frac{\partial \ln V}{\partial s} &= -N_1, \\ M^2 N_2 &= -\frac{\partial \ln P}{\partial n}. \end{aligned} \quad (2)$$

Иногда систему уравнений в переменных n - s называют уравнениями Эйлера в естественных координатах. Однако, это неверно, т.к. единичные вектора s и n образуют ортогональные геодезические линии фазового пространства, но системы координат в обычном понимании длины вдоль линий s и n не образуют.

Действительно, при перемещении вдоль координаты x_i , координата x_j не должна изменяться. Для естественной системы координат это справедливо только в частном случае, например в течении от источника.

При изучении изоэнтропических волн разрежения и сжатия, а также геометрии характеристик (понятие характеристики будет введено ниже) удобно переписать (2) с использованием функции Прандтля – Майера

$$\begin{aligned} \operatorname{ctg} \alpha \frac{\partial \omega}{\partial s} - \frac{\partial \vartheta}{\partial n} &= \frac{\delta}{y} \sin \alpha, \\ \operatorname{ctg} \alpha \frac{\partial \vartheta}{\partial s} - \frac{\partial \omega}{\partial n} &= \frac{\zeta}{\gamma} \operatorname{ctg} \alpha \sin^2 \alpha, \\ \operatorname{ctg} \alpha &= \sqrt{M^2 - 1}, \\ \omega &= \frac{1}{\sqrt{\varepsilon}} \operatorname{arctg} \left(\sqrt{\varepsilon(M^2 - 1)} \right) - \operatorname{arctg} \sqrt{M^2 - 1}. \end{aligned} \quad (3)$$

Рассмотрим для простоты одномерное уравнение Эйлера

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} = 0.$$

Это уравнение описывает поле скоростей свободно двигающихся по прямой частиц. Закон свободного движения частицы имеет вид $x = \phi(t) = x_0 + vt$, где v – скорость частицы. Функция ϕ удовлетворяет уравнению Ньютона. По определению $d\phi/dt = u(t, \phi)$. Продифференцировав последнее соотношение по t , получаем уравнение Эйлера

$$\frac{\partial \phi}{\partial t^2} = \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} = 0.$$

Таким образом, описание движения при помощи уравнения Эйлера для поля и при помощи уравнения Ньютона для частиц эквивалентны. Известно, что квазилинейные дифференциальные уравнения в частных производных решаются с помощью построения характеристик. В математике слово «характеристический» всегда означает «не зависящий от произвола выбора». Каждому многообразию соответствует свое характеристическое поле. Характеристики – фазовые кривые характеристического поля. Уравнение характеристик уравнения Эйлера эквивалентно уравнению Ньютона. Таким образом, задачу о распространении волны можно решить путем построения характеристик, вдоль которых движутся материальные частицы. Общую геометрическую теорию уравнений в частных производных, способы построения характеристик можно найти в [4].

На рис. 2 показано, как решается уравнение Эйлера с помощью характеристик. На плоскости $y-x$ задана начальная функция $y = u_0(x)_{t=0}$. Уравнения характеристик $t'=1, y'=0, x'=y$. В моменты времени $t=1, t=2$ и т.д. решение строится путем переноса вдоль характеристик (по горизонтали) значений в начальный момент времени.

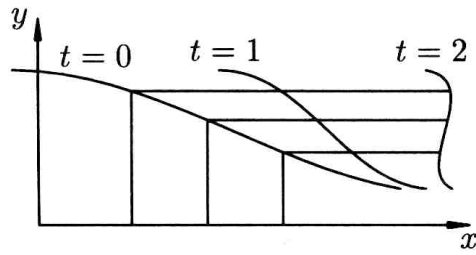


Рис. 2 Решение уравнения Эйлера с помощью характеристик.

Видно, что в момент времени $t=2$ кривая перестает быть графиком функции (рис.3). Интегральная поверхность неоднозначно проектируется на плоскость $x-t$. Кривая критических значений проектирования (касательная к поверхности вертикальна) имеет точку возврата (рис. 4). Как уже говорилось выше, уравнение Эйлера описывает эволюцию поля скорости невзаимодействующих частиц. Нарушение единственности решения можно трактовать как свободное прохождение потоков частиц друг сквозь друга. С другой стороны, при большой плотности частиц их взаимодействием нельзя пренебречь.

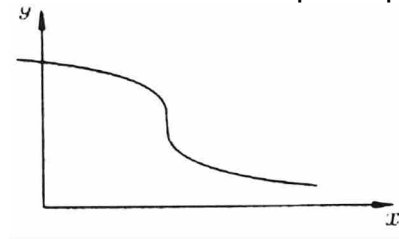


Рис. 3 Интегральная поверхность перестает быть графиком.

В этом случае уравнение Эйлера не выполняется, и его заменяют другим уравнением, учитывающее взаимодействие, например, на уравнение Бюргерса

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} = \varepsilon \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}.$$

При малых ε оно приближает уравнение Эйлера в областях плавного изменения параметров и допускают решения типа «ударных волн». Справа и слева от ударной волны течение описывается уравнениями Эйлера, внутри ударной волны уравнением подобным уравнению теплопроводности. Таким образом, ударная волна (газодинамический разрыв) – это особенность отображения проектирования многообразия газодинамических параметров (рис. 4).

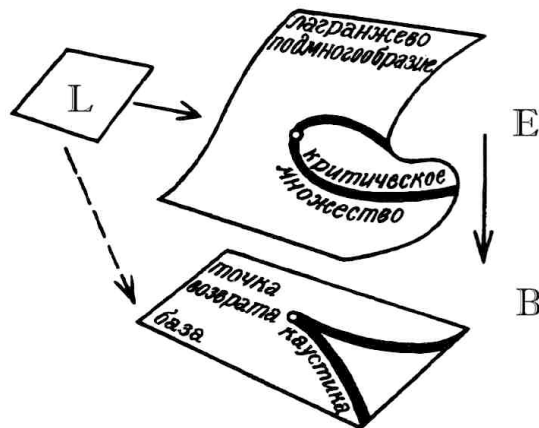


Рис. 4. Ударная волна - особенность многообразия параметров.

Мы показали, что ударная волна – это особенность гладкого отображения проектирования многообразия. В настоящее время теория особенностей усилиями выдающихся математиков современности Уитни, Арнольда, Тома, Пуанкаре разработана очень хорошо. Для практически важных случаев составлена полная классификация особенностей отображений, их перестроек [5].

Итак, сверхзвуковые течения газа могут содержать области, где параметры меняются резко, скачком. В рамках модели идеального газа в таких случаях говорят о существовании газодинамических разрывов. Разрывы бывают нулевого порядка Φ_0 (центр волны разрежения/сжатия, скачок уплотнения и поверхность скольжения), на которых терпят разрыв газодинамические параметры течения (P, v, ϑ) и разрывы первого порядка Φ_1 , на которых терпят разрыв первые производные газодинамических переменных. Очевидно, что можно определить особенности Φ_i пространства газодинамических переменных любого порядка. Иногда [2] Φ_1 называют слабым разрывом.

Из законов сохранения потока вещества, потока энергии, компонент потока импульса при переходе через разрыв выводятся основные соотношения условий динамической совместности (УДС) на скачках уплотнения и других Φ_0 , связывающие параметры течения до разрыва и за ним. В качестве параметра в этих соотношениях выступает интенсивность разрыва J . Чаще всего интенсивность определяется как отношение давления за разрывом к давлению перед ним. В.Н. Усковым получены замечательные по своей простоте уравнения, связывающие неравномерности течения перед скачком и за ним. Эти соотношения называются дифференциальными условиями динамической совместности ДУДС

$$N_i = c_i \sum_{j=1}^5 A_{ij} N_j. \quad (4)$$

Коэффициенты A_{ij} , c_i опубликованы в [6, 7]. В целях общности в уравнения (4) добавлены $N_4 = \delta/y$ ($\delta=0$ в плоском течении) и $N_5 = K_\sigma$ (кривизна скачка уплотнения). Такие же условия выводятся и для слабых разрывов. ДУДС на Φ_1 формулируются в виде теоремы об $U\chi$ ($\chi=\pm 1$) функции: На слабом газодинамическом разрыве (Φ_1) терпят разрыв неравномерности течения N_1 и N_2 , но функция

$$U_\chi = \frac{\partial}{\partial s}(\omega + \chi\vartheta)$$

остается неразрывной.

По современным представлениям газодинамические переменные образуют гиперпространство, а уравнения Эйлера описывают в нем гиперповерхность. В основе каждого раздела науки лежит своя геометрия пространства параметров. Геометрия Минковского описывает пространство Специальной Теории Относительности. Риманова геометрия лежит в основе Общей Теории Относительности. Симплектическая геометрия – фазовое пространство классической механики и т.п.

Геометрии различаются между собой тем, каким образом, введена метрика пространства. Метрика – выражение для длины элемента произвольной кривой. Длина вектора не должна зависеть от выбора системы координат.

Римановой метрикой в области пространства V^n с произвольными координатами $(x^1, \dots, x^n)$ называется набор функций $g_{ij} = g_{ij}(x^1, \dots, x^n)$. Матрица g_{ij} положительно определена. Если заданы новые координаты $(y^1, \dots, y^n)$ в той же области, то в новых координатах риманова метрика определяется набором функций $g'_{ij} = g'_{ij}(y^1, \dots, y^n)$, причем

$$g'_{ij} = \frac{\partial x^k}{\partial y^i} g_{kl} \frac{\partial x^l}{\partial y^j}.$$

Если задана риманова метрика, то длина кривой

$x^i = x^i(t)$ равна

$$l = \int_a^b \sqrt{g_{ij}(x(t)) \frac{dx^i}{dt} \frac{dx^j}{dt}} dt.$$

Обобщением понятия поверхности в современной геометрии является термин многообразие. Многообразие представляет собой произвольное множество точек, представленное в виде объединения конечного числа областей евклидова пространства, в каждой из которых заданы локальные координаты. Пересечение областей само является областью евклидова пространства, в которой действуют уже две локальные системы координат. Требуется, чтобы каждая из этих локальных систем выражалась через другую систему дифференцируемым образом. Если на многообразии можно выделить замкнутую область A , ограниченную неравенством $f(x) < 0$ ($f(x) > 0$), где $f(x)$ – гладкая функция, то A называется многообразием с краем. Требуется, чтобы градиент функции не обращался на краю

в нуль. Например, Первая бочка сверхзвуковой струи идеального газа представляет собой типичное многообразие с краем.

Край - это теоретическая граница струи, внутри выделены области: сжатый слой, волна разрежения и т.п., пересечением которых являются элементы ударно-волновой структуры. Внутри областей заданы локальные координаты, например, связанные с линиями тока и нормальными к ним. Такие же многообразия с краем можно выделить и в случае обтекания самолета сверхзвуковым потоком с образованием ударных волн.

Из курса теории уравнений в частных производных известно, что уравнения Эйлера при $M < 1$ относятся к эллиптическому типу, т.е. возмущения распространяются во все стороны, а при $M > 1$ - к гиперболическому типу, возмущения в которых распространяются только ниже по потоку и только вдоль характеристик.

Ну и что, и какое это имеет отношение к сверхзвуковой маневренности истребителей, спросит нетерпеливый читатель. Ответ дает современная геометрическая теория сверхзвуковой газовой динамики:

Сверхзвуковое течение идеального газа между головными скачками уплотнения и поверхностью ЛА, не содержащее разрывов, в фазовом пространстве газодинамических переменных образует гладкое, компактное, нерастяжимое многообразие с краем. Край образуется поверхностью ЛА и скачком уплотнения, причем подмногообразия поверхности и скачка диффеоморфны друг другу.

В переводе на русский язык это означает, что на сверхзвуковых скоростях течение вокруг истребителя становится как-бы жестким. Если при $M \ll 1$ самолет летит в несжимаемой жидкости, затрачивая энергию, только на преодоление давления ее частиц, непосредственно взаимодействующих с поверхностью, а также на сопротивление трению в пограничном слое, то в условиях сверхзвукового полета все гораздо сложнее. Скачки уплотнения не только рассеивают энергию, тормозя поток воздуха, который проходит через их поверхность, но и разворачивают его. Изменяя свое пространственное положение, истребитель вызывает изменение угла наклона скачков и, соответственно, разворачивает весь воздух, который проходит, через их поверхность. Это связано с очень большими затратами энергии, поэтому маневренность на сверхзвуковой скорости уменьшается на порядок.

На рис. 5,6 приведен пример расчета располагаемых перегрузок установившегося виража, угловой скорости разворота и скороподъемности для различных скоростей и высот полета самолета с аэродинамикой близкой к Су-27.

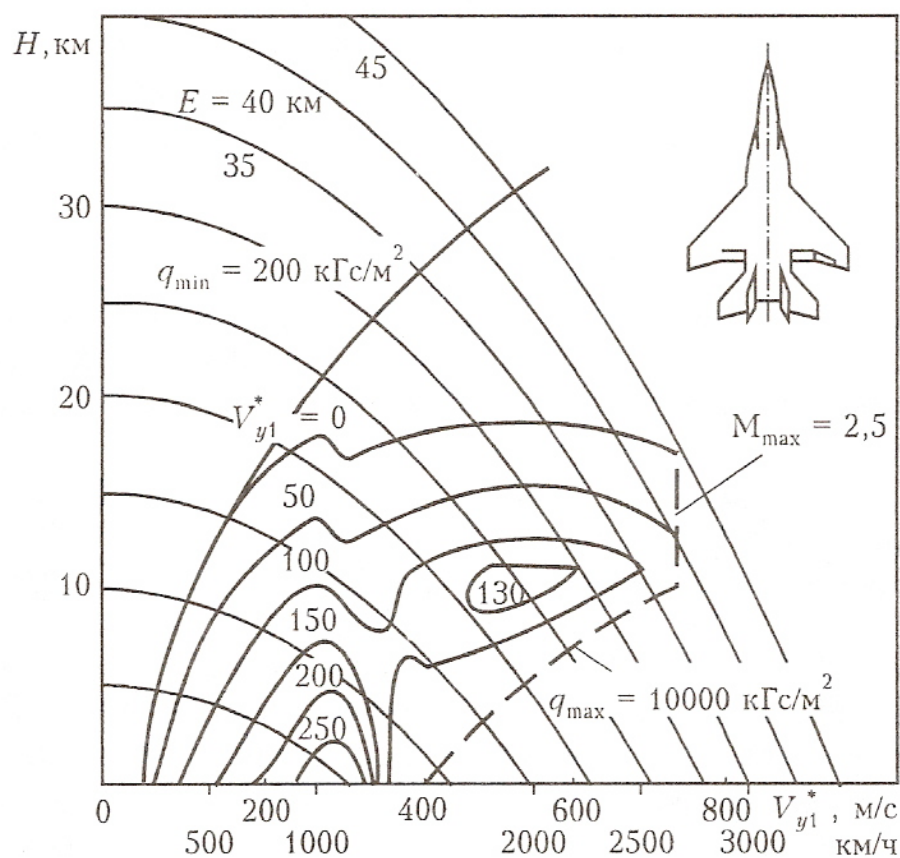
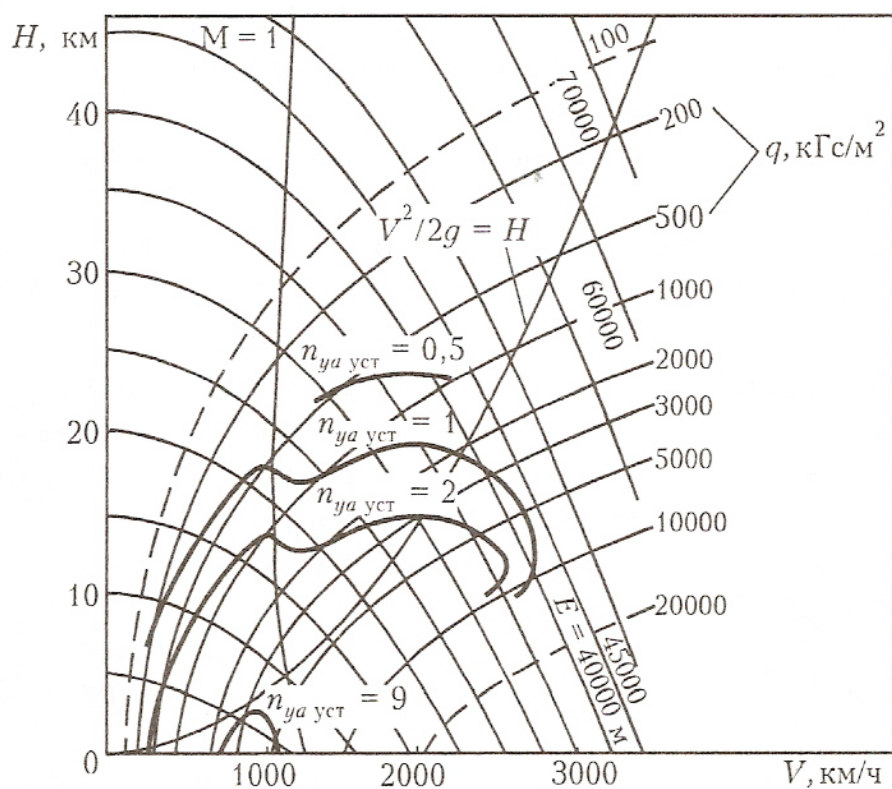


Рис.5. Характеристики вертикальной маневренности на различных скоростях и высотах полета. На верхнем рисунке связь установившейся перегрузки с высотой, скоростью и динамическим напором. На нижнем рисунке - линии равной скороподъемности на плоскости высота - скорость.

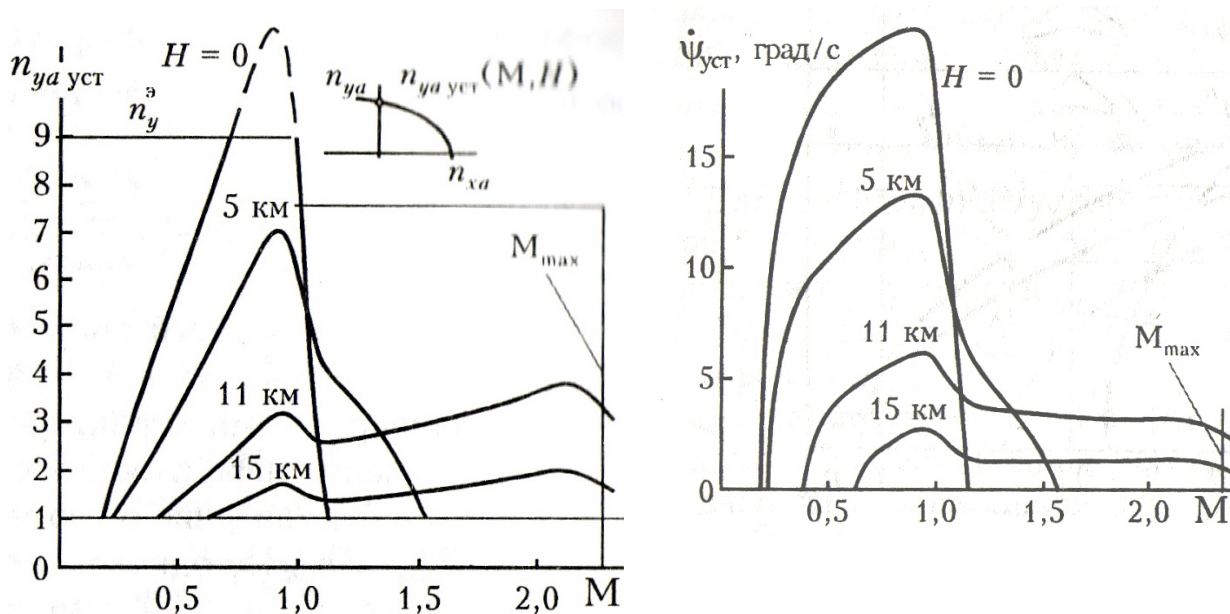


Рис. 6. Нормальная установившаяся перегрузка и угловая скорость разворота на разной скорости и высоте полета

Промежуточные выводы

Один из создателей Рэптора сказал о своем детище примерно следующее: “Если наши летчики будут крутить виражи в ближнем бою с девятикратной перегрузкой, значит мы сделали что-то не так.” Мы показали выше, что с точки зрения аэродинамики и энергетики F-22 не хуже самолетов 4 поколения на дозвуковых режимах за счет большой тяговооруженности и способности выходить на большие углы атаки. В узком диапазоне трансзвуковых скоростей $M=1.1-1.2$ Рэптор существенно превосходит все истребители четвертого поколения по мгновенным скоростям неустановившегося разворота. В диапазоне скоростей $M=1.3-1.4$ за счет меньшего аэродинамического сопротивления, бесфорсажного режима работы двигателя F-22 как транспортное средство превосходит любой истребитель 4 поколения. Это позволяет оперативно выходить на рубеж перехвата, что вместе с малозаметностью дает большое тактическое преимущество. Однако, на этой скорости F-22 имеет весьма ограниченную маневренность, никаких заходов в хвост, как это утверждается в цитируемой на сайте “Стелс-машины” статье, перепечатанной журналом “АиВ”, быть не может.

Получается типичный перехватчик. По командам внешнего пункта наведения скрытно на сверхзвуковой скорости вышел на рубеж перехвата, сбросил скорость до $M=1.2$, открыл отсек вооружений, включил РЛС. Скорость упала до $M=1.1$. Захват цели, пуск ракеты. Закрыв отсек, выключил РЛС, форсированный разворот. Скорость падает до $M=0.9$. Форсаж. Разгон до скорости $M=1.5$. Выключение форсажа. На бесфорсажном режиме самолет в малозаметном режиме на сверхзвуковой скорости занимает новый рубеж атаки. Примерно, так может выглядеть тактика применения F-22 в прифронтовой полосе или над территорией противника. Чем она отличается от тактики МиГ-21 во Вьетнаме? Тем, что атаки могут быть неоднократными.

В системе ПВО Рэптор по тактике применения похож на МиГ-31 или, если угодно, на F-14. Малозаметность здесь не нужна, а нужен быстрый выход на рубеж барражирования в случае отражения массированного налета крылатых ракет, либо на рубеж атаки носителя. На сверхзвуке запускать ракеты F-22 вроде бы не нужно.

О малозаметности и РЛС с АФАР.

Автор не является специалистом в данной области поэтому отсылает всех желающих к любопытному сайту [8]. В представленных на данном сайте материалах, а также в статье [9], посвященной РЛС Иrbис-Э, рассмотрены различные способы борьбы с малозаметными самолетами. Идея заключается в одновременном облучении целей несколькими РЛС с ФАР, объединенными в информационную сеть. Вообще, для активных действий необходимо включать РЛС и о скрытности уже речи не идет. Правда, у Рэптора есть специальные режимы работы РЛС в очень узком диапазоне частот, что затрудняет пеленгацию локатора. С другой стороны, утверждается, что Иrbис-Э может ставить активную помеху сразу 4 станциям истребителей противника. Таким образом, при активных боевых действиях с включенной РЛС важную роль будет играть апертура ФАР и ее способность работать в режиме постановки помех. В настоящее время Иrbис-Э в этой части вне конкуренции. Что толку от малозаметности F-22 и дальнобойности его ракет AMRAAM (говорят, что дальность пуска уже доходит до 200 км), если РЛС не сможет наводить их на противника на начальном этапе. Разрабатываются также и разнообразные ложные цели, в том числе буксируемые. Постепенно все это начинает напоминать бои подводных лодок.

О проблеме запуска ракет на сверхзвуковых скоростях

Прежде чем перейти к описанию проблем с отсеками вооружений, рассмотрим, что происходит с пуском ракет на сверхзвуковой скорости. Ранее в первой части статьи мы говорили, что существуют характерные числа Маха $M_I=1.2$ и $M_T=1.483$. При скоростях $M<1.2$ скачки уплотнения, как правило, отошедшие, в результате их пересечения образуются единые изогнутые фронты. При $M>M_T$ возможно образование тройных конфигураций ударных волн рис.7.

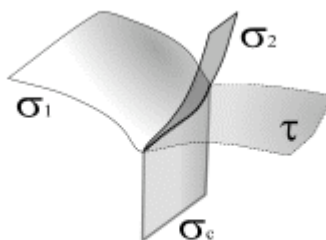


Рис.7. Тройная конфигурация ударных волн.

За линией пересечения фронтов скачков уплотнения образуется поверхность скольжения (тангенциальный разрыв), вдоль которой развивается вихревая пелена. Попадание фронта ударной волны ракеты на систему скачков уплотнения самолета и его воздухозаборника приводит к сложным поверхностям пересечения, имеющим омбилические особенности. За этими особыми точками вихревые пелены сворачиваются в интенсивные вихревые жгуты.

Попадание вихревого жгута в воздухозаборник приводит к образованию за системой скачков уплотнения, которые тормозят поток в воздухозаборнике, застойной рециркуляционной зоны (рис. 8).

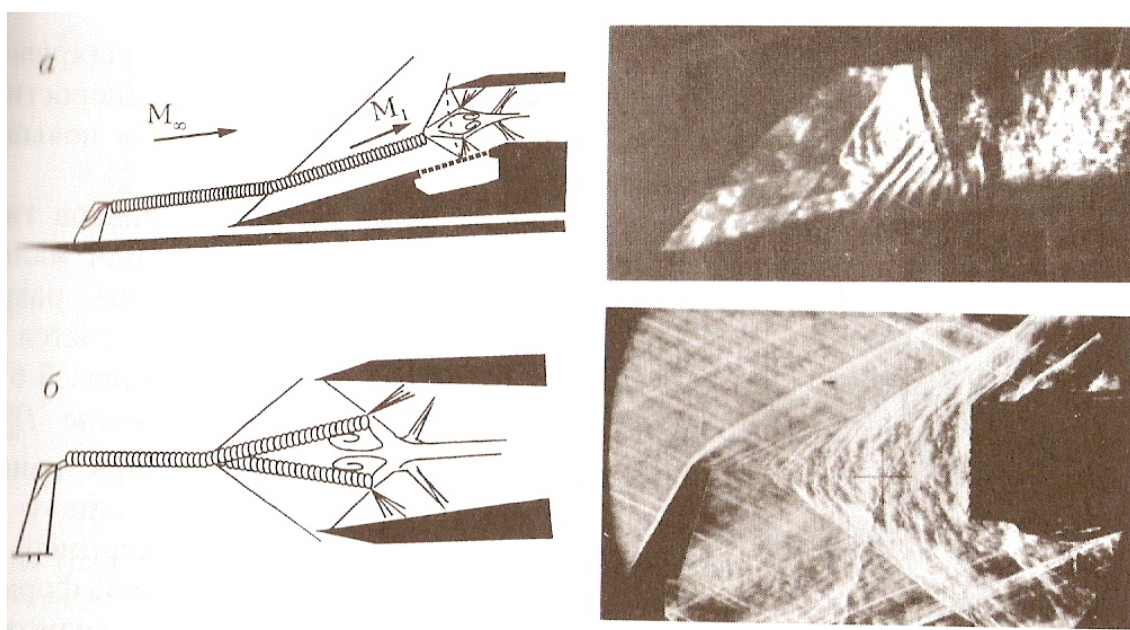


Рис.8. Образование рециркуляционной зоны в боковом воздухозаборнике при попадании в него вихревого жгута на сверхзвуковой скорости.

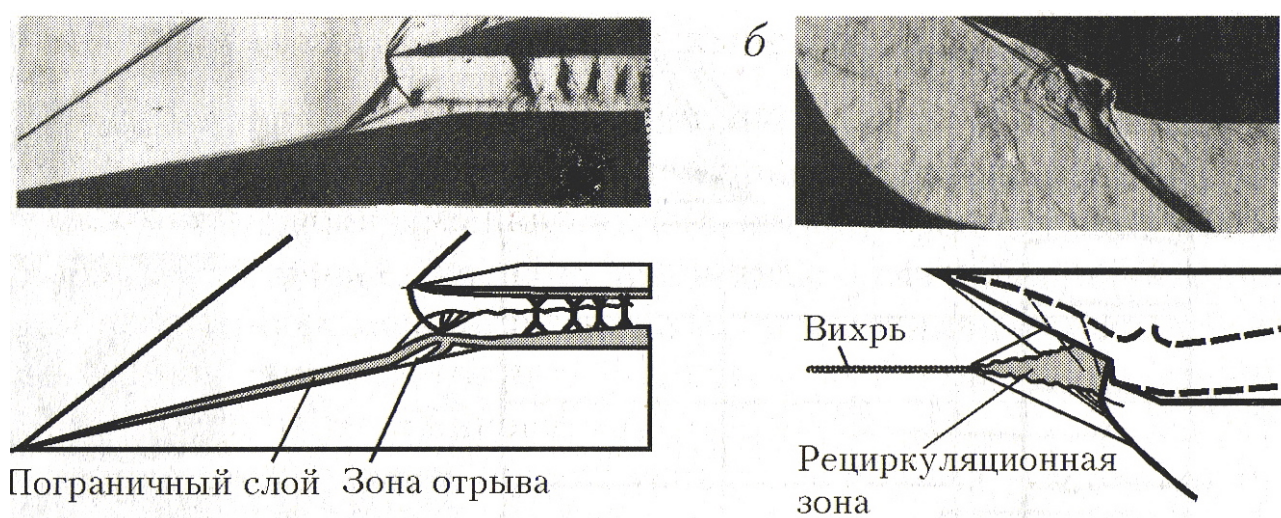


Рис. 9. Образованием вихревого жгута в боковом воздухозаборнике при отрыве пограничного слоя, вызванного скачком уплотнения. Вытеснение рециркуляционной зоны из подкрыльевого воздухозаборника с горизонтальным клином.

В результате, резко падает коэффициент восстановления давления в одном из воздухозаборников. Падает тяга двигателя. К аналогичному явлению может привести и отрыв пограничного слоя с боковой поверхности фюзеляжа из-за падения на него ударной волной от запущенной ракеты. Подкрыльевые воздухозаборники с горизонтальным клином намного более устойчивы к подобным явлениям. Именно поэтому МиГ-31 осуществляет пуск ракет Р-33 на любой скорости. По-видимому, не должно было быть с этим проблем и у F-23. Применение на F-22 боковых неуправляемых воздухозаборников совкового типа говорит о том, что этот самолет не рассчитан на применение ракет на скоростях больше $M=1.2$.

Об обтекании отсеков вооружений

При открытии створок внутри отсека даже на дозвуковой скорости возникает сложное нестационарное течение (рис.10).

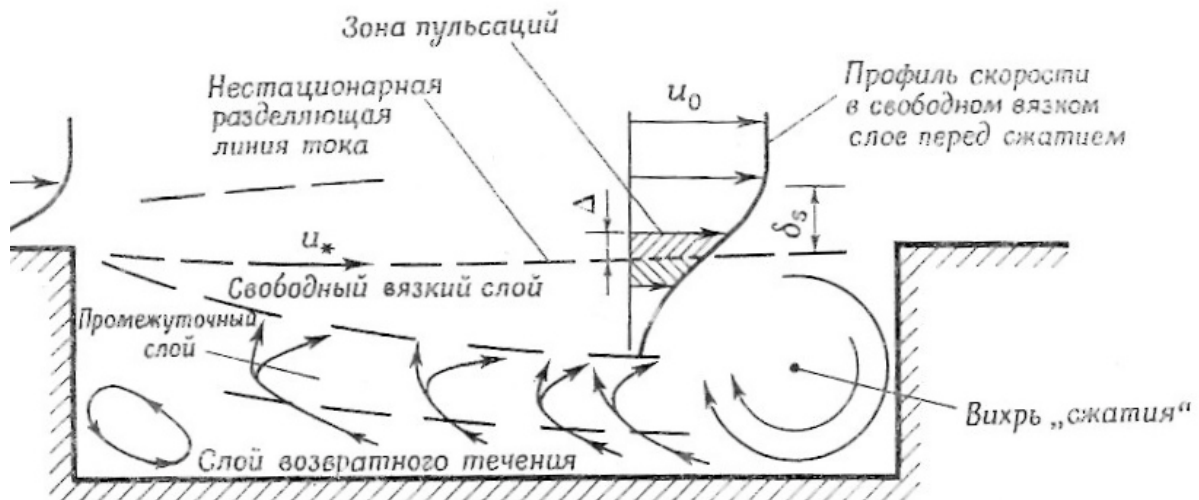


Рис. 10. Нестационарное течение в каверне (отсек с открытыми створками).

В течении образуется разделяющая линия тока, которая отделяет внешний поток от рециркуляционного течения внутри отсека. Эта линия тока осциллирует. На больших самолетах, таких как Ту-160, имеется возможность не обращать внимание на дозвуковые пульсации давления. Так у Белого Лебедя стенки отсека выполнены из панелей с сотовым заполнителем, которые демпфируют колебания (рис. 11). В 60-80 - е годы пульсации давления в отсеках на дозвуковых скоростях очень активно изучались, что было необходимо для развития реактивной бомбардировочной авиации. В настоящее время, это уже, в основном законченный раздел науки. Хороший обзор приведен в монографии [10].

При скоростях менее $M=1.1$ отсек вооружений на Рэпторе фактически обтекается дозвуковым потоком, поэтому никаких проблем для пуска ракет нет. Пусковое устройство выдвигает ракету за пределы осциллирующего слоя смещения, который взаимодействуя с вихрями, срывающимися со створок, образует пелену со сложной пространственной топологией (рис. 12).

На сверхзвуковых скоростях положение существенно осложняется. Рассмотрим подробнее наиболее сложное явление, возникающее в отсеке при сверхзвуковом обтекании - низкочастотные колебания. Они сопровождаются мощным акустическим излучением. Нестационарные явления, сопровождающие ТВР, изучались в течение длительного времени, как экспериментально, так и с помощью разработанных математических моделей. Невыясненным остается вопрос о том, каков механизм поддержания низкочастотных колебаний.

Ранее выдвигались разнообразные гипотезы о природе колебаний и причинах их возникновения. Систематические исследования, проведенные в БГТУ «Военмех» в 80-е и 90-е годы, опровергли большинство из них. Не подтвердилась акустическая теория, утверждающая, что за возникновение и поддержание колебаний отвечают волны сжатия, распространяющиеся в донную область из области натекания потока на стенку.

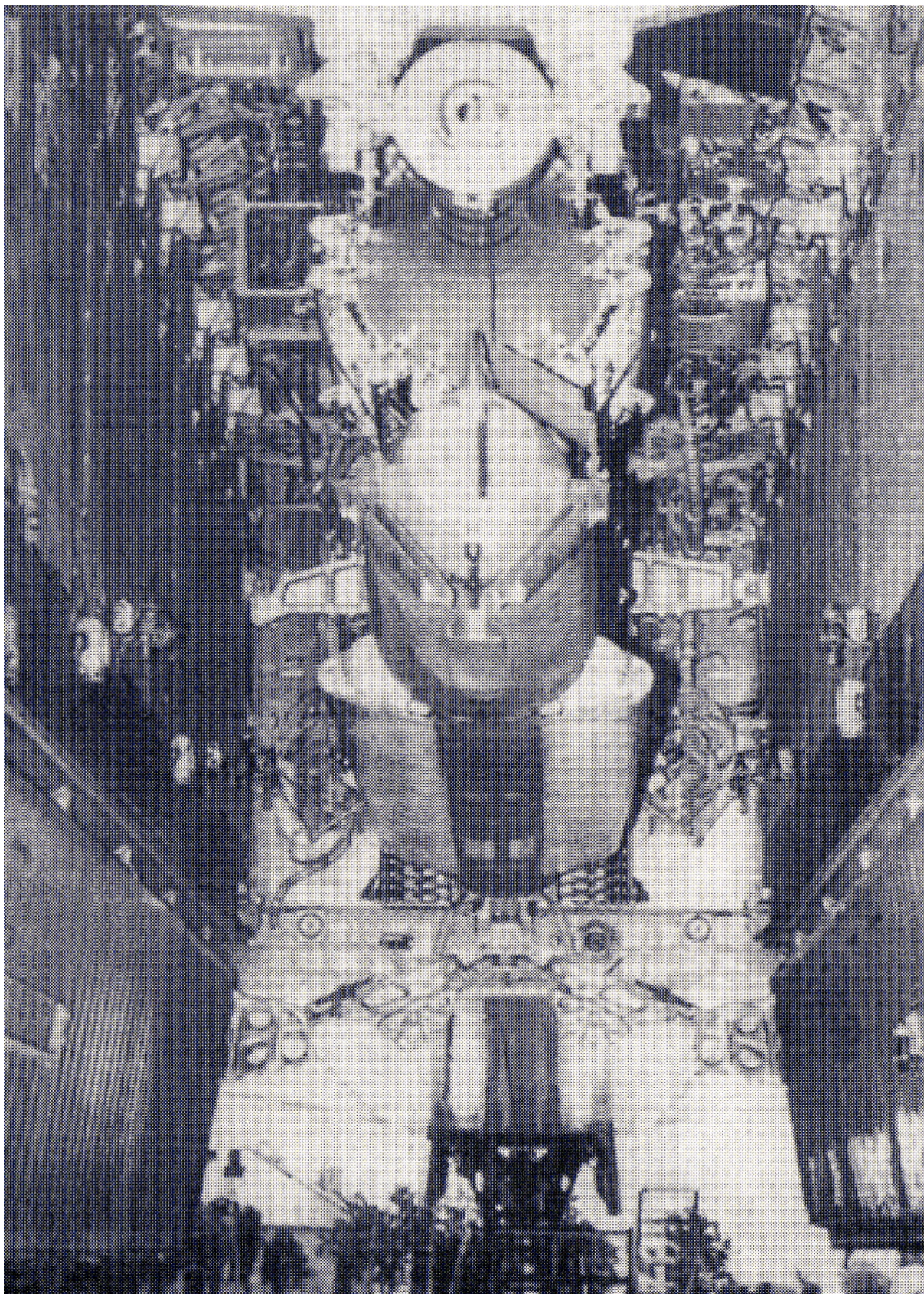


Рис. 11. Стенки отсека вооружений Ту-160, стойкие к дозвуковым пульсациям давления.

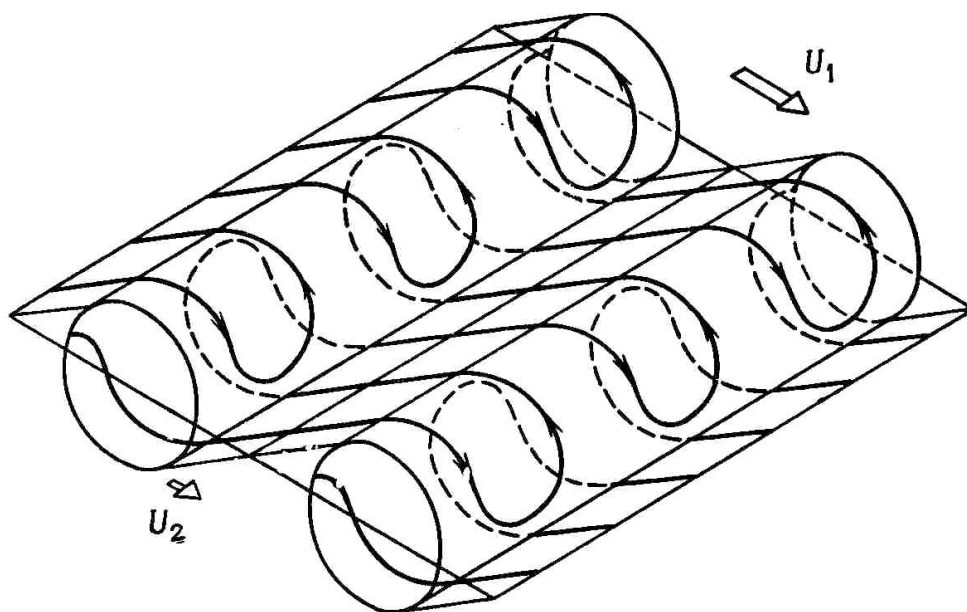


Рис. 12. Топология вихревой пелены над отсеком вооружения при открытых створках

Эксперименты показали, что низкочастотные колебания имеют частоту на порядок меньшую, чем предсказывает акустическая теория, а сами они могут возникать и в случае натекания на преграду струи, находящейся в сверхзвуковом спутном потоке, когда акустическая обратная связь отсутствует, по определению.

Основные сведения о низкочастотных колебаниях

В процессе колебаний течение остается строго плоским или осесимметричным, пространственные эффекты не имеют существенного значения.

Колебания носят квазистационарный характер, т.е. газодинамические функции F_d не зависят явным образом от времени, а определяются только донным давлением, которое, в свою очередь, зависит от расхода газа, ежектируемого из донной области и втекающего в нее. Если взять P_d и P_0 , соответствующие какой-либо точке колебательного цикла, рассчитать по этим данным УВС и сравнить ее с фотографиями стационарного течения, то совпадение будет хорошим.

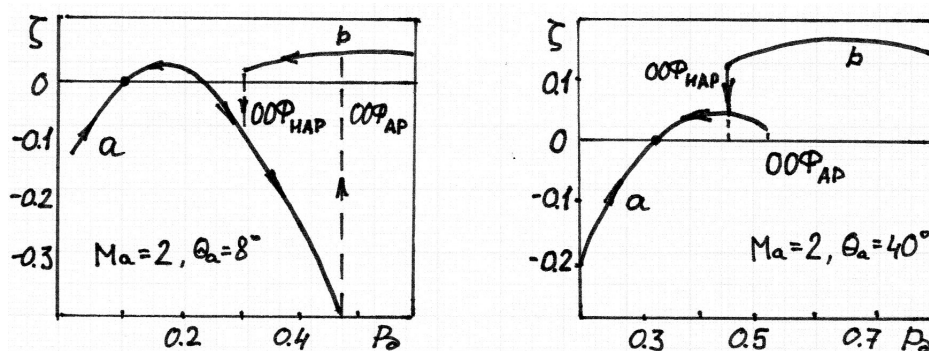
Колебания всегда возникают с конечной амплитудой отличной от нуля, причем первый цикл начинается с уменьшения P_d . Амплитуда колебаний P_d растет $\sim t^{1/2}$, что дает основание говорить о существовании субкритической бифуркации Хопфа от стационарного положения к предельному циклу, что полностью соответствует квазистационарной модели колебательного цикла с двумя стационарными положениями, устойчивым и неустойчивым.

Механизм возбуждения и поддержания колебаний – расходный. Другие факторы не имеют принципиального значения.

Колебания удобно анализировать на плоскости ζ - P_d . На рис. 13 видно, что этот график состоит из двух ветвей. Одна ветвь «b», соответствует взаимодействию со стенками развитого турбулентного слоя смешения. Другая ветвь «a» отвечает за взаимодействие в пределах газодинамического участка, когда слой смешения еще тонкий. Из-за влияния наружного давления для каждого P_0 ветвь «b» будет своя. Ветвь «a» остается неизменной. Имеется область значений P_d , при которой существует неоднозначность (рис. 13а), т.е. газодинамическая система может

находиться в двух различных состояниях. Видно, что внутри данной области ни на одной ветви устойчивое положение не достигается. Это, собственно, и является механизмом поддержания колебательного режима, в ходе которого происходит переключение с одной ветви на другую (см. стрелки на рис.13а). Для потока с $M_a=1$ ветвь «а» имеет только один корень (рис. 13б), т.е. в момент касания стенки СЛОЯ СМЕШЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО УЧАСТКА дисбаланс положительный и небольшой по величине. Газодинамическая система плавно перемещается к устойчивому положению, колебания не возникают.

Таким образом, признаком отсутствия колебательного режима является наличие только одного корня $\zeta(P_d)=0$ у ветви «а» графика, соответствующей натеканию слоя смещения на стенку в пределах газодинамического участка.



а) Колебания возникают

б) $M_a=1$. Колебаний нет.

Рис. 13. Колебания на плоскости ζ - P_d

Этот важнейший теоретический результат был получен в 88 г. и был в дальнейшем использован, как для анализа различных образцов вооружений, в которых применяются ТВР (контейнеры ПТУРС, эжекторы танковых пушек, контейнеры ЗУР С-300, отсеки вооружений сверхзвуковых самолетов, турбопрямоточные двигатели и т.д.), так и для решения ряда гражданских задач в области цветной металлургии.

Как все это относится к F-22.

Если знать, как расходные характеристики зависят от размеров отсеков, то можно подобрать размеры отсека вооружений таким образом, чтобы колебания не возникали. Если отсек неглубокий и длинный, то его можно изучать по частям. Сначала можно рассмотреть обтекание обратного уступа (рис. 14) с образованием донной области. Наличие или отсутствие колебаний в данном случае определяется величиной полного давления набегающего потока, скоростью этого потока, а также высотой ступеньки. В длинных отсеках вооружений колебания можно подавлять одним из двух способов: отсасывая часть воздуха через пористые стенки, либо при открывании створок перемещать внутреннюю стенку, так чтобы высота ступеньки регулировалась в зависимости от высоты и скорости полета.

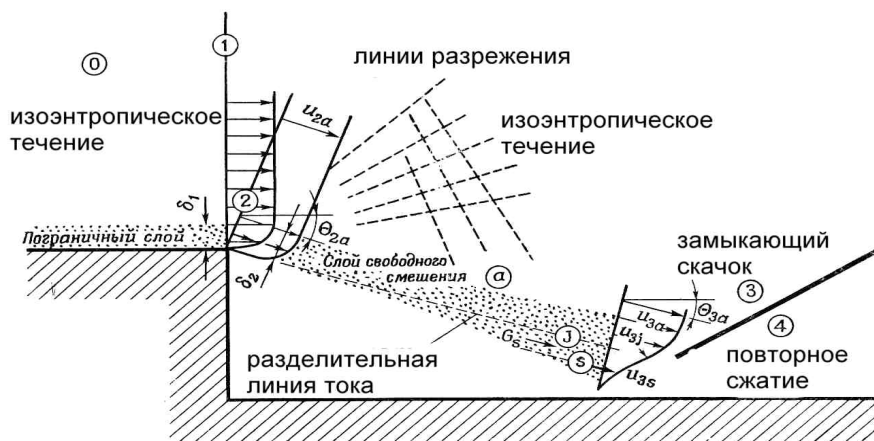


Рис. 14. Обтекание обратного уступа сверхзвуковым потоком

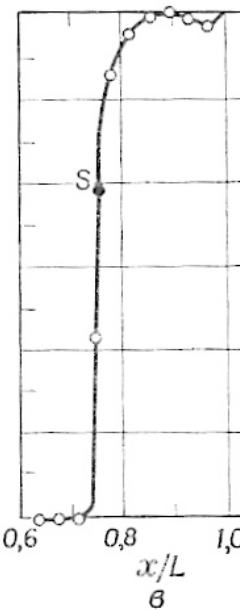
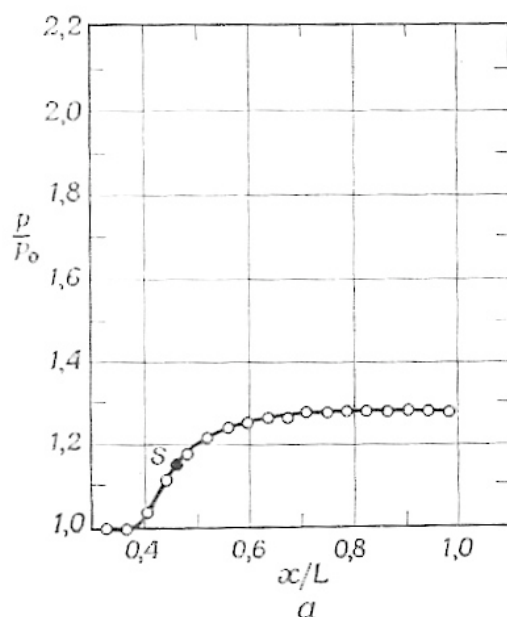
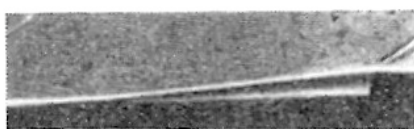
Если отсек длинный, то обтекание противоположной стенки относится к классической задаче “уступ, обращенный навстречу потоку”. На рис. 15, заимствованном из фундаментального труда Чжена [11], приведены картины течения и распределение давления в окрестности уступа, как обращенного навстречу потоку, так и расположенного по потоку. Видно, что в обоих случаях имеется застойная зона, в которой циркулирует газ на дозвуковой скорости.

Если отсек вооружений сравнительно короткий, то застойные зоны сливаются. Однако, образующая вихревая система является неустойчивой. При внешнем воздействии, которым может стать, например, скачок уплотнения от запущенной ракеты, система начинает колебания между двумя положениями. В одном положении маленькие размеры имеет донная область за обратным уступом, а застойная зона перед второй стенкой - большие. В другом положении все меняется. Источником энергии для поддержания колебаний является сверхзвуковой слой смещения, натекающий на заднюю стенку и периодически наполняющий отсек вооружений.

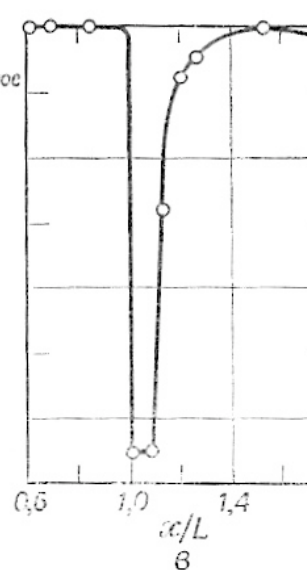
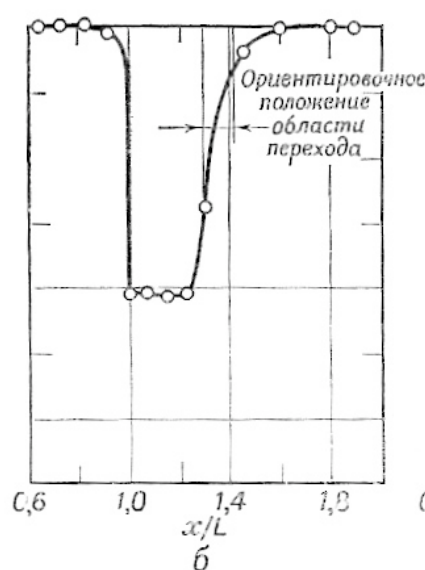
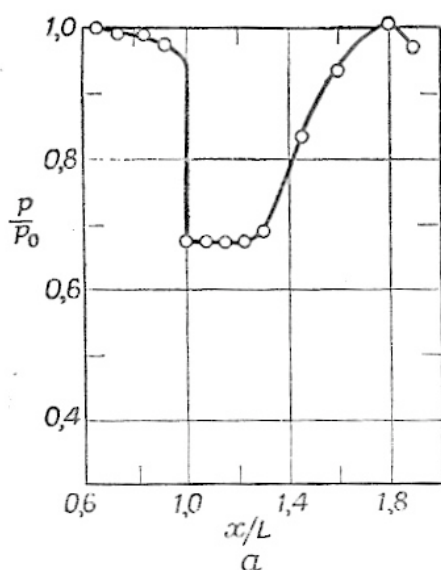
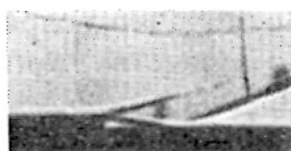
С точки зрения физики процессов данный случай подобен истечению круглой сверхзвуковой струи в соосный канал с диафрагмой. Именно на такой модели и изучались расходные характеристики коротких отсеков вооружений.

Подавить колебания в коротких отсеках можно только наддувом отсека воздухом с полным давлением большим, чем у набегающего потока. Реально это можно сделать только, отбирая газ от компрессора двигателя. У F-22 колебания возникают всегда на скоростях больше $M=1.2-1.3$, при $M=1.6$ они становятся опасными для конструкции самолета. Имеется и еще одна неприятность, которая возникает при попадании ударной волны от запущенной ракеты (на скорости $M>1.483$) на колеблющийся слой смещения в отсеке с открытыми створками. При совпадении фаз скачок давления внутри отсека может составить до 10 атмосфер. Довольно опасно для конструкции и ракет и самого самолета. Дело усугубляется конструкцией створок отсека. Если бы угол их раскрытия был бы градусов на 20 больше, генерируемые ими скачки уплотнения не пересекались бы ни между собой, ни со слоем смещения на границе отсека, а так образуется сложная пространственная УВС, да еще и с дозвуковыми участками течения.

В общем, невооруженным взглядом видно, что створки отсека в боевой обстановке на скоростях больше $M=1.1$ на F-22 открывать не собираются. Во-первых опасно, во-вторых не зачем.



Три режима течения около уступа, обращенного навстречу потоку, $M = 2,3$
 а — чисто ламинарный, $M_0 = 2,3$, $Re_L = 0,2 \cdot 10^6$; б — переходный, $M_0 = 2,3$, $Re_L = 0,46 \cdot 10^6$; в — турбулентный, $M_0 = 2,3$, $Re_L = 1,52 \cdot 10^6$ (с турбулизатором).



Три режима течения около уступа, расположенного по потоку $M = 2,0$
 а — чисто ламинарный, $M_0 = 2,0$, $Re_L = 0,17 \cdot 10^6$; б — переходный, $M_0 = 2,0$, $Re_L = 0,5 \cdot 10^6$; в — турбулентный, $M_0 = 2$, $Re_L = 0,39 \cdot 10^6$ (с турбулизатором).

Выводы

Таким образом, F-22 достаточно далеко ушел от классической концепции истребителя завоевания превосходства в воздухе. Фактически мы имеем объединение в одном самолете перехватчика ПВО по типу F-14 или МиГ-31 и фронтового перехватчика. Любопытно, что это не вполне соответствует первоначальному ТЗ, которое было сформулировано в довольно мягкой и общей форме: “нужен новый истребитель завоевания превосходства в воздухе С БОЕВЫМ ПОТЕНЦИАЛОМ В ДВА РАЗА БОЛЬШЕ, ЧЕМ У ИГЛА”.

Локхид создал совсем другой самолет. Спорным выглядит применение 6 ракет AMRAAM и только 2 Сайдуиндер. Такой боекомплект характерен для перехватчиков ПВО. Изучение опыта боев за последние 20 лет привело к тому, что на всех истребителях 4 поколения используется минимум 4 ракеты малой дальности. Уменьшение боекомплекта позволило бы уменьшить сечение фюзеляжа в районе воздухозаборников, что заметно улучшило бы маневренность на трансзвуковых скоростях и сделало бы Рэптор более универсальным.

Видимо, F-22 потребует разработки для себя принципиально новой тактики применения, равно как и методов борьбы с ним. Нет ничего невозможного. Ведь закончились же вничью бои в 1982 г. сирийских МиГов-25 (перехватчиков) против F-15. Электроника конечно важна, но скорость - это всегда скорость.

А к сказкам о боях с энергичным маневрированием на сверхзвуковой скорости и пусках ракет из отсеков на скоростях до $M=1.6$ и перегрузках $9g$ мы с Вами теперь будем относиться трезво.

Список литературы

1. Полковник В.КИРИЛОВ, кандидат военных наук. Современный воздушный бой. "Зарубежное Военное Обозрение", №3, 1988.
2. А. КРАСНОВ, доктор военных наук, профессор. Эволюция воздушного боя истребителей. "Зарубежное Военное Обозрение", №6, 1997.
3. В. Ильин. Зарубежные аналоги МиГ-31. Аэрокосмическое обозрение. №1. 2006 г.
4. Арнольд В.И. Лекции об уравнениях с частными производными. М.:ФАЗИС, 1997, 180 с.
5. Арнольд В.И. Особенности каустик и волновых фронтов. М.:ФАЗИС, 1996, 334 с.
6. Усков В.Н. и др. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. - Новосибирск: ВО «Наука», 1995. 180 с.
7. Усков В.Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. Сверхзвуковые газовые струи, Новосибирск: наука. 1983, с. 82-96.
8. <http://www.ausairpower.net/APA-NOTAM-030907-1.html#1>.
9. РЛСУ Ирбис-Э - Радар нового поколения. Аэрокосмическое обозрение. №1. 2006 г.
10. Пульсации давления при струных и отрывных течениях / А.Н. Антонов, В.М. Купцов, В.В. Комаров.-М.:Машиностроение, 1990.-272 с.
11. Чжен П., Отрывные течения, Т.3, М.: Мир, 1973, 333 с.