



Павел Булат. 42 года.

Закончил в 88 году БГТУ “ВОЕНМЕХ”,
Кандидат наук.
Механика жидкости, газа и плазмы.

На пути к пятому и шестому поколению. Часть IV. Нам осталось пройти три четверти пути.

Когда мы думаем, мы оперируем зрительными образами. Однако организуем мы наши мысли при помощи языка, и математика — это очень продвинутая форма языка.

Нобелевский лауреат по физике 2004 года Дэвид Гросс.

В конце 90-х годов на страницах российских изданий заговорили о новом поколении истребителей КБ Сухого Су-30МКИ и Су-35. Наличие у них дополнительного переднего горизонтального оперения (ПГО) давало авторам статей основание заявлять о новом слове в аэродинамических компоновках. Применение на самолетах 4-ого поколения крыла, имеющего корневой наплыв с большой стреловидностью, уже при небольших углах атаки приводило к вихревому характеру обтекания (рис. 1), что давало заметную добавку подъемной силы.

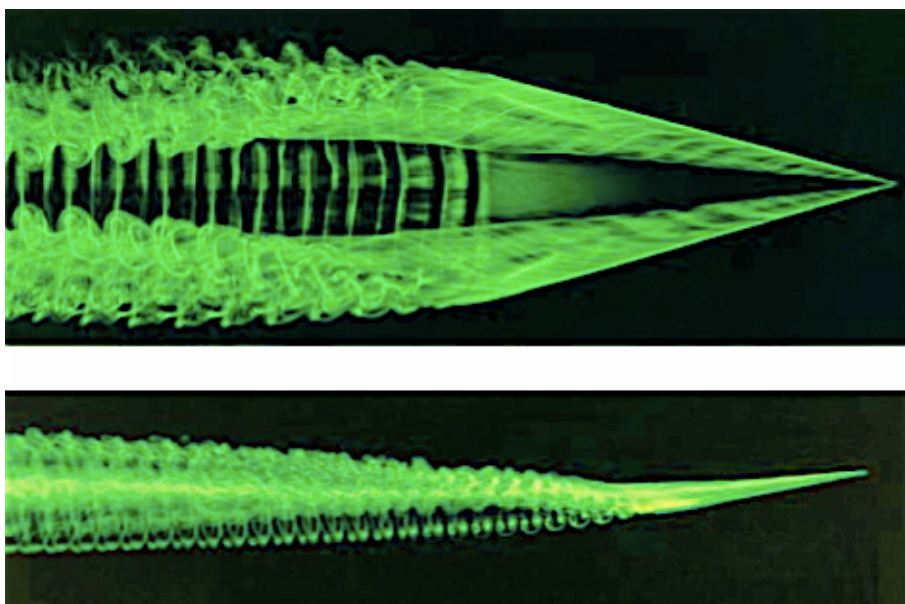


Рис. 1. Вихревое обтекание наплыва

Эксплуатация истребителей, оснащенных корневым наплывом и электродистанционной системой управления (ЭДСУ) показало, что в узком диапазоне скоростей и высот, когда самолет является статически неустойчивым, достигалась чрезвычайно высокая поворотливость практически равная таковой у истребителей второй мировой войны. Это положительно сказывалось на маневренности. К сожалению, с увеличением скорости и приближением к области сверхзвуковых скоростей аэродинамический фокус смещается назад, летательный аппарат (ЛА) становился устойчивым и все преимущества утрачиваются. Естественно, возникла идея разместить на самолете ПГО или вообще перейти к схеме "утка". В 80-е годы такие ЛА разрабатывались во всех развитых странах мира.

Но постепенно в печать стали просачиваться и негативные оценки. То главный конструктор КБ МиГ обронит фразу, что "ПГО и нужно-то только для того, чтобы вернуть самолет с больших углов атаки". Дело в том, что у обычной балансировочной схемы с наплывом, как у МиГа-29 и Су-27, есть область углов в районе 50° , в которой возникает явление антидемпфирования [1], когда момент тангажа становится отрицательным, самолет приобретает тенденцию к задиранию носа и может совершить переворот через хвост (рис.2).

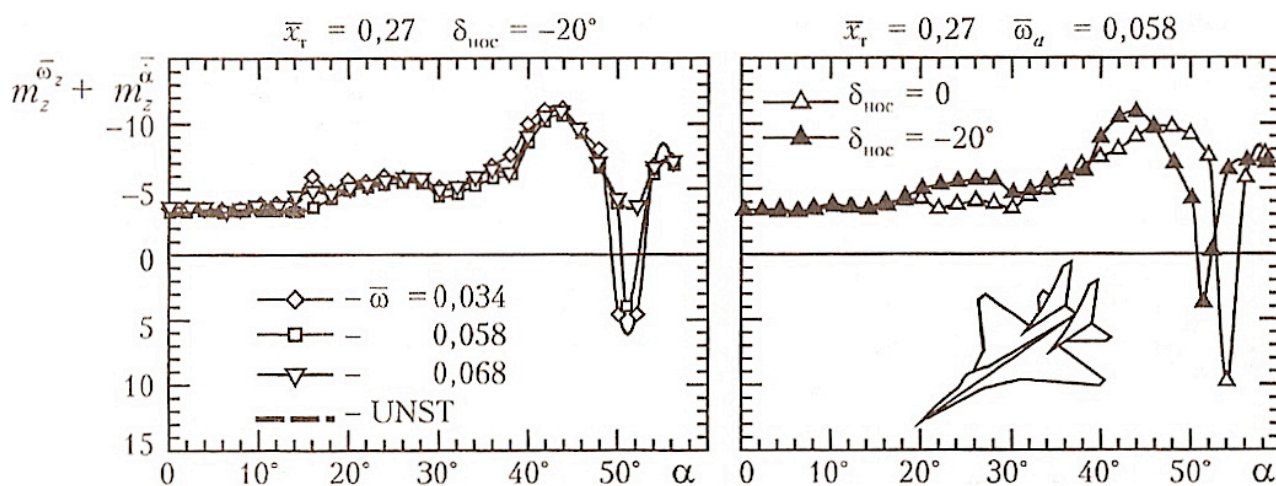


Рис. 2. Явление антидемпфирования на больших углах атаки.

То российские военные вообще категорически отказываются даже рассматривать вариант принятия Су-35 первой волны с ПГО на вооружение. В результате в новом веке аэродинамическая компоновка самолета фактически вернулась к исходному Су-27. В чем же дело? Попробуем разобраться.

О сложных вещах простыми словами, с картинками и без формул

Итак, начав эксплуатировать истребители 4-ого поколения, ученые всех авиационных стран быстро поняли, что достигнутые предельные показатели маневренности можно распространить на больший диапазон высот и скоростей без всякой экзотики, просто модернизируя аэродинамику и двигатели. И такие программы были развернуты широким фронтом. Но сначала необходимо рассказать об основных инструментах исследователей, которыми они добывали результаты в 80-е и 90-е годы XX-ого века.

Итак, начнем от "печки". В основе каждого раздела науки лежит своя система уравнений. В основе классической механики - система уравнений Ньютона, в основе электродинамики - уравнения Максвелла. Механика сжимаемого вязкого газа описывается системой уравнений Навье - Стокса.

Течения газа бывают ламинарными (рис.3 слева), переходными (рис.3 в середине), турбулентными (рис. 3 справа). Степень турбулентности принято выражать числом Рейнольдса Re , которое в безразмерной форме определяет отношение сил инерции потока газа к силам вязкого трения. Чем больше число Re , тем более турбулентный поток. В типичных житейских ситуациях, например, в струе воды, текущей из водопроводного крана кране воды, число Re составляет десятки тысяч, соответственно, большинство течений являются развитыми турбулентными.

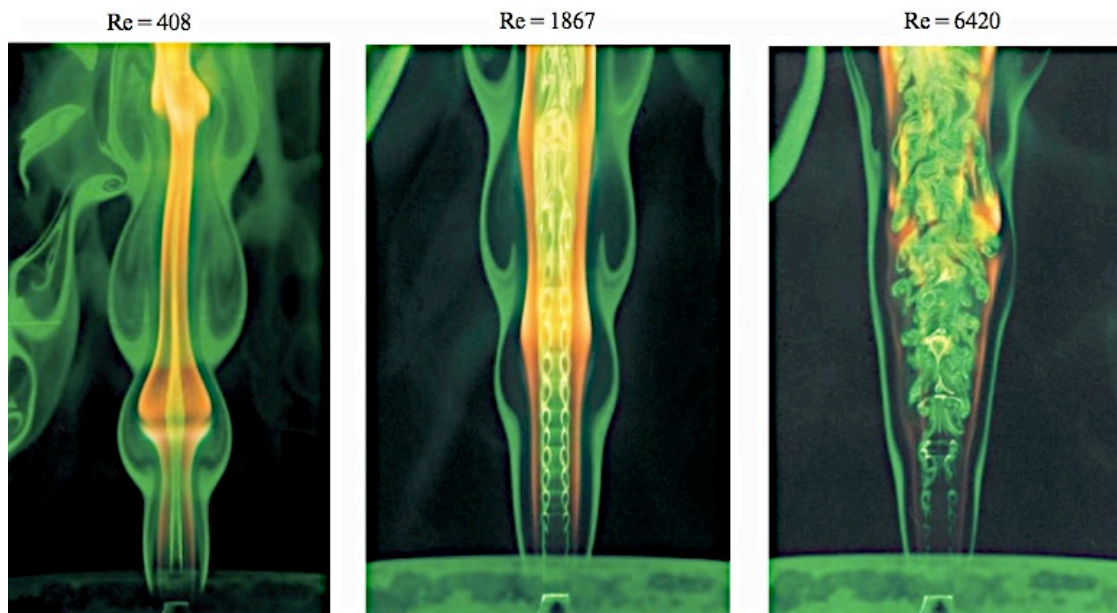


Рис. 3. Ламинарное, переходное и турбулентное течение на примере горения
Уравнения Навье-Стокса позволяют полностью описывать поведение линий тока, вихрей, акустических волн (рис. 4), твердых примесей, волн тяжелой жидкости.

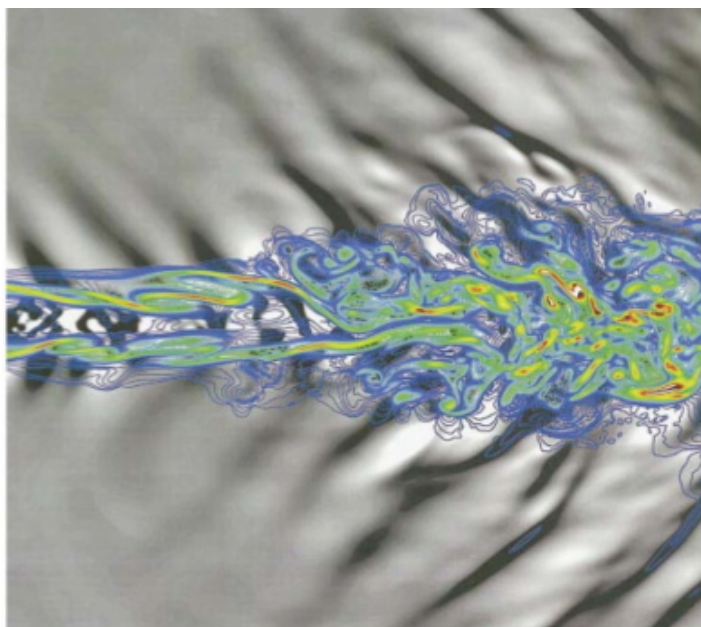


Рис.4. Расчет акустических волн и линий тока

В зависимости от числа Маха решения уравнений Навье - Стокса ведут себя по разному. В соответствии с теорией нелинейных уравнений в частных производных, если уравнения содержат члены гиперболического типа, то допустимы разрывы в решениях. Поскольку уравнения Навье-Стокса содержат такие члены, они позволяют моделировать ударные волны (рис. 5), как стационарные, так и нестационарные. Современным численным методам решения уравнений Навье - Стокса посвящена единственная русскоязычная монография [2] профессора БГТУ "Военмех" В.Н. Емельянова.

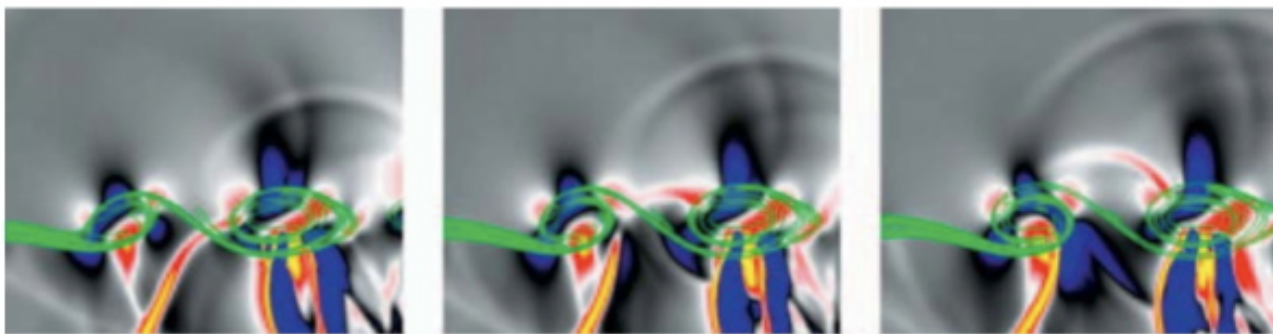


Рис. 5. Расчет нестационарного взаимодействия ударных волн.

Простейшее течение при небольших числах Re допускают прямое численное моделирование уже сегодня (рис. 6, два верхних изображения). Однако рассчитать полностью обтекание ЛА турбулентным потоком, основываясь на решении уравнений Навье-Стокса, можно будет не ранее 2080 г.

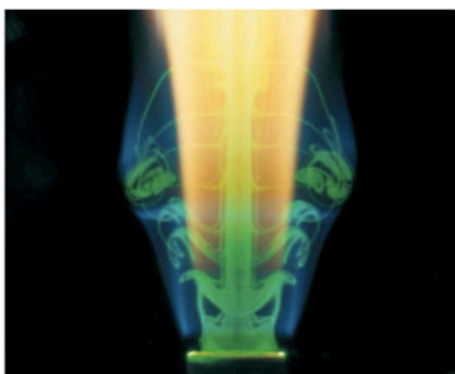
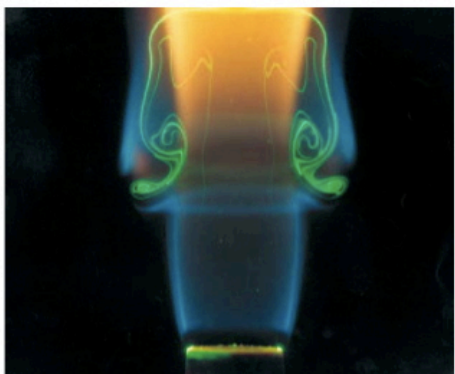
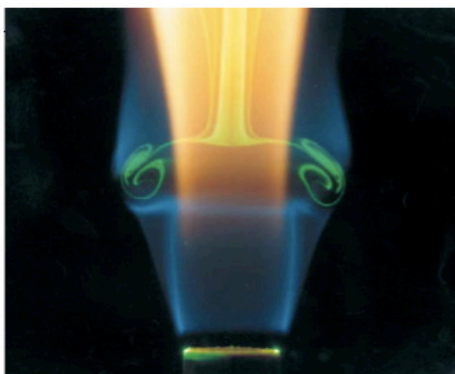


Рис. 6

Прямое численное решение получило в вычислительной практике обозначение DES. В науке принято постепенно упрощать описание технических объектов, вводя модели, сравнивая потом полученные с их помощью результаты с экспериментом. В газовой динамике Рейнольдсом было введено понятие модели турбулентности. Он предположил, что все течение может быть разделено на осредненное и пульсационное, для последнего можно ввести понятие кинетической энергии турбулентной пульсации, а также по аналогии с молекулярным трением турбулентную вязкость. Это позволило ученым сформулировать иерархию теорий турбулентности. Верхнюю ступеньку в которой занимает метод прямого моделирования крупных вихрей. В данном методе, который в литературе обычно обозначается LES, крупные вихри рассчитываются с помощью уравнений Навье-Стокса, а мелкие, размер которых меньше или равен размеру разностной ячейки, моделируется с помощью уравнений модели турбулентности. LES позволяет сегодня успешно исследовать течения типа того, что изображено на нижнем фрагменте рис. 6. Для этого у Вас под столом должен быть суперкомпьютер и масса свободного времени. Практическое использование метода LES для оптимизации конструкции ЛА ожидается не ранее 2040 г. В настоящее время основным инструментом стали промышленные пакеты, основанные на одно- и двухпараметрических моделях турбулентности, которые связывают между собой турбулентную вязкость и кинетическую энергию турбулентных пульсаций.

Эти пакеты позволяют строить плоские и объемные разностные сетки около реальных объектов аэро-космической техники (рис.7). Сетки могут быть структурированные (слева) и неструктурированные.

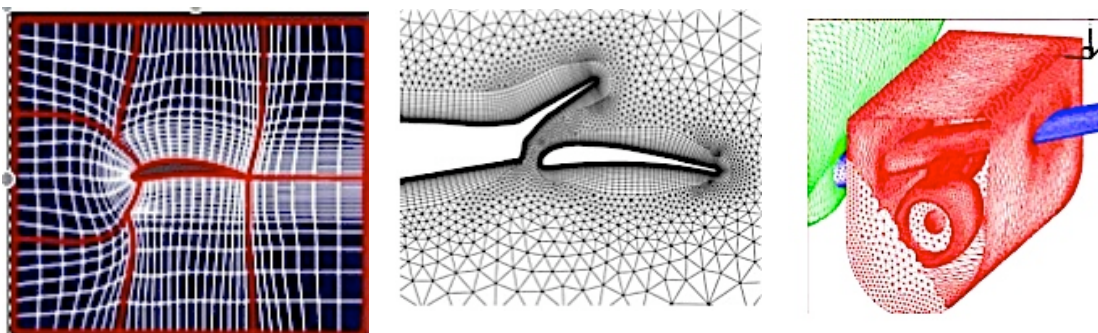


Рис. 7. Построение разностной сетки

К 2003-2005 г. уровень техники численных вычислений стал столь высоким, что позволил использовать газодинамические пакеты для оптимизации конструкции планера самолетов. Правда, это пока возможно только для существенно дозвуковых скоростей. На рис. 8 показаны результаты оптимизации взаимодействия потоков мотогондолы двигателя и крыла аэробуса А-380, выполненной с помощью пакета Megaflo. Видно, что после выполненной оптимизации зона возмущений, показанная на рис.8 синим цветом, существенно меньше.

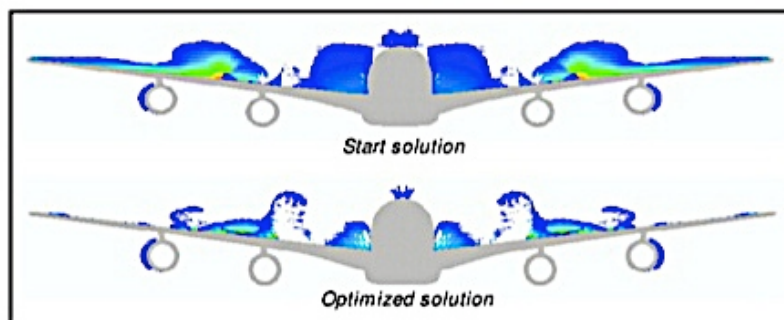


Рис. 8. Оптимизация взаимодействия крыла и мотогондол А-380.

Течение в крупных вихрях почти невязкое, поэтому простые модели турбулентности хорошо моделируют вихревое обтекание крыла. Это подталкивает конструкторов к использованию численных пакетов к оптимизации элементов вихревой аэродинамики крыла самолетов. На рис. 9. показано численное сравнение различных решений законцовок крыла, приводящих к уменьшению индуктивного сопротивления. Тип 1 - острая вихреобразующая кромка, тип 2 - "вихреобразующий зуб", тип 3 - концевая шайба (крылышко).

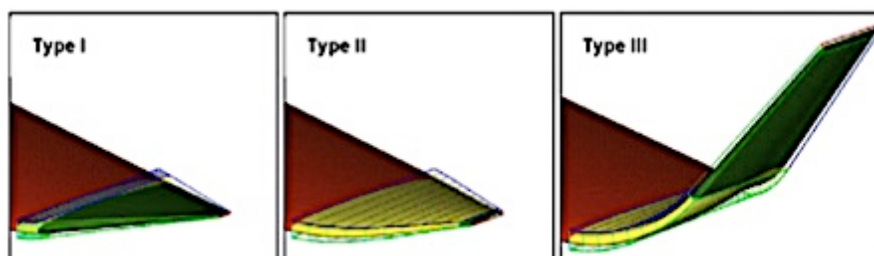


Рис.9. Численное исследование вариантов законцовок крыла.

Численное моделирование позволило получить целый ряд практически важных результатов, которые сегодня дублируют художники - любители на своих фэн-артах, не задумываясь о смысле этих технических решений. Так при разработке ударного варианта F-16XL был численно отработан дополнительный уступ в основании корневого наплыва крыла, имевший меньший угол стреловидности, чем сам наплыв (рис. 10). Этот уступ генерировал устойчивый вихрь, увеличивавший общую кинетическую энергию вихревой системы. Летный эксперимент (рис. 11) показал, что такая конструкция имеет преимущества, даже перед крылом с ламинарным покрытием.

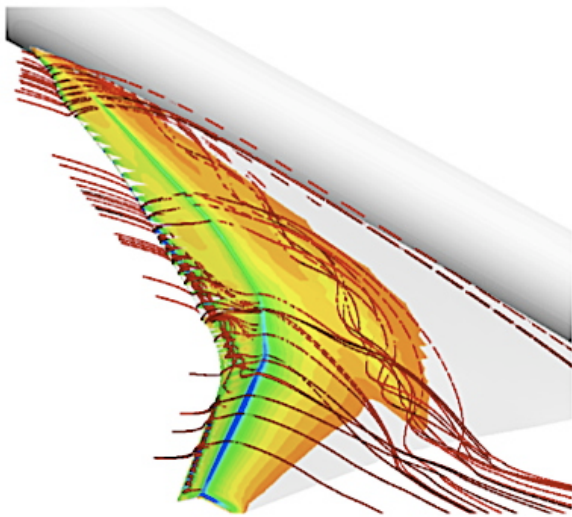


Рис. 10. Уступ в основании наплыва



Рис. 11. Летный эксперимент.

Теперь небольшие уступы в основании наплыва рисуют конструкторы - любители у всех гипотетических самолетов пятого поколения.

Однако в 80-е годы все эти красоты были еще недоступны. Инженеры использовали более простые, но не менее эффективные методики расчета ЛА. О них мы кратко и в доступной форме расскажем в следующем разделе.

Метод дискретных вихрей (панельный метод).

Если в уравнениях Навье - Стокса отбросить вязкость, то получатся уравнения Эйлера, которые позволяют моделировать до- и сверхзвуковые, потенциальные и вихревые течения, ударные волны, акустическое излучение. Великий Советский физик Лев Ландау показал [3], что в невязких течениях выполняется закон сохранения завихренности. Из этого следует, что крупные вихри могут моделироваться с помощью уравнений Эйлера. Их динамика определяется в основном инерционными силами.

Если уравнения Эйлера разделить на две части вихревую и потенциальную, то можно записать две отдельные системы уравнения: для одиночного вихря (или системы вихрей), а также для потенциала вектора скорости. Последняя система составляет так называемую линейную теорию аэродинамики и входит во все учебники в виде поляр крыла, зависимостей коэффициентов подъемной силы и сопротивления от угла атаки. Линейной эта теория называется потому, что зависимости эти - линейные. Вихрь, располагаясь на определенном расстоянии от поверхности также создает на ее поверхности некоторое давление и тангенциальную составляющую вектора скорости, соответственно и сопротивление

трения. Таким образом, вихрь отвечает за нелинейную составляющую подъемной силы и сопротивления.

В 70-е годы был разработан метод дискретизации пространства и поверхностей, который позволял использовать уравнения динамики вихрей и потенциала вектора скорости для расчета конкретных технических устройств [4]. Он получил название метода дискретных вихрей (МДВ). С появлением истребителей 4 поколения, у которых вихревая аэродинамика стала доминирующей, МДВ получил дальнейшее развитие.

Плоскую поверхность заменяют П-образными вихрями (рис.12). Внутри вихря располагаются точки коллокации, в которых проверяют выполнение условий непротекания на поверхности ЛА. Вихрь может образовывать два вихревых жгута, которые отрываются или от задней кромки крыла (рис. 12 слева), или в месте отрыва потока (рис. 12 справа) с поверхности.

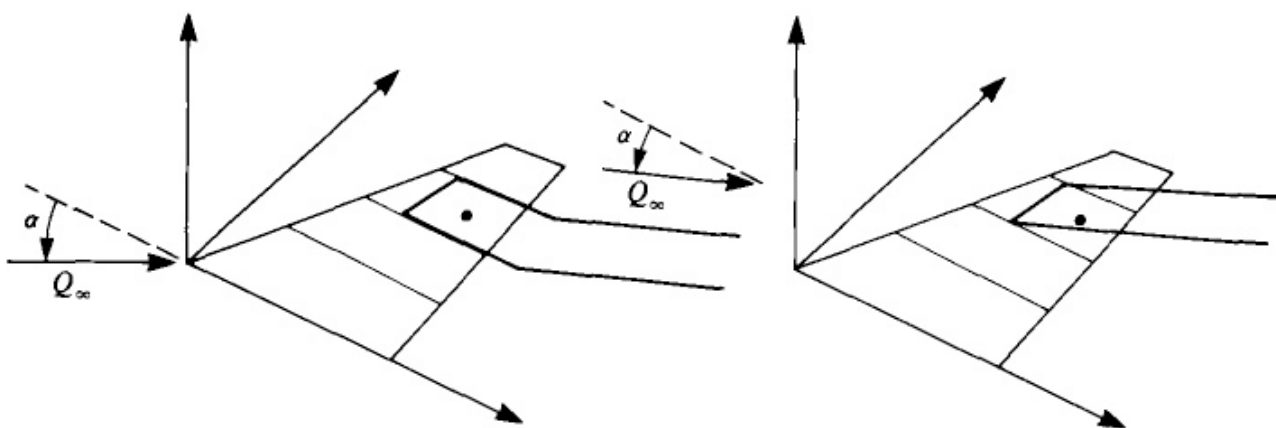


Рис. 12. Моделирование крыла с помощью П-образных вихрей.

Система вихревых жгутов образует вихревую пелену за аэродинамической поверхностью (рис. 13). Образование вихревой пелены можно трактовать и в плоской задаче. Однако, в этом случае приходится использовать нестационарную постановку (рис.14).

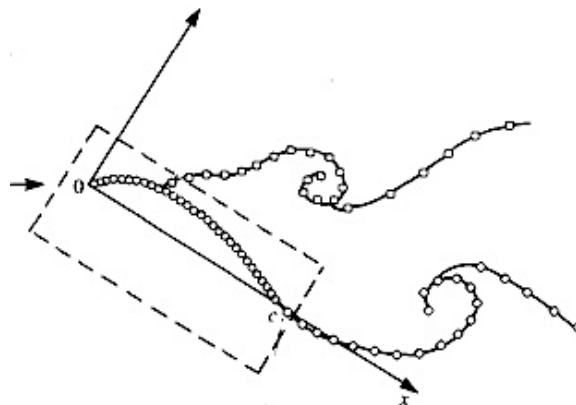
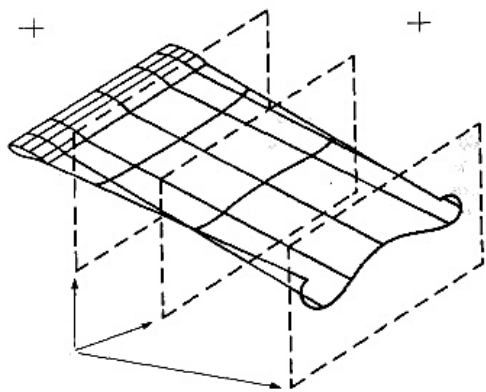


Рис. 13. Образование пелены из вихревых жгутов

Рис. 14. Кромочный и поверхностный сход свободных вихрей

Для этого необходимо задать промежуток времени Δt , который определяет периодичность схода вихрей, образующих вихревую пелену. Со сходом кромочных вихрей и в двухмерном, и в трехмерном случае все понятно, а как быть с поверхностным отрывом? Для этого существуют методы расчета пограничного слоя. Точка отрыва пограничного слоя (Рис. 15) и будет точкой схода вихревой пелены. Советская модель этим и ограничивалась. Обычно, самолет заменялся фронтальной и горизонтальной проекцией. Даже такая грубейшая, казалось бы, модель позволила в 80-е годы накопить ценнейший материал по многим динамическим режимам движения истребителей. С помощью более сложных моделей их просто в то время невозможно было получить. Эти расчеты спасли множество жизней летчиков испытателей, а после внедрения системы ограничения сигналов систем управления и жизней строевых летчиков. Как говорится, если и есть, что-то в политике кроме нефти, то это газ. Если есть, что - то в авиационной науке кроме метода конечных элементов, то это МДВ.

В США пошли дальше. Парадокс, но возможно, потому их результаты оказались скромнее. Там научились моделировать толстые аэродинамические поверхности (рис. 16).

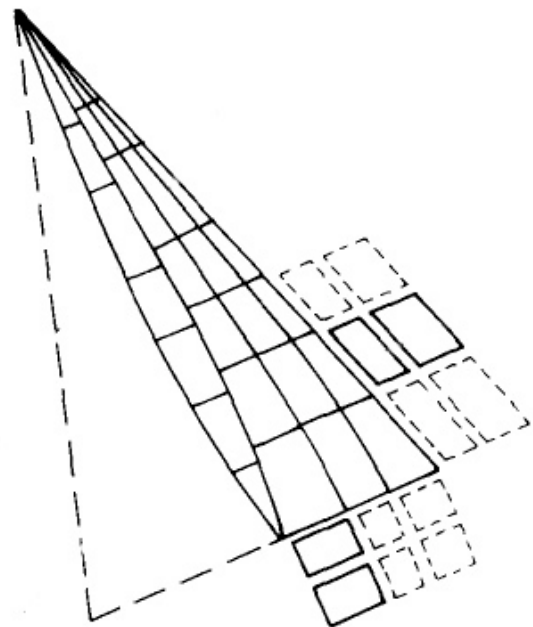
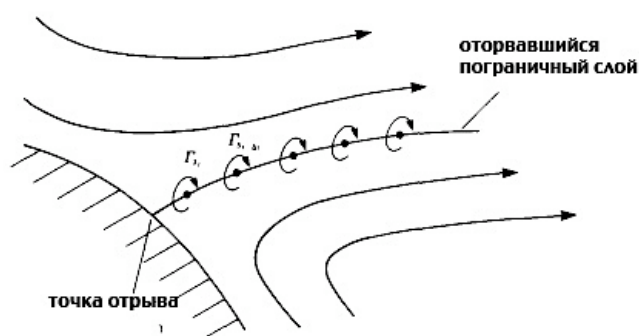


Рис. 15. Отрыв пограничного слоя и сход вихревой пелены

Рис. 16. Моделирование “толстой” аэродинамической поверхности в МДВ

Но не только их, а еще воздухозаборники и струи. Воздухозаборники задавались специальными типами панелей, у которых точки коллокации были проницаемыми, а струи моделировались замкнутыми вихрями, круглыми, прямоугольными, тороидальными (Рис. 17). В результате, было получено хорошее совпадение результатов расчета с экспериментом вплоть до углов атаки 35° (Рис.18). Линейная теория позволяет рассчитывать аэродинамику самолета только до углов $5-7^\circ$. Кстати, самые современные нынешние пакеты не достигли промышленной готовности к расчетам движения истребителей на углах атаки более $12-15^\circ$. А старый добрый МДВ постепенно отправлен в отставку. В интересное время живем.

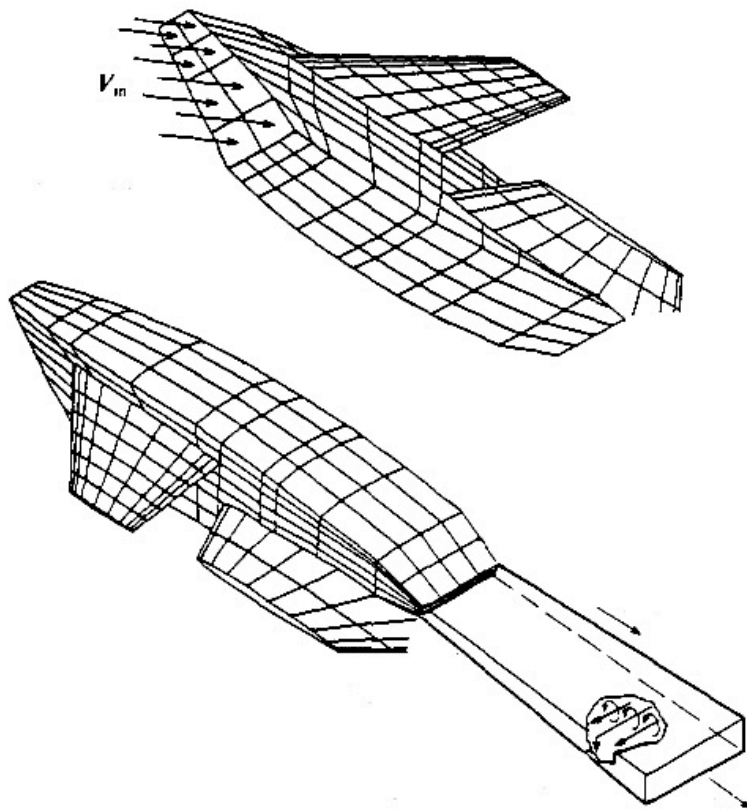


Рис.17 Комплексная модель самолета в Методе Дискретных Вихрей

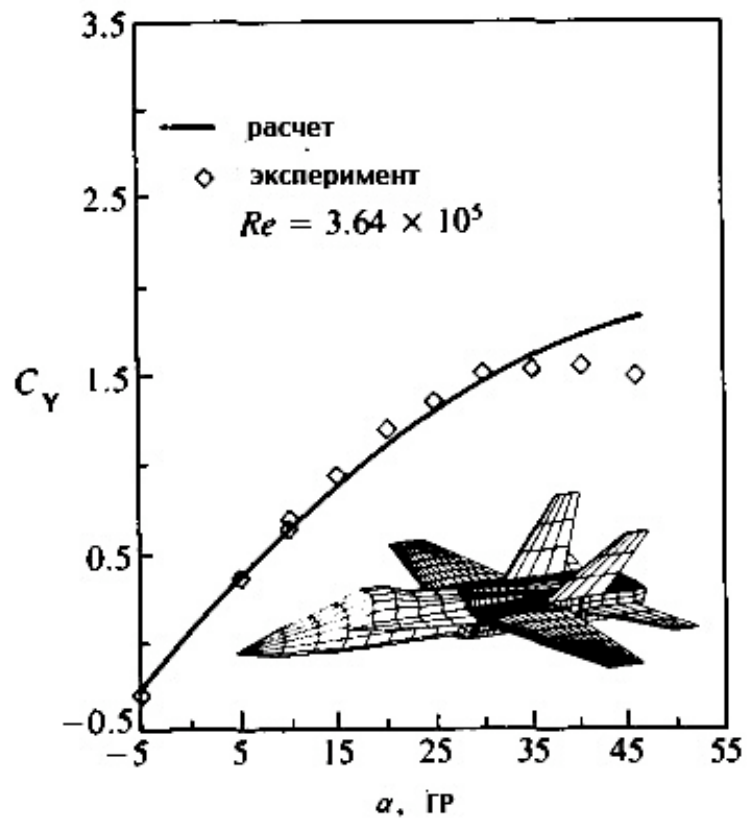


Рис. 18. Сравнение расчета Методом Дискретных Вихрей зависимости коэффициента подъемной силы самолета от угла атаки с экспериментом.

Первый триплан

В №11 “Авиации и Космонавтики” за 2008 г. рассказана, наконец, правдивая история создания схемы “триплан” в СССР, а также освещены причины применения ее на Су-27К. А причины были банальны. Невыполнение нормативов по массе бортового оборудования привели к тому, что Су-27 только при определенных режимах был слегка неустойчивым. ПГО рассматривалось в качестве простого и дешевого способа смещения аэродинамического фокуса самолета вперед. Однако результат получился намного более интересным. Об этом чуть ниже, а сейчас о первенце из семьи трипланов F-15SMTD (Рис.19). Наиболее полную информацию по данной программе можно почерпнуть в отчете ЦАГИ [5] (он выставлен на сайте Paralay.com).

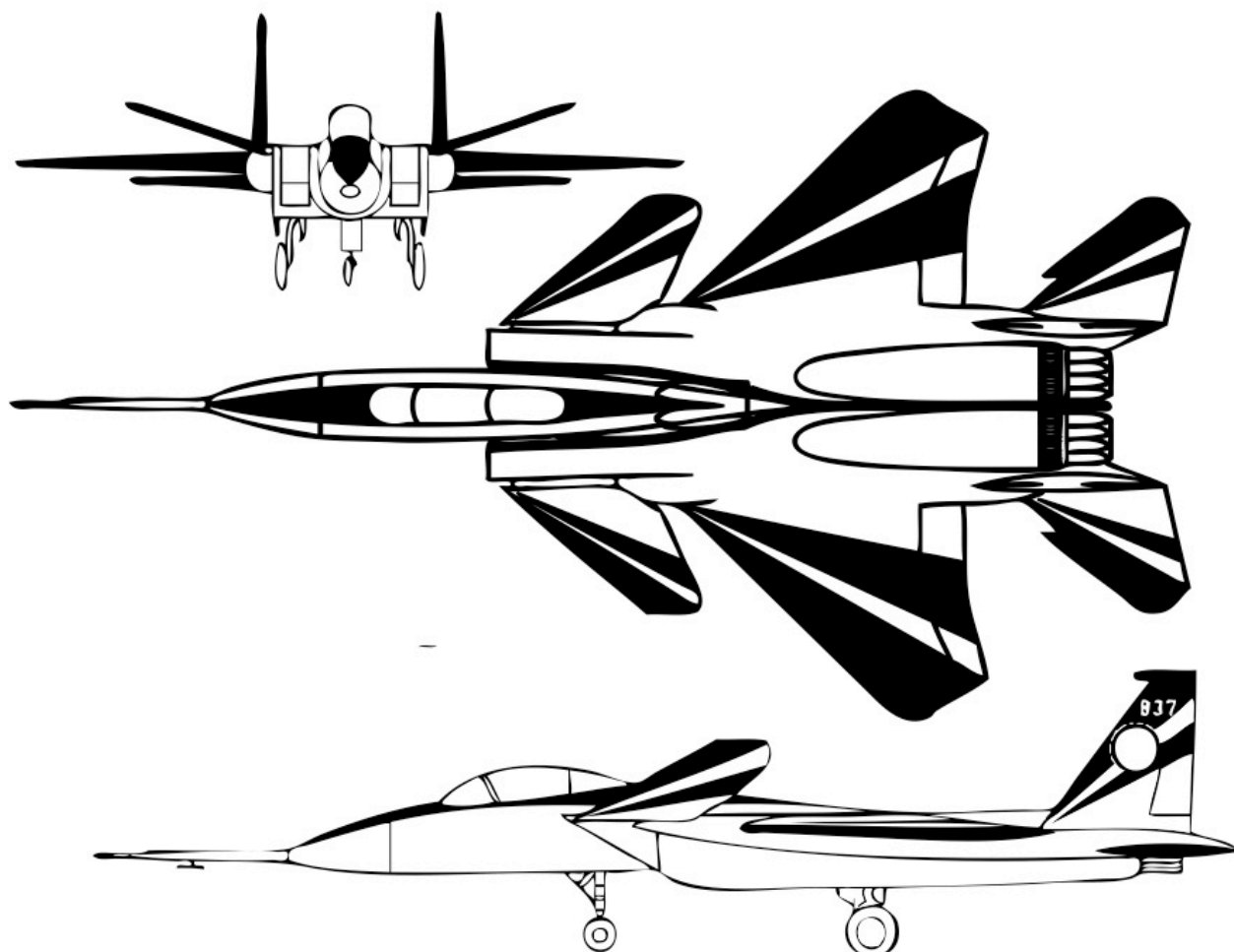


Рис.19. Экспериментальный самолет F-15SMTD

На этом самолете ставилась задача существенно сократить взлетно-посадочную дистанцию, а также увеличить диапазон допустимых перегрузок. Изучались разные конструкции реверса тяги, плоских и осесимметричных сопел. Результаты этих исследований нашли применение в дальнейшем на F-22. Многие решения заимствованы в конструкции управляемых сопел КЛИВТ. Этому будет посвящена следующая статья серии.

Остановимся более подробно на проблеме ПГО. В качестве переднего оперения на F-15SMTD был использован стабилизатор от F-18, он хорошо подошел по геометрии. Летные эксперименты показали, что если исходный F-15 мог совершать маневры с семикратной перегрузкой, то модернизированная машина выходила на 9g. Продувки в аэродинамической трубе продемонстрировали однозначное преимущество триплана с точки зрения коэффициента подъемной силы при любых углах атаки, причем, как при наличии программного отклонения ПГО (кривая 2 рис. 20), так и при неподвижном ПГО (кривая 1 рис.20). Предостережем читателя здесь от ошибки. У F-15 было простое плоское немеханизированное крыло, не имевшее наплыва, поэтому ПГО дало такой эффект.

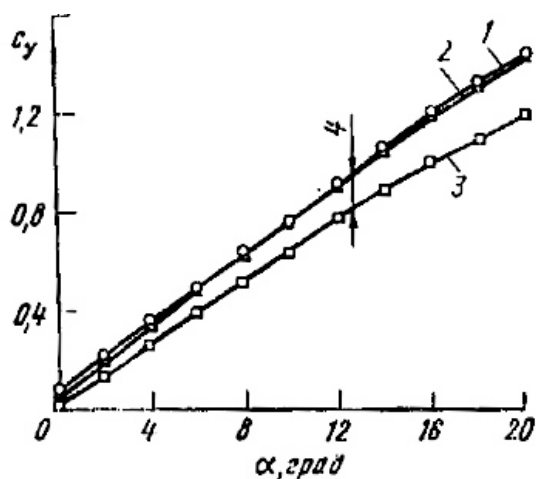


Рис. 20. Коэффициент подъемной силы триплана и исходного F-15. 1- Неподвижное ПГО, 2-программно-управляемое ПГО, 3-исходный F-15, 4-увеличение c_y .

На рис. 21. показана схема скачков уплотнения, которые образуются на поверхности крыла в отсутствие ПГО (пунктирные линии) и тогда, когда переднее горизонтальное оперение существует и влияет на основное крыло (сплошные линии). Видно, что во втором случае углы наклона скачков по отношению к набегающему потоку меньше, меньше и сама зона, которую занимают скачки и отрывные течения. Соответственно, меньше сопротивление и больше подъемная сила. Именно это явление объяснило значительное улучшение сверхзвуковой маневренности Су-27К, Су-30МКИ.

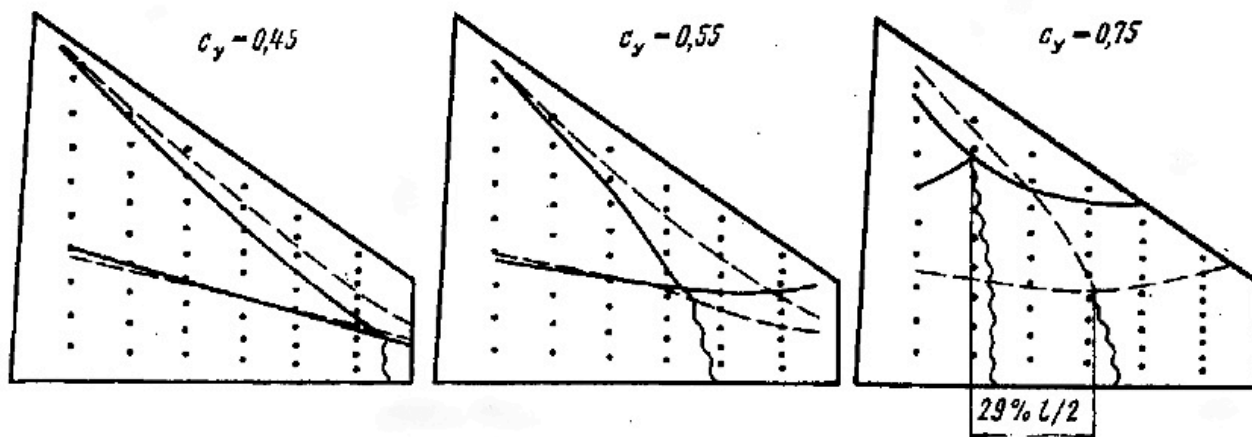


Рис. 21. Объяснение положительного влияния ПГО на аэродинамическое качество крыла.

Близкое расположение ПГО должно дать положительный эффект для маневренности и на дозвуковых скоростях, т.к. его применение вызывает уменьшение угла атаки на более, чем $1/3$ размаха крыла. Расчеты с помощью МДВ показали, что это действительно так.

К сожалению, не обошлось без ложки дегтя в бочке меда. ПГО увеличивает сопротивление. Это вызывает рост расхода топлива. Таким образом, улучшение аэродинамического качества не компенсирует увеличения массы самолета.

Выводы

Попробуем просуммировать плюсы и минусы схемы триплан и постараться спрогнозировать ее появление на самолете пятого или шестого поколения.

Плюсы:

1. Примерно те же, что и у корневого наплыва крыла.
2. Дополнительно увеличивает аэродинамическое качество на сверхзвуке.
3. Улучшает обтекание крыла на больших углах атаки на дозвуковых скоростях.
4. Позволяет компенсировать болтанку на предельно низких высотах.

Минусы:

1. Увеличивает лобовое сопротивление.
2. Улучшение аэродинамического качества не компенсирует увеличения массы конструкции.
3. Программное управление ПГО не дает дополнительных преимуществ в подъемной силе.
4. Использование ПГО для управления ЛА по тангажу на больших углах атаки не имеет смысла при использовании двигателей с управляемым вектором тяги (УВТ).
5. Преимущества 2 и 3 эффективнее реализуются с помощью адаптивного крыла.

В отчете [5] приведен график зависимости момента тангажа от угла атаки, а также коэффициента подъемной силы от угла атаки исходного F-15 (кривая 2 рис. 22) и триплана (кривая 1). У исходного самолета флапероны отклонены во взлетной конфигурации на 30° вниз. Видно, что подъемная сила практически одинаковая, у F-15 она, даже больше, т.е. схема "триплан" здесь сама по себе выигрыша не дает.

А вот нижний график интереснее. На нем изображена моментная характеристика триплана при ПГО, отклоненном на 20° и F-15 в стандартной взлетной конфигурации. Видно, что обычному Иглу для того, чтобы получить момент на кабрирование, необходимо выйти на угол атаки 20° . У F-15SMTD положительный момент достигается уже при нулевом угле атаки. Тот же эффект можно получить при помощи УВТ.

Таким образом, интегральный триплан на истребителе - явный промежуточный этап, если угодно, лекарство, от текущих проблем. Вылечили проблемы (стала легче электроника, ФАР, научились управляться с УВТ) отправили в отставку

интегральный триплан. Его на пятом поколении должно заменить полностью адаптивное (закрылок в том числе) крыло с наплывом и двигатель у вектором тяги, управляемым по каналу тангажа .

На бомбардировщиках и штурмовиках дополнительное ПГО может применяться для создания дополнительного управляющего воздействия, непосредственной боковой силы, подавления болтанки, но это уже совсем другая история.

Продолжение следует (совсем скоро).

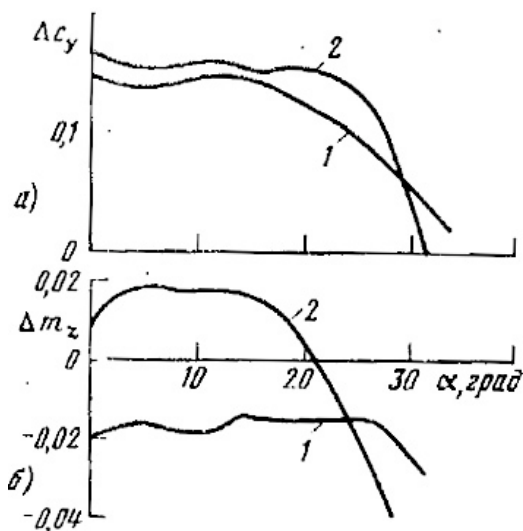


Рис. 22. Взлетный режим. 1-F-15SMTD, 2-F-15.

- а) коэффициент подъемной силы
- б) коэффициент момента тангажа

Литература

1. М.Г.Гоман, Г.И.Столяров, С.Л.Тыртышников и др. Описание продольных аэродинамических характеристик самолета на больших углах атаки с учетом динамических эффектов отрывного обтекания. Препринт ЦАГИ. №9. 1990 г.
2. К.Н. Волков, В.Н. Емельянов. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. Фундаментальная и прикладная физика. М.: Физматлит. 2008.
3. Л.Д.Ландау, Е.М.Лифшиц. Теоретическая физика. том VI. Гидродинамика. М.:Наука: 1986.
4. С.М. Белоцерковский, Б.К. Скрипач, В.К. Табачников. Крыло в нестационарном потоке газа. М.:Наука, 1979 г., 768 с.
5. М.А. Поплавский. Программа высокоманевренного самолета КВП МАКДОННЕЛ ДУГЛАС F-15SMTD. Реферат. ОНТИ ЦАГИ