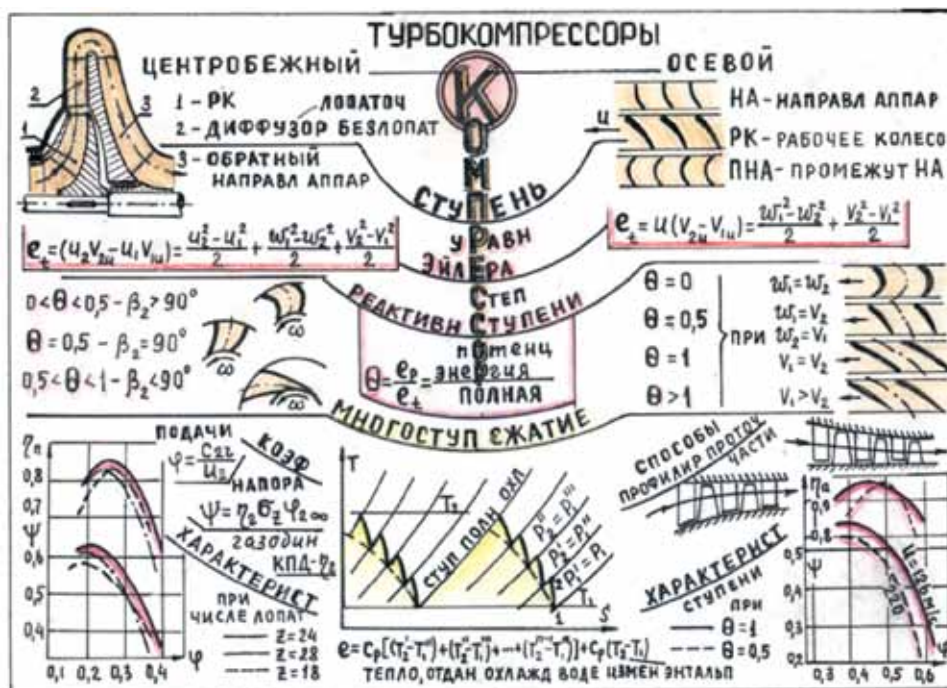




Только при верных ответах на все вопросы подряд обучаемый сможет перейти к изучению следующего раздела. 1. Аэродинамика самолетов при полетах на больших углах атаки. 2. Динамика самолетов при полетах на больших углах атаки. 3. Основные причины непреднамеренного увеличения угла атаки. 4. Недостатки систем ограничения предельных режимов. 5. Режимы сваливания. 6. Штопор самолетов. 7. Особенности после штопорного пикирования. 8. Потеря скорости. 9. Меры предосторожности. 10. Особенности принятия решения на аварийное покидание. 11. Ознакомление с методами пилотирования. 12. Контроль знаний.

Выход самолета на большие углы атаки сопровождается ухудшением характеристик устойчивости и управляемости. Физической причиной этого является ухудшение обтекания самолета. Увеличение угла атаки приводит к возникновению и развитию зон срывного обтекания и затенению крылом и фюзеляжем хвостового оперения. При этом кили с рулями направления, оказавшись в срывной застойной зоне обтекания, теряют свою эффективность, что приводит к ухудшению устойчивости и управляемости самолета в путевом движении.

Срыв потока на консолях крыла и стабилизатора вызывает смещение аэродинамического фокуса вперед, что приводит к ухудшению или полной потере продольной статической устойчивости и устойчивости самолета по перегрузке. Характер изменения статической устойчивости, которая характеризуется наклоном кривой аэродинамического момента тангажа в зависимости от угла атаки. При нейтральности по перегрузке самолет может увеличивать угол атаки, не смотря на сохранение летчиком прежнего положения рычага управления самолетом (РУС) по тангажу. При неустойчивости по перегрузке самолет может самопроизвольно увеличивать угол атаки, не смотря на отклонение летчиком РУС на пикирование. Устойчивость по перегрузке определяется не только продольной статической устойчивостью, но и демпфированием, которое по абсолютной величине уменьшается с ростом угла атаки. Продольная статическая устойчивость зависит от центровки. Смещение центра масс самолета назад вызывает уменьшение статической устойчивости, а следовательно и устойчивости по перегрузке. Ухудшение обтекания горизонтального хвостового оперения приводит к ухудшению продольной управляемости самолета, которая характеризуется разницей между величинами аэродинамического момента тангажа на кабрирование и на пикирование. Отклонение стабилизатора на больших углах атаки вызывает слабое изменение момента тангажа, что приводит к ухудшению реакции самолета в продольном канале на отклонение РУС.

На самолетах с небольшим запасом продольной статической устойчивости, а также

на неустойчивых самолетах все перечисленные факторы приводят к тому, что на больших углах атаки существенно уменьшается запас пикирующего момента. На ряде самолетов, например на F-16 и при определенных центровках на Су-27, запас пикирующего момента может полностью отсутствовать. В этом случае появляется опасность попадания в режимы так называемых «вторых балансировок» на закритических углах атаки. Отсутствие необходимого запаса управляющего момента на пикирование отклонение РУС от себя, не позволяет вывести самолет из этих режимов. Самолет попадает в режим «зависания», который часто называют «глубоким сваливанием».

Наиболее ярко потеря устойчивости и управляемости на больших углах атаки проявляется в поперечном канале, что вызвано ухудшением обтекания всего самолета в целом и органов поперечного управления, в частности, которые оказываются в зоне срывного обтекания.

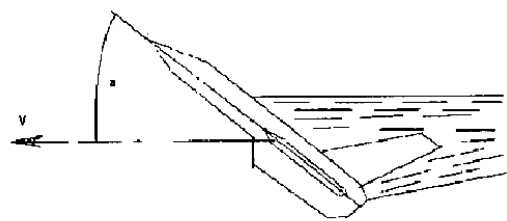


Рис. 1. Попадание хвостового оперения в зону срывного обтекания при полете на больших углах атаки

Прямая эффективность органов поперечного управления (элеронов или флаперонов и дифференциального стабилизатора) при выходе на большие углы атаки уменьшается очень значительно. Момент крена от отклонения этих органов в сторону отклонения рычага управления самолетом (РУС) становится маленьким, но в то же время появляется значительный момент по рысканию в путевом канале, который вызывает вредное скольжение в сторону, противоположную отклонению РУС. Возникшее скольжение приводит к появлению момента крена, действующего в обратную сторону и превышающего по величине момент крена от органов поперечного управления.

Летчик отклоняет РУС влево. Левый элерон поднимается вверх и оказывается затенен крылом. Правый элерон опускается вниз и оказывается подставленным набегающему потоку. На нем возникает сила, направленная назад, которая вызывает момент рыскания вправо, приводящий к скольжению на левое крыло. Аэродинамический момент на больших углах атаки имеет большую величину.

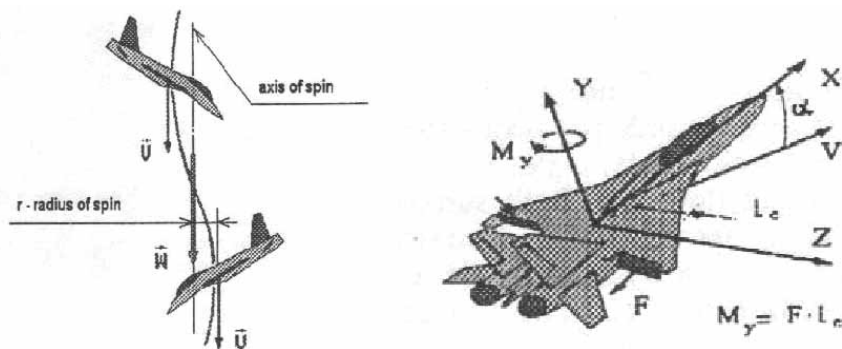


Рис. 2 Кинематика спина Динамика спин

Таким образом, возникает значительный момент крыла, действующий право, т.е. в сторону, противоположную отклонению РУС, и превышающий по величине управляющий момент крена от элеронов. Вот в чем состоит физическая природа обратной реакции самолета по крену, возникающая на больших углах атаки при отклонении элеронов. Несколько более сложная физическая картина наблюдается при дифференциальном отклонении консолей стабилизатора на больших углах атаки. Однако, суть остается прежней. Работа поддержана Российским Фондом Фундаментальных Исследований (проект № 14-07-00564).

ВВЕДЕНИЕ В СПЕЦИАЛЬНОСТЬ II. ВЫСОКОСКОРОСТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ (учебное пособие)

Хлопков Ю.И., Чернышев С.Л., Зезя Мью Мьинт,
Хлопков А.Ю.

Московский физико-технический институт
(государственный университет), Москва,
e-mail: khlopkov@falt.ru

Стоимость выведения полезной нагрузки на космическую орбиту в настоящее время все еще чрезвычайно велика. Это объясняется высокой стоимостью ракетных двигателей, сложной системой управления, дорогими материалами, используемыми в конструкции ракет и их двигателей и главным образом их одноразовым использованием.

В конце XX – начале XXI веков удельная стоимость выведения полезной нагрузки на низкую орбиту для одноразовых и частично многоразовых носителей США и Западной Европы составляла примерно от 10 000 до 25 000 \$/кг. Для транспортной космической системы «Space Shuttle» стоимость доставки 1 кг полезной нагрузки на околоземную орбиту составляла 10 416 \$/кг (в 2011 г.). Использование нового поколения одноразовых носителей типа «Atlas V», «Delta IV» и «Arianе V» должно было привести к некоторому снижению удельной стоимости

выведения, но, как и ожидалось, не слишком значительному. Вследствие комплекса причин, обусловленных особенностями развития космической техники в СССР, удельная стоимость выведения одноразовыми российскими ракетами заметно меньше. Например, стоимости выведения носителями «Союз» и «Протон» на самом деле составляют 2400 и 2100 \$/кг соответственно. Тем не менее дальнейшее снижение стоимости выведения полезной нагрузки на космическую орбиту связывают с гиперзвуковыми многоразовыми летательными аппаратами. Кстати сказать, теоретически наиболее выгодным с экономической точки зрения доставки грузов и пассажиров в космос является реализация уже в недалеком будущем русской идеи «Космический Лифт».

В конце девяностых – начале двухтысячных годов на факультете по инициативе профессора Хлопкова Ю.И. был разработан проект информационной технологии «АДАНАТ» – Аэродинамический Анализ обеспечения создания Авиационно-космической Техники. В результате реализации ряда грантов Российского Фонда Фундаментальных Исследований, а также Минобрнауки поддерживающих проект, на Факультете аэромеханики и летательной техники МФТИ был создан Центр параллельных вычислений коллективного пользования. Центр оснащен современным программным обеспечением. В рамках проекта были определены фундаментальные проблемы в области создания нового поколения аэрокосмической техники, организована совместная работа различных научных коллективов, таких как ЦАГИ, ЦИАМ, ВЦ РАН, ИПМ РАН, ИАП РАН, КБ «Сухой», ООО «ТЕСИС» и др. Развитие Центра позволило продвинуться в решении наиболее сложных задач вычислительной аэродинамики. Это задачи гиперзвуковой аэродинамики, динамики разреженного газа, задачи о течениях в турбореактивных двигателях (turbo jet) и др.

В рамках проекта информационной технологии «АДАНАТ» разработан комплекс методов, обеспечивающих анализ и проектирование