

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

Нижегородский государственный университет
им. Н.И. Лобачевского

Д.В. Хомицкий

**Моделирование элементов динамики самолёта
в условиях неустойчивости на большой
высоте**

Практикум



Рекомендовано методической комиссией физического факультета
для студентов ННГУ, обучающихся по направлениям подготовки
бакалавров 010700 «Физика» и 210600 «Нанотехнология»,
по специальностям 010701 «Физика»,
010803 «Микроэлектроника и полупроводниковые приборы»,
230201 «Информационные системы и технологии»,
210601 «Нанотехнология в электронике»

Нижний Новгород
2008

УДК 533.652.1, 519.622.1

ББК 22.253.3, 22.193

X-76

X-76 Хомицкий Д.В. МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ДИНАМИКИ САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ НЕУСТОЙЧИВОСТИ НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ: Практикум – Нижний Новгород: Нижегородский госуниверситет, 2008. – 37 с.

Составитель: **Д.В. Хомицкий** - к.ф.м.-н. доцент кафедры теоретической физики

Рецензенты: **М.А. Фаддеев** – к.ф.м.-н. доцент кафедры кристаллографии и экспериментальной физики
И.В. Гребнев – к.п.н. доцент кафедры кристаллографии и экспериментальной физики

Практикум по лабораторной работе содержит теоретическое введение и задачи для самостоятельного исследования студентами по моделированию основных физических параметров полёта некоторых массовых типов пассажирских и грузовых авиалайнеров в условиях неустойчивостей, вызванных внешними воздействиями на большой высоте. Для построения модели предполагается использование фактических данных по аэродинамике данных самолётов, а также параметров, имевших место в реальных авиационных происшествиях. Пособие предназначено для использования в рамках курсов «Вычислительная физика», «Методы математического моделирования», читающихся студентам ННГУ.

УДК 533.652.1, 519.622.1

ББК 22.253.3, 22.193

© Нижегородский государственный университет
им. Н.И. Лобачевского, 2008

1. Введение

Предлагаемая лабораторная работа служит введением в физические основы и численные методы раздела механики, изучающего движение летательных аппаратов и называемой аэродинамикой. В первой части настоящего руководства даётся краткое введение в физические основы аэродинамики горизонтального полёта.: приводятся сведения об аэродинамических силах, действующих на центр масс самолёта, и указываются параметры их расчёта на примере некоторых широко распространенных типов отечественных пассажирских и грузовых воздушных судов. Во второй части приводится схема математической модели, позволяющей рассчитать движение центра масс самолёта в вертикальной плоскости во время горизонтального полёта, при этом учитываются атмосферные возмущения в виде вертикальных порывов ветра. В третьей части пособия на примере самого массового типа пассажирского авиалайнера Российской Федерации приводятся примеры моделирования ряда реальных авиационных происшествий, случившихся на большой высоте полёта, и даются физически обоснованные рекомендации по их предотвращению. В конце руководства размещен краткий словарь терминов, необходимых для правильного обозначения рассматриваемых в работе физических явлений, имеющих авиационную специфику.

Автор выражает благодарность лётчику-инструктору пилоту первого класса гражданской авиации В.В. Ершову, который прочитал рукопись пособия и сделал ряд полезных замечаний.

Краткое описание типов рассматриваемых в работе самолётов

Пассажирский авиалайнер Ту-154М

Среднемагистральный пассажирский авиалайнер Ту-154М [1], введённый в эксплуатацию в 1985 году после модернизации лайнера Ту-154Б [2], остается одним из наиболее массовых воздушных судов на авиалиниях Российской Федерации. Он предназначен для доставки до 160 пассажиров на расстояние до 5 тысяч километров со скоростью до 900 км/ч. Его высокая скорость, потолок и надёжность в сочетании с изящной конструкцией (рис.1) позволяют говорить об этом самолёте как об одном из наиболее выдающихся достижений отечественной авиационной промышленности. При этом следует отметить, что массовая эксплуатация лайнера в различных авиакомпаниях с разным уровнем подготовки лётного и технического состава, в разнообразных погодных и климатических условиях, не могла не привести к появлению истории авиaproисшествий, в том числе и авиакатастроф.



Рис.1. Общий вид пассажирского авиалайнера Ту-154М в посадочной конфигурации. Фотография взята из книги [1].

Несмотря на то, что подавляющая часть происшествий происходила на этапах посадки и взлёта, ряд катастроф с этим и другими типами авиалайнеров был связан с нарушением установившегося горизонтального полёта, в том числе на большой высоте (10 – 12 км) крейсерского полёта на заданном эшелоне. Так, 10 июля 1985 года в районе Учкудука (Узбекистан) самолёт Ту-154Б был выведен автопилотом на эшелон 11600 м в условиях, оказавшихся запредельным по массе самолёта и температуре наружного воздуха, что при попытках удерживать эшелон привело к выходу на закритические углы атаки, потере приборной скорости и сваливанию самолёта с переходом в плоский штопор. Позднее, 22 марта 1994 года, в районе Междуреченска на эшелоне 10100 м аэробус А-310 был введен в крен посторонним лицом в кабине пилотов, что при попытке автопилота удерживать высоту эшелона также привело к выходу на закритические углы атаки, сваливанию и переходу в неуправляемое снижение. Похожая авиакатастрофа произошла и с самолётом Ту-154Б 6 декабря 1995 года в районе Хабаровска, где на эшелоне 10600 м кренящий момент был создан несимметричной перекачкой топлива из крыльевых баков, что привело к вхождению лайнера в крутую нисходящую спираль. Еще одна катастрофа произошла 3 июля 2001 года с самолётом Ту-154М при заходе на посадку в аэропорту Иркутска, где в горизонтальном полёте на высоте 850 м была потеряна скорость на третьем развороте схемы захода, далее последовало снижение и неадекватно резкий выход из него, приведший к сваливанию воздушного судна с переходом в штопор. Наконец, недавняя катастрофа с самолётом Ту-154М в районе Донецка 22 августа 2006 года также была связана с нарушением режима горизонтального полёта в условиях интенсивной грозовой деятельности, что привело к потере приборной скорости на эшелоне 11900 м, выходу на закритические углы атаки и сваливанию с переходом в плоский штопор. В настоящее время специализированными ведомствами проведён углублённый анализ всех упомянутых происшествий и разработаны практические рекомендации, позволяющие избежать их в будущем.

Транспортный самолёт Ил-76Т

Тяжёлый транспортный самолёт Ил-76Т [3] (рис.2), созданный в 1970-х годах, остаётся основным средством отечественного авиапарка для воздушной доставки от 20 до 50 тонн груза на расстояние от 3 до 5 тысяч километров со скоростью до 800 км/ч. Его различные модификации широко используются как в военно-воздушных силах, так и в коммерческом грузовом транспорте, в службах МЧС и других структурах. Благодаря исключительно удачной аэродинамической компоновке и мощным двигателям самолёт Ил-76Т может взлетать и садиться с неподготовленных, в том числе грунтовых и ледовых площадок длиной не более 1.5 километра, а также в условиях высокогорья и полярных широт.



Рис.2. Общий вид самолёта Ил-76Т в посадочной конфигурации.
Фотография взята с сайта http://aviaros.narod.ru/foto/il-76/il-76_21.jpg

Аэробус Ил-86

Пассажирский самолёт Ил-86 [4] (рис.3), созданный в начале 1980-х годов, был первым отечественным широкофюзеляжным аэробусом, рассчитанным на перевозку до 350 пассажиров на расстояние до 5 тысяч километров со скоростью до 850 км/ч. За годы эксплуатации он зарекомендовал себя как исключительно надежный самолёт, популярный у многих российских авиакомпаний на рейсах средней протяжённости и с большим пассажиропотоком, прежде всего на курортных направлениях. На его базе создан дальнемагистральный авиалайнер

Ил-96, также широко эксплуатирующийся в настоящее время на дальних международных линиях.



Рис.3. Общий вид самолёта Ил-86 в посадочной конфигурации. Фотография взята с сайта http://aviaros.narod.ru/foto/il-86/il-86_6.jpg

2. Основы аэродинамики горизонтального полёта

2.1. Описание математической модели

Движение самолёта, как и любого тела конечных размеров, может быть описано через движение центра масс и через вращение относительно трёх осей, проходящих через центр масс. В данной работе будет рассматриваться движение в продольном канале, что подразумевает рассмотрения движения центра масс вдоль вертикальной и горизонтальной осей в вертикальной плоскости полёта, а также положение в этой плоскости самолёта относительно линии горизонта, описываемое углом тангажа. Угол тангажа есть угол между продольной осью самолёта и линией горизонта, показываемый авиагоризонтом на приборной панели. При отклонении пилотом колонки штурвала «на себя», либо соответствующей командой колеса «спуск-подъем» автоматической бортовой системы управления (АБСУ, далее – автопилот) происходит отклонение руля высоты на кабрирование, на самолёт действует момент силы в направлении подъёма его носовой части, что вызывает увеличение угла тангажа. При отклонении колонки штурвала «от себя» руль высоты отклоняется на пикирование и угол тангажа уменьшается. Зависимость угла тангажа от отклонения руля высоты описывается сложными выражениями динамики твёрдого тела и не будет рассматриваться в данной работе. Это обусловлено тем, что основные физические характеристики полёта, связанные с углом тангажа, входят в уравнения движения не непосредственно, а через угол атаки, поведение которого в горизонтальном полёте без порывов ветра во многом повторяет поведение угла тангажа. Поэтому именно этот угол и будет рассматриваться в качестве степени свободы, на которую пилот либо автопилот воздействуют отклонением руля высоты. Вторым углом является угол между плоскостью крыла и горизонтом, называемый углом крена и также отображаемый авиагоризонтом. Этот угол будет учтён лишь косвенно через случайные колебания по крену, возникающие при неустойчивом полёте. Учёт крена необходим для объяснения дополнительного уменьшения вертикальной составляющей подъёмной силы. Наконец, азимутальный угол, определяющий курс самолёта и называемый углом рысканья, а также движение центра масс вдоль поперечной оси в горизонтальной плоскости, в данной работе рассматриваться не будут. Таким образом, предполагается исследование динамики системы с «3.5» степенями свободы. Более подробные исследования по динамике самолёта в условиях атмосферных возмущений можно найти в специальных руководствах [6].

2.2. Вес самолета и допустимые эшелоны полета

На центр масс самолёта действует несколько сил: сила тяжести, подъёмная сила крыла, сила тяги двигателей и сила лобового сопротивления. Наиболее простой для расчёта является сила тяжести $G = m \cdot g$, где вес самолёта зависит от его типа, коммерческой загрузки и заправки топливом. Вес каждого самолета ограничивает максимальную высоту его полёта. Ниже в таблице 1 приведены значения максимальной высоты полёта для рассматриваемых в работе типов самолётов в зависимости от их массы [1,3,4] при метеорологических параметрах, отвечающих так называемой международной стандартной атмосфере (МСА), параметры которой будут приведены в следующем параграфе. При выполнении лабораторной работы следует учитывать данные таблицы 1, согласно которым масса самолета не должна превосходить указанную в ней величину для данного типа самолета при данном значении высоты полета.

Таблица 1.

Максимальные значения допустимой массы самолета (в тоннах) в зависимости от высоты полёта для некоторых типов самолётов при метеоусловиях международной стандартной атмосферы.

Тип самолёта → Высота полёта, м ↓	Ту-154М	Ил-76Т	Ил-86
10100	98	165	210
10600	98	150	191
11100	98	140	175
11600	93.5	130	167
12100	85	125	не доступен

2.3. Подъёмная сила крыла

В режиме установившегося горизонтального полёта центр масс самолёта движется равномерно и прямолинейно, поэтому геометрическая сумма сил, действующая на него, равна нулю. Рассматривая движение в продольном канале, т.е. вдоль горизонтальной оси Ox и вертикальной оси Oy , упрощённо можно описывать распределение сил так, как это показано на рис.4. Из рисунка видно, что на центр масс самолёта вдоль вертикальной оси Oy вниз действует сила тяжести $G = mg$, которую компенсирует подъёмная сила крыла F_y , причём

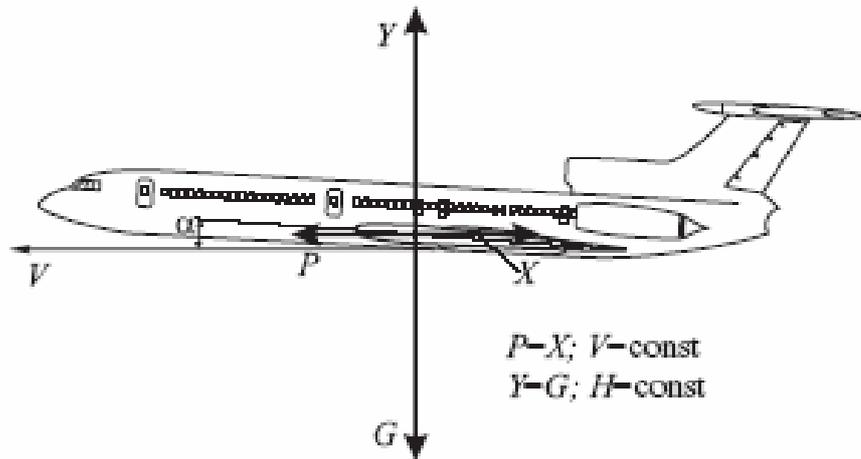


Рис.4. Силы, действующие на центр масс самолёта в горизонтальном полёте с постоянной скоростью $V = const$ и постоянной высотой $H = const$. Вес самолёта G компенсируется подъёмной силой крыла Y , сила лобового сопротивления X уравнивается силой тяги двигателей P . Рисунок взят из книги [1].

$$F_y = C_y \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}. \quad (1)$$

В выражении (1) C_y - аэродинамический коэффициент подъёмной силы, детальное рассмотрение которого будет проведено ниже, S есть площадь крыла самолёта в m^2 , величина ρ есть массовая плотность воздуха в kg/m^3 , а V обозначает так называемую воздушную скорость, т.е. скорость самолёта относительно воздуха, измеряемую в м/с. Она отображается на панели приборов самолётов отечественного производства в километрах в час.

Если самолёт введён в крен с углом крена β , то вертикальная составляющая подъёмной силы уменьшается:

$$F_y(\beta) = F_y(0) \cdot \cos \beta, \quad (2)$$

как это видно из рис.5, и появляется составляющая a_y ускорения центра масс, направленная вниз, что приводит к снижению самолёта. Горизонтальная составляющая подъёмной силы, которая появляется при крене, приводит к появлению составляющей ускорения a_r центра масс в направлении стороны крена, что используется для выполнения разворота.

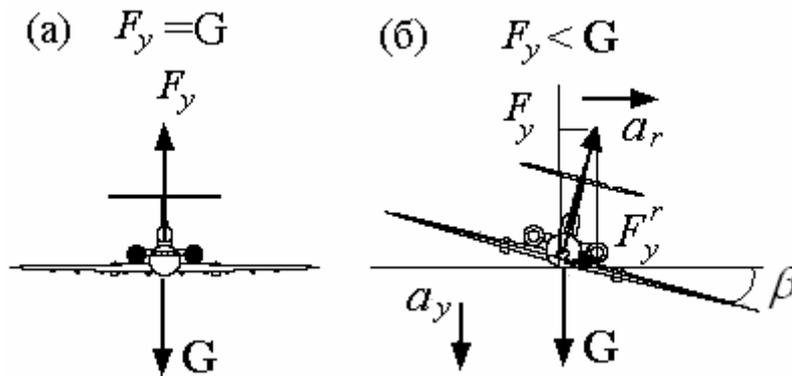


Рис.5. Проекция подъёмной силы на вертикальную ось в горизонтальном полёте (а) без крена и (б) с углом крена β , приводящим к уменьшению вертикальной составляющей подъёмной силы и перемещению центра масс в направлении крена.

Парировать уменьшение вертикальной составляющей подъёмной силы можно при помощи увеличения угла атаки, приводящего к росту коэффициента C_y в выражении (1), либо при помощи увеличения тяги двигателей, разгоняющего самолёт.

Величина $\rho V^2/2$ носит название скоростного напора и вместе с коэффициентом C_y определяет несущие свойства крыла при данной плотности воздуха и воздушной скорости. Со скоростным напором связана так называемая приборная скорость IAS, что означает Indicated Air Speed, т.е. показываемую на приборе воздушную скорость:

$$V_{IAS} = V_0 \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}, \quad (3)$$

где V_0 есть значение воздушной скорости в километрах в час (на зарубежных самолётах – в узлах, 1 узел (knot) = 1.852 км/ч) в условиях международной стандартной атмосферы (МСА), т.е. при давлении воздуха у земли $p = 760$ мм.

рт. ст., и $t = +15^0 C$, когда плотность воздуха $\rho_0 = 1.25$ кг/м³ [7]. Следует отметить, что в ряде источников формулой (3) описывается так называемая индикаторная скорость [2], которая с хорошей точностью равна приборной.

Например, скорость $V_{IAS}^{(0)} = 470$ км/ч у поверхности Земли обеспечит такой же скоростной напор, как скорость $V = 900$ км/ч на высоте $H = 11600$ м, где плотность воздуха $\rho = 0.34$ кг/м³ при МСА. Поэтому на панели приборов указатель приборной скорости будет показывать одно и то же значение $V_{IAS} = 470$ км/ч. Кроме приборной и воздушной скорости, важным параметром является число Маха

$$M = \frac{V}{V_S},$$

где скорость звука при МСА $V_S = 340$ м/с у Земли и $V_S = 295$ м/с на $H = 11600$ м. Для $V = 900$ км/ч $= 250$ м/с имеем $M = 0.85$, что, например, для самолётов Ту-154М и Ил-86 отвечает режиму скоростного крейсерования и не подлежит дальнейшему увеличению. Для самолёта Ил-76Т максимальное значение числа Маха ниже и составляет 0.77. Превышать данные значения числа Маха нельзя по условиям эксплуатации, поскольку начинают сказываться эффекты сжимаемости воздуха, качественно меняющие картину обтекания крыла и ухудшающие управляемость авиалайнером. В частности, с ростом числа Маха начинается затягивание самолёта в пикирование. Скорость звука уменьшается с увеличением высоты вследствие уменьшения плотности воздуха ρ . Последняя зависит также и от температуры, которая при МСА падает с ростом высоты, достигая на $H = 11000$ м значения [7]

$$t_{МСА} = -56^0 C, \quad T_{МСА} = 217 K. \quad (4)$$

При дальнейшем увеличении высоты вплоть до 25 км температура не изменяется и остаётся равной значению (4). Для малых отклонений температуры от МСА и высоты $\Delta H = H - H_0$ от данной высоты $H_0 = 11600$ м зависимость плотности воздуха от температуры и высоты можно представить в линейной форме:

$$\rho(\Delta T, \Delta H) = \rho_0 \cdot (1 - 0.11 \cdot \Delta H [km]) \cdot \left(1 - \frac{\Delta T}{T_{МСА}}\right), \quad (5)$$

где для $H_0 = 11600$ м и $\Delta T = 0$ имеем $\Delta H = 0$ и $\rho = \rho_0 = 0.34$ кг/м³. Из формулы (5) сразу же следует, что подъёмная сила (1) при постоянной скорости и коэффициенте C_y падает с ростом температуры воздуха и высоты полёта, что ограничивает максимально допустимый эшелон. Плотность воздуха также пропорциональна его давлению, что не требует дополнительного учёта в нашей модели в силу того, что значения высоты на эшелонах 10-12 км отсчитываются как раз по падению атмосферного давления с высотой, причём на высотомерах устанавливается стандартное давление у земли $p = 760$ мм. рт. ст. При снижении и на взлёте на высоте, называемой эшелонном переходом, на высотомерах устанавливается фактической давление на аэродроме посадки или взлёта, а для точного контроля за высотой над рельефом ниже 1000 м используется также радиовысотомер. Если приборная скорость (3) начинает превышать максимальное значение, составляющее в зависимости от типа самолёта величину

$V_{IAS}^{(max)} = 550...650$ км/ч, увеличение скоростного напора может вызвать повреждение конструкции планера, поэтому на приборной панели в кабине срабатывает сигнализация «Предел скорости». Разумеется, запас прочности позволяет безопасно завершить полёт и при значительном превышении этого предела. Известен случай, когда по халатности экипажа на Ту-154Б произошло обмерзание прибора, измеряющего скоростной напор (ППД – приемник полного давления), показания скорости обнулились, и командир экипажа перевел его в экстренное снижение, достигнув $V_{IAS} = 813$ км/ч. Далее экипаж благополучно завершил полёт, но самолёт получил остаточную деформацию и был списан. Более опасным является падение приборной скорости ниже минимального значения, которое для рассматриваемых типов самолётов в полётной конфигурации (шасси и механизация крыла убраны) со средней загрузкой можно грубо оценить как $V_{IAS}^{(min)} = 400$ км/ч. При уменьшении скорости ниже этого значения для поддержания высоты полёта необходимо такое увеличение аэродинамического коэффициента C_y , которое, как это будет показано ниже, обеспечивается в полётной конфигурации лишь при очень больших углах атаки, выходящих за безопасные пределы эксплуатации. Таким образом, в течение всего полёта на рассматриваемых в работе типах самолётов в полётной конфигурации приборная скорость должна находиться в интервале от 400 до 600 км/ч, причем верхняя граница с ростом высоты уменьшается по мере роста числа Маха. Следует отметить, что в кабинах рассматриваемых типов самолётов отсутствует сигнализация о падении приборной скорости ниже упомянутого нижнего предела. Имеется лишь сигнализация о превышении максимального угла атаки, которая может кратковременно срабатывать и в безопасных ситуациях, например, при вертикальных порывах ветра. Поэтому реакция на срабатывание данной сигнализации может не быть адекватной и не сопровождаться проверкой указателей приборной скорости. Почти во всех упомянутых выше авиакатастрофах и имела места подобная ситуация, когда было допущено падение приборной скорости ниже минимальной. Срыв потока при подходе к сваливанию приводит обычно к тряске самолёта из-за попадания завихрений с крыла на горизонтальное оперение. Эта предупредительная тряска, однако, может не быть достаточно сильной на Ту-154М и Ил-86 из-за верхнего расположения горизонтального оперения (см. рис.1,2 и 4), что также затрудняет обнаружение экипажем опасной ситуации.

2.4. Угол атаки и коэффициент подъёмной силы

Углом атаки крыла называется угол между хордой некоторого его сечения и направлением скорости набегающего воздушного потока. Поскольку крыло имеет сложный профиль, этот угол является различным для различных хорд. В данной работе мы будем пользоваться тем значением угла атаки α , которое отображается в кабине пилотов на индикаторе автомата углов атаки и

сигнализатора перегрузок (АУАСП). Для коэффициента C_y в выражении (1) для подъёмной силы при продувке самолёта в аэродинамической трубе рассчитываются зависимости C_y от угла атаки при различных значениях числа Маха и различной конфигурации самолёта. Нас интересует зависимость $C_y(\alpha)$ для режима скоростного крейсерования в полётной конфигурации. Указанная зависимость имеет три качественно различных участка, или режима. На первом режиме коэффициент подъёмной силы линейно растёт при увеличении угла атаки, что является регулярным режимом в лётной эксплуатации. Предельное значение угла атаки α_c , зависящее от приборной скорости и числа Маха, на отечественных пилотажных комплектах оборудования отображается краем красного сектора на индикаторе АУАСП. При превышении α_c срабатывает световая и звуковая сигнализация. На втором режиме рост C_y замедляется и достигается максимум, после которого наблюдается некоторое уменьшение C_y . Наконец, при дальнейшем росте угла атаки на крыле возникают местные зоны неустойчивого обтекания, которые с ростом α увеличиваются и в дальнейшем приводят к падению C_y , неустойчивому характеру аэродинамических сил, что приводит к сваливанию самолёта. Используя фактические данные по аэродинамике рассматриваемых типов самолётов [1,3,4], зависимость $C_y(\alpha)$ упрощенно можно представить следующими интерполяционными формулами:

$$\begin{aligned}
 \text{Режим 1, } \alpha_0 < \alpha < \alpha_1: & C_y(\alpha) = c_0 \cdot (\alpha - \alpha_0); \\
 \text{Режим 2, } \alpha_1 < \alpha < \alpha_2: & C_y(\alpha) = c_1 - c_2 \cdot (\alpha - \alpha_m)^2; \\
 \text{Режим 3, } \alpha > \alpha_2: & C_y(\alpha) = 0.
 \end{aligned} \tag{6}$$

В таблице 2 приведены интерполяционные параметры для расчёта зависимости $C_y(\alpha)$ по формулам (6) для различных типов рассматриваемых в работе воздушных судов, а также значения числа Маха M_c и угла α_c срабатывания сигнализации на режиме скоростного крейсерования. В этой же таблице указаны и значения параметров $d_{1,2,3,4}$, необходимые для расчёта силы лобового сопротивления, которая будет обсуждаться ниже, а также значения площади крыла S .

Таблица 2.

Параметры для расчёта коэффициента подъёмной силы (6) и силы лобового сопротивления (8) для некоторых типов самолётов.

Параметр	Ту-154М	Ил-76Т	Ил-86
$S, \text{м}^2$	201	300	300
α_0	2.7	1.5	2.0
α_1	10.0	10.0	12.0
α_2	18.0	17.0	21.0
α_3	16.0	15.0	16.0
α_m	14.0	13.0	16.0
M_c	0.84	0.7	0.82
α_c	7.5	9.0	10.0
c_0	0.121	0.112	0.08
c_1	1.0	1.13	1.1
c_2	0.0075	0.02	0.0083
d_0	0.025	0.024	0.011
d_1	0.00085	0.00084	0.00018
d_2	-0.003	0.01	-0.007
d_3	0.0018	0.0011	0.00046
d_4	0.014	-0.157	0.001
d_5	0.000128	0.00015	0.00003

Для примера приведём результат применения таблицы 2 для построения зависимости $C_y(\alpha)$ для самолёта Ту-154М:

$$\text{Режим 1, } 2.7^0 < \alpha < 10^0: C_y(\alpha) = 0.121 \cdot (\alpha - 2.7);$$

$$\text{Режим 2, } 10^0 < \alpha < 18^0: C_y(\alpha) = 1.0 - 0.0075 \cdot (\alpha - 14)^2; \quad (7)$$

$$\text{Режим 3, } \alpha > 18^0: C_y(\alpha) = 0.$$

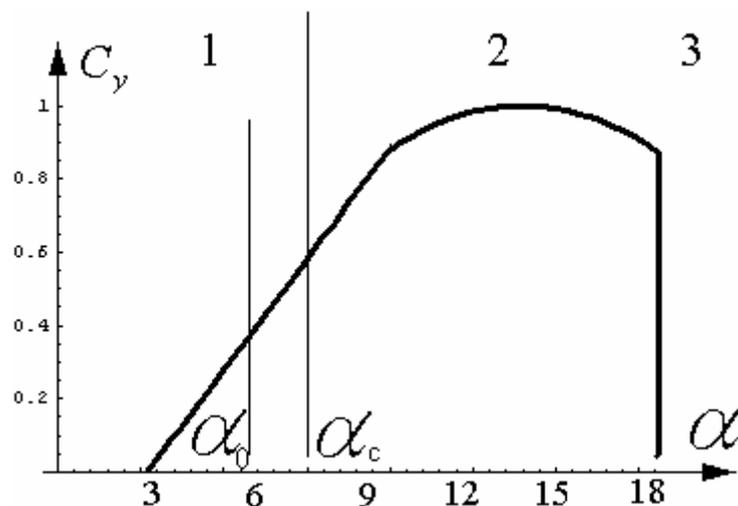


Рис.6. Зависимость коэффициента C_y подъемной силы (1) от угла атаки указателя для Ту-154М в полётной конфигурации при $M = 0.84$. Режим 1 отвечает регулярным условиям полёта с типичными углами атаки α_0 на $H = 11600$ м и границей срабатывания сигнализации α_c . Режим 2 описывает подход к сваливанию, а режим 3 отвечает резкому падению подъемной силы при сваливании.

Формулы (7) приближённо описывают поведение C_y при трёх различных режимах полёта самолёта Ту-154М, показанных на рис.6. Режим 1 соответствует штатному протеканию горизонтального полёта, в котором при $V_{IAS} = 470$ км/ч на $H = 11600$ м при $m = 83$ тонны и T_{MCA} угол атаки находится в пределах $5.5^0 \dots 5.9^0$. При такой скорости и $M = 0.85$ обтекание крыла будет регулярным вплоть до достижения угла атаки $\alpha_c \sim 7.5^0$, что отвечает красному сектору на АУАСП и срабатыванию его сигнализации. Как следует из рис.6, даже при срабатывании сигнализации АУАСП остаётся ещё значительный запас регулярного линейного режима роста коэффициента C_y . При дальнейшем росте угла атаки коэффициент C_y замедляет свой рост и достигает максимума, а затем начинает уменьшаться. Эта область отвечает режиму 2 на рис.4 и соответствует уже опасной ситуации, требующей немедленной реакции пилотов по уменьшению угла атаки [5], что наиболее быстро обеспечивается энергичным отклонением колонки штурвала «от себя». Наконец, при дальнейшем росте угла атаки коэффициент C_y резко уменьшается вследствие срыва потока с крыла, что на рис.4 отвечает режиму 3 и описывает сваливание самолёта, т.е. потерю подъемной силы. Попадание в этот режим на тяжёлом многодвигательном авиалайнере является совершенно недопустимым, поскольку гарантировать выход из него нельзя.

2.5. Сила лобового сопротивления

Обратимся теперь к силам, действующим на центр масс самолёта в горизонтальном направлении на рис.4. Силой, тормозящей движение центра масс, является аэродинамическая сила лобового сопротивления F_x , выражение для которой напоминает формулу для подъёмной силы (1) и имеет вид

$$F_x = C_x \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}. \quad (7)$$

где все величины имеют тот же физический смысл, что и в формуле для подъёмной силы. Коэффициент лобового сопротивления C_x также зависит от угла атаки. График зависимости $C_y(C_x)$ называют полярой самолёта, а отношение C_y/C_x называется аэродинамическим качеством. Нас интересует непосредственная зависимость C_x от угла атаки, которая, подобно коэффициенту C_y в (6), в полётной конфигурации может быть аппроксимирована по фактическим данным [1,3,4] следующими выражениями:

$$\begin{aligned} \text{Режим 1, } \alpha_0 < \alpha < \alpha_c: C_x(\alpha) &= d_0 + d_1 \cdot (\alpha - \alpha_0)^2; \\ \text{Режим 2, } \alpha_c < \alpha < \alpha_3: C_x(\alpha) &= d_2 + d_3 \cdot (\alpha - \alpha_0)^2; \\ \text{Режим 3, } \alpha > \alpha_3: C_x(\alpha) &= d_4 + d_5 \cdot (\alpha - \alpha_0)^3. \end{aligned} \quad (8)$$

В формулах (8) все параметры берутся также из таблицы 2. Для примера рассмотрим построение зависимости силы лобового сопротивления для самолёта Ту-154М при значении $M = 0.84$:

$$\begin{aligned} \text{Режим 1, } 2.7^0 < \alpha < 7.5^0: C_x(\alpha) &= 0.025 + 0.00085 \cdot (\alpha - 2.7)^2; \\ \text{Режим 2, } 7.5^0 < \alpha < 16^0: C_x(\alpha) &= -0.003 + 0.0018 \cdot (\alpha - 2.7)^2; \\ \text{Режим 3, } \alpha > 16^0: C_x(\alpha) &= 0.014 + 0.000128 \cdot (\alpha - 2.7)^3. \end{aligned} \quad (8)$$

График аппроксимации (8) показан на рис.7, из которого следует, что коэффициент лобового сопротивления растёт нелинейно во всём диапазоне углов атаки, но скорость его роста увеличивается при переходе через значение $\alpha = \alpha_c$ срабатывания сигнализации АУАСП (режим 2), когда начинается нарушение

характера обтекания крыла, и еще быстрее растёт при входе в режим сваливания (режим 3).

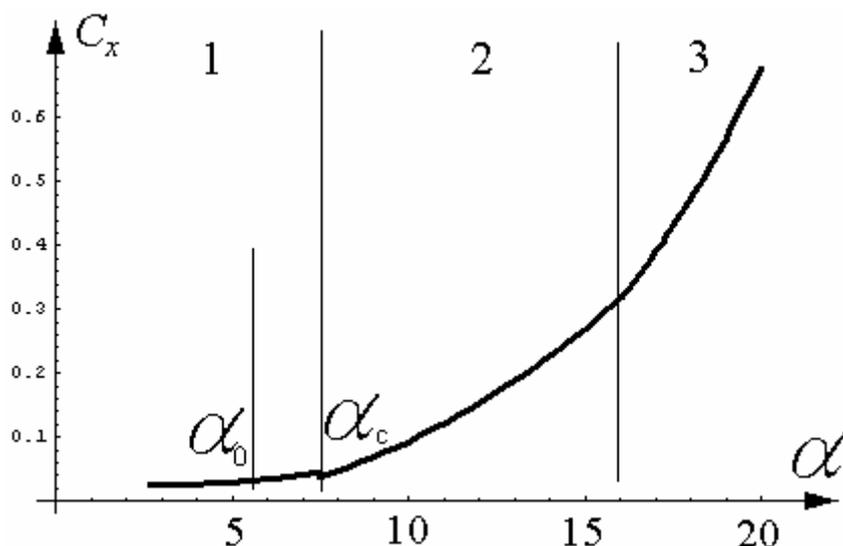


Рис.7. Зависимость коэффициента C_x силы лобового сопротивления (5) от угла атаки указателя для Ту-154М в полётной конфигурации при $M = 0.84$. Режим 1 отвечает регулярным условиям полёта с типичными углами атаки α_0 на $H = 11600$ м и границей срабатывания сигнализации α_c . Режим 2 описывает подход к сваливанию, а режим 3 отвечает резкому росту силы сопротивления при сваливании.

Из сопоставления рисунков 6 и 7 становится ясной физическая причина сваливания самолёта при попытке удержать высоту эшелона на фоне падения приборной скорости. При падении приборной скорости (3) удержать значение подъёмной силы (1), равное весу самолёта, можно лишь путём увеличения коэффициента подъёмной силы C_y , что, согласно формулам (6) и рис.6 возможно лишь при увеличении угла атаки, реализуемого отклонением руля высоты на кабрирование («штурвал на себя»). При росте угла атаки происходит быстрый рост лобового сопротивления, как это видно из формул (8) и рис.7, что приводит к еще более энергичному торможению самолёта с падением приборной скорости. Желая удержать высоту эшелона, пилот либо автопилот еще энергичнее отклоняют руль высоты на кабрирование, всё более усугубляя ситуацию и выводя самолёт на режим 2, а в дальнейшем и на режим 3 на рисунках 6 и 7, что приводит к сваливанию воздушного судна.

В данной работе будет продемонстрирована возможность построения математической модели данного процесса на основе элементарных выражений для аэродинамических сил (1) и (7), подтверждающая описываемый характер подхода к сваливанию.

2.6. Сила тяги двигателей

В установившемся горизонтальном полёте на эшелоне сила тяги двигателей P компенсирует лобовое сопротивление (7). Тяга двигателей пропорциональна секундному расходу воздуха и разности между скоростью истечения газов и воздушной скоростью самолёта [1 – 4]:

$$P = G_B (W - V), \quad (9)$$

где G_B есть секундный расход воздуха и $W \approx 400$ м/с есть скорость истечения газов. Из формулы (9) видно, что тяга двигателя пропорциональна плотности воздуха, поэтому падение плотности на эшелоне полёта, описываемое формулой (5), объясняет также падение тяги двигателей при повышении температуры на эшелоне выше t_{MCA} и при дальнейшем наборе высоты. В силу того, что плотность воздуха на $H = 11600$ м при МСА в 3.67 раза ниже плотности воздуха у земли, приблизительно во столько же раз упадёт и тяга двигателей. Основываясь на фактических данных [1,3,4], можно дать следующую таблицу режимов силовой установки рассматриваемых типов самолётов на эшелоне 11000 м с поправками на отклонение высоты и температуры от МСА:

Таблица 3.

Сила тяги (кН) силовых установок некоторых типов самолётов на высоте $H_0 = 11.0$ км с поправками на отклонения от высоты $\Delta H = H - H_0$ (км) и на отклонения температуры $\Delta T = T - T_{MCA}$ от стандартной $T_{MCA} = 217$ К, учитываемое с помощью функции $f(\Delta T) = (1 - \Delta T/T_{MCA})$.

Тип самолёта → Режим ↓	Ту-154М	Ил-76Т	Ил-86
Взлётный	$(96 - 15.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(131 - 18.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(167 - 24.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$
Номинальный	$(87 - 11.5 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(117 - 15.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(141 - 20.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$
0.9 номинала	$(83 - 10.2 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(110 - 14.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(128 - 17.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$
0.8 номинала	$(76 - 8.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(101 - 12.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(116 - 15.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$
0.7 номинала	$(69 - 7.5 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(92 - 10.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(96 - 11.0 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$
0.6 номинала	$(59 - 4.6 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(79 - 8.5 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$	$(89 - 9.5 \cdot \Delta H) \cdot f(\Delta T)$

При полёте в условиях МСА на эшелоне 11600м с массами самолёта для Ту-154М порядка 84 тонн обычно достаточно выдерживания режимов 0.7 – 0.8 номинала, что обеспечивает достаточный запас тяги. Номинальный режим обычно используется во время набора высоты, что в течение всего полёта занимает 20 – 40 минут. Взлётный режим по условиям эксплуатации разрешается использовать на взлёте либо в аварийной ситуации, но не более чем в течении 15 минут непрерывной работы двигателей [1]. В режиме длительного крейсерского полёта на эшелоне для поддержания заданного значения приборной скорости либо числа Маха возможно автоматическое регулирование тяги двигателей при помощи автомата тяги, но при попадании в особые условия, этот агрегат, как правило, отключают. Поэтому в данной работе предлагается выбирать один из фиксированных режимов тяги из таблицы 1. Следует отметить, что при попадании в слои воздуха с температурой, превышающей МСА на 10 – 20 градусов, тяга двигателей значительно падает, что может послужить предпосылкой авиапроисшествий. Кроме того, при выходе самолёта на большие углы атаки в третьем режиме на рисунках 6 и 7 приблизительно при $\alpha > 16^0$ двигатели (на Ту-154 в первую очередь боковые) начинают работать неустойчиво вследствие нарушения режима снабжения их воздухом и срыва потока с лопаток компрессоров, что может привести к отключению двигателей. Это явление носит название помпажа двигателей и является крайне опасным спутником сваливания.

3. Математическая модель полёта

3.1. Уравнения движения

Описанные в части 2 основные закономерности аэродинамики горизонтального полёта позволяют построить его элементарную математическую модель. В данной работе модель строится на численном интегрировании уравнений движения в пошаговом режиме с некоторой дискретизацией Δt по времени. Для авиалайнера класса Ту-154М, Ил-76 и Ил-86 характерное время большинства воздействий и реакций органов управления, т.е. начала манёвров в воздухе, исчисляется секундами. В частности, порядка одной – двух секунд занимает работа исполнительных механизмов руля высоты, элеронов и руля направления. Такой же по порядку величины является смена направлений и скоростей ветра в условиях среднемасштабных атмосферных возмущений [4,5] с пространственным масштабом в 0.5 – 1 км. Более продолжительное время, исчисляемое десятком секунд, требует резкая смена режима работы двигателей, показанных в таблице 1, а время набора или спуска в штатных условиях на эшелонах 10 – 12 км достигает нескольких минут, поскольку средняя вертикальная скорость в этих условиях редко превышает 10 м/с. Всё это позволяет считать адекватным шаг дискретизации Δt , равный 1 – 2 секундам. Поскольку в типичных условиях отрезок развития особой ситуации занимает несколько минут, общее число шагов, или циклов расчёта, можно ограничить 150 – 300 итерациями, что занимает доли секунды машинного времени даже на домашних персональных компьютерах. Поэтому предлагаемая модель полёта в продольном канале может быть легко реализована.

Если в начальной точке отсчёта задаются некоторые значения воздушной скорости полёта V_0 при равной нулю вертикальной скорости $v_{y0} = 0$, высоты полёта H_0 , массы самолёта m , режима двигателей E , и отклонения ΔT_{MCA} температуры от МСА, то установившейся горизонтальный полёт в продольном канале можно описать следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} F_y(V_0, \alpha_0, H_0, \Delta T_{MCA}) = mg, \\ F_x(V_0, \alpha_0, H_0, \Delta T_{MCA}) = P(E, H_0, \Delta T_{MCA}), \end{cases} \quad (10)$$

где учитывается зависимость подъёмной силы F_y из (1) и силы лобового сопротивления F_x из (7) от всех начальных условий через входящий в выражения для сил аэродинамические коэффициенты и плотность воздуха. Сила тяги P в (10) зависит от выбранного по левой колонке таблицы 1 режима E с учётом изменения плотности воздуха с высотой и температурой. В режиме удержания высоты эшелона с постоянным режимом двигателей угол тангажа, и,

следовательно, угол атаки в (10) подбирается пилотом либо автопилотом из условия выполнения первого равенства этой системы.

При наличии внешних возмущений, например, порывов ветра, либо при выдаче команды на спуск или подъём, равенства (10) перестают выполняться и центр масс самолёта получает ускорения в вертикальном и горизонтальном направлениях. Наиболее простым способом рассчитать изменение сил можно, введя изменённый угол атаки $\alpha \neq \alpha_0$, значение которого будет обсуждаться ниже. Если дополнительно присутствует крен с углом β , то в соответствии с (2) вертикальная составляющая подъёмной силы уменьшается. Величины ускорений, таким образом, оказываются равными

$$\begin{cases} a_y = F_y(V_0, \alpha, \beta, H_0, \Delta T_{MCA})/m - g \\ a_x = (P(E, H_0, \Delta T_{MCA}) - F_x(V_0, \alpha, H_0, \Delta T_{MCA}))/m \end{cases} \quad (11)$$

Величина вертикального ускорения, измеряемая в единицах g и равная единице в горизонтальном полёте, называется вертикальной перегрузкой:

$$n_y = 1 + a_y/g. \quad (12)$$

Значений n_y отображается на приборной доске в кабине пилотов на правой шкале прибора АУАСП рядом с углом атаки и представляет собой важнейший параметр, характеризующий протекание полёта. При полёте без заметных атмосферных возмущений и грамотном пилотировании значения n_y на протяжении всего рейса находятся в интервале $0.7 \dots 1.3$ [5], что не вызывает неприятных ощущений у пассажиров. Если атмосферные возмущения вызывают колебания n_y в интервале $0.5 \dots 1.5$, то говорят об умеренной болтанке, а в случае колебания n_y в интервале $0 \dots 2$ - о сильной болтанке [7]. Заметим, что в последнем случае низшая граница n_y отвечает состоянию невесомости, что вызывает необходимость обязательного пристёгивания ремней, впрочем, как и в случае умеренной болтанки, набора и снижения. По условиям прочности конструкции самолёта в полётной конфигурации допускается интервал n_y от 0 до 2.5 [1,3,4], что позволяет с этой точки зрения безопасно проходить через зоны турбулентности.

Если известны ускорения (11) вдоль вертикальной и горизонтальной осей, то, считая их постоянными на времени шага дискретизации Δt , получим по истечение этого времени новые значения горизонтальной и вертикальной скорости, а также изменения высоты

$$\begin{cases} V = V_0 + a_x \cdot \Delta t \\ v_y = v_{y0} + a_y \cdot \Delta t \\ H = H_0 + v_{y0} \cdot \Delta t + a_y \cdot \Delta t^2 / 2. \end{cases} \quad (13)$$

После вычисления новых значений параметров полёта по формулам (13) процесс расчёта повторяется с новыми начальными данными

$$\begin{cases} V_0 = V_0 \\ v_{y0} = v_y \\ H_0 = H. \end{cases} \quad (14)$$

Соотношения (10) – (14) описывают схему предлагаемой элементарной математической модели. В следующем пункте мы более подробно остановимся на ускорениях, вызываемых вертикальными порывами ветра.

3.2. Учёт вертикальных порывов ветра

При прохождении вблизи зон атмосферной деятельности, таких как атмосферные фронты, грозовые очаги, струйные течения и т.д., возможно воздействие на самолёт вертикальных порывов ветра [7]. Максимальная скорость порыва в условиях умеренной болтанки составляет порядка 5 – 7 м/с, но при попадании в область интенсивных опасных метеоявлений может достигать и 10 – 15 м/с. Горизонтальный масштаб возмущений в 0.5 – 1 км, рассматриваемый в данной работе, при скорости около 900 км/ч означает смену величины или направления порыва через каждые 2 – 4 секунды. Полная горизонтальная дистанция, проходимая в зоне порывов, на развитых фронтах и грозах может достигать 50 – 100 км, на что затрачивается несколько минут. Зависимость порывов ветра от времени может быть аппроксимирована различным образом. В качестве примера можно рассмотреть функцию, в которой выделяется длиннопериодическую часть и вклад от случайных порывов:

$$w(t) = w_0 \cos(\omega t) + w_1 R(t) \quad (15)$$

где $R(t)$ есть случайная функция с интервалом значений от -1 до 1. Пример такой функции показан на рис.8.

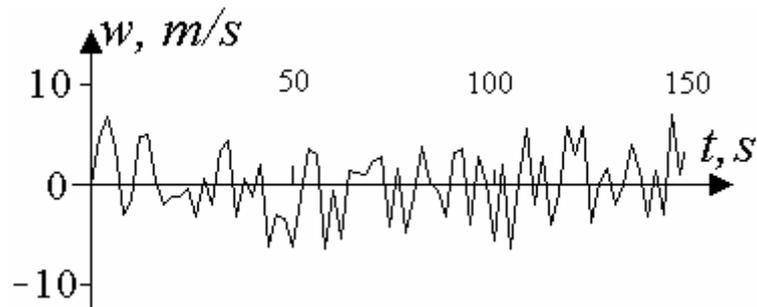


Рис.8. Пример зависимости от времени скорости вертикальных порывов ветра (15) при $w_0 = 2$ м/с, $\omega = 2\pi/150$ с⁻¹ и $w_1 = 12$ м/с.

Воздействие на самолёт порыва с вертикальной скоростью w вызывает изменение угла атаки $\Delta\alpha$, которое можно оценить как

$$\Delta\alpha = \arctan \frac{w}{V}, \quad (16)$$

как это видно из рис.9.

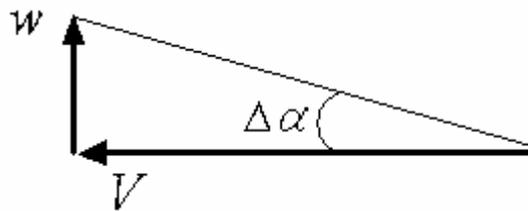


Рис.9. Изменение $\Delta\alpha$ угла атаки при воздействии вертикального порыва ветра.

При значениях w и V , равных 10 и 250 м/с соответственно, получим $\Delta\alpha$ порядка 2.3 градуса, что может вплотную приблизить значения угла атаки от полётных значений к границе срабатывания сигнализации АУАСП, как это видно из рис.6. Изменение угла атаки вызывает изменение подъёмной силы крыла, а также силы лобового сопротивления, что приводит к появлению ускорений (11), приводящих к уходу с эшелона и к изменению скорости. В режиме удержания высоты эшелона автопилот либо сам пилот парируют появившееся вертикальное ускорение n_y соответствующим отклонением руля высоты. Балансировочное отклонение руля высоты создаётся, как правило, не удержанием колонки штурвала, а нажатием кнопок установленного на нем механизма электротриммирования (МЭТ), который подаёт сигнал на отклонение и удержание стабилизатора, который является основным балансировочным устройством. Этот механизм имеет свои особенности на самолёте Ту-154. На нем для продольной балансировки, или триммирования, используется сам руль высоты, что вызвано отсутствием специальных триммеров, а также неподвижностью стабилизатора в полёте. Следует отметить, что избыточное использование МЭТ уменьшает располагаемый запас отклонений руля высоты. На большинстве современных авиалайнеров с нижним расположением

стабилизатора для триммирования по тангажу используется отклонение стабилизатора, что обеспечивает большой диапазон работы триммера. В результате отклонения руля высоты приводят к появлению противоположного порыву ускорения, что возвращает к нулю вертикальную скорость. В нашей работе можно использовать следующую простую модель действия автопилота:

шаг времени от 0 до $\Delta t/2$: порыв ветра, вызывающий дополнительное a_y ;
 шаг времени от $\Delta t/2$ до Δt : парирование порыва перегрузкой $a_p = -2a_y$.

При использовании такой модели к моменту времени Δt вертикальная скорость вновь обращается в нуль, а изменение высоты ΔH составляет $a_y \cdot \Delta t^2 / 4$, что при $\Delta t = 2$ сек и $|a_y| \sim 0.5 g$ составляет около 5 метров, что не выходит за рамки погрешности в удержании высоты эшелона. Необходимо отметить, что автопилот имеет границы в создании перегрузок, которые не превышают предел прочности самолёта, поэтому можно считать, что под управлением автопилота добавочное вертикально ускорение ограничено неравенством

$$-g < a_p < 1.5g. \quad (17)$$

Если порывы ветра вызывают более сильные ускорения, автопилот не может удержать высоту эшелона. Поэтому при попадании в зону интенсивной турбулентности руководства по лётной эксплуатации предписывают отключать автопилот. Отметим, что, хотя при этом у пилота расширяется диапазон реализуемых перегрузок, его реакция на возникающие колебательные движения самолёта по тангажу и крену не всегда успевает за развитием ситуации. Вследствие этого может возникать раскачка самолёта по тангажу, значительно затрудняющая выход из особой ситуации. Поэтому, на наш взгляд, данное предписание представляется дискуссионным.

Кроме изменения угла атаки, порывы ветра также могут приводить к колебаниям по крену. В данной работе не рассматривается динамика самолёта в канале крена, поэтому эти колебания могут быть заданы независимо, например, с помощью некоторой случайной функции:

$$\beta(t) = \beta_0(w, \alpha, H) \cdot R(t), \quad (18)$$

Амплитуда крена β_0 растёт при усилении порывов ветра, увеличении угла атаки в области опасных режимов, а также, возможно, при росте высоты полёта, поскольку в более разреженном воздухе парировать колебания по крену сложнее. В имевших место авиационных происшествиях колебания по крену достигали 45 градусов и выше. Соотношения (15) – (18) являются математической основой

учёта порывов ветра и реакции на них автопилота, которые предлагается использовать в данной работе.

Интересно отметить следующую особенность нелинейного роста коэффициента лобового сопротивления при увеличении угла атаки (рис.5). Именно, при одинаковом увеличении угла атаки из-за восходящего порыва и уменьшении его при нисходящем порыве величина приращения силы F_x будет различной. В силу роста с показателем степени больше единицы лобовое сопротивление будет увеличиваться больше на участках восходящих порывов, чем уменьшаться на участках нисходящих порывов. Это приведёт к тому, что при прохождении через область с равной нулю средней скоростью вертикальных порывов (рис. 8) итоговая величина силы сопротивления будет имеет тормозящий характер, даже если никаких особых явлений не возникает. Такое усреднённое падение скорости в реальных полётах, как известно, предупреждают добавлением режима работы двигателей.

3.3. Набор высоты и снижение

В ряде авиапроисшествий на эшелонах 10 – 12 км самолёт выполнял набор высоты, в том числе и при развитии особой ситуации. Возможность этого манёвра, равно как и снижения, может быть реализована в рамках предлагаемой модели. В режиме работы автопилота с помощью управляющего колеса «спуск-подъём» выдаётся команда на набор или снижение, а в режиме штурвального управления производится отклонение колонки штурвала либо включение механизма электротриммирования. Далее через исполнительные механизмы происходит отклонение руля высоты на кабрирование или пикирование, что через моменты сил приводит к изменению угла тангажа, а, следовательно, и угла атаки. Поскольку в данной работе не обсуждается сложная динамика моментов сил и угла тангажа, предлагается реализовать команду «спуск-подъём» дополнительным изменением $\Delta\alpha_p$ угла атаки. Для получения типичных вертикальных скоростей набора и штатного снижения, обычно не превышающих на высотах 10 – 12 км величины 10 м/с, достаточно реализовать изменение $\Delta\alpha_p$ на величину в 1 – 2 градуса. Это изменение дополнительно учитывается при расчёте ускорений (11), что и приведёт в итоге к изменению высоты. На удалении от заданной высоты в пределах точности удержания эшелона, находящейся в диапазоне 30...50м, в процессе моделирования необходимо вновь перейти в режим удержания высоты.

4. Примеры моделирования полёта при неустойчивостях на эшелоне

В данном разделе будут представлены несколько примеров использования построенной в части 2 модели при фактических значениях параметров, имевших место в реальных авиапроисшествиях [8], упомянутых во введении. Как было сказано выше, общим для этих происшествий было попадание самолётов в режим сваливания либо глубокого крена, что приводило к необратимым последствиям. В данной работе не ставится задача о расчёте динамики самолёта в режиме снижения по спирали, а также в режиме штопора. Сама по себе задача о динамике тела с шестью степенями свободы, тем более под действием случайных сил, как известно, не является интегрируемой, а её численный расчёт очень громоздок. Кроме того, практическая ценность таких расчётов в плане обеспечения безопасности полётов не слишком велика, поскольку все известные рекомендации по выводу из спирали или штопора на тяжёлом авиалайнере не могут дать полной гарантии успешного завершения манёвра. Поэтому в теоретическом плане главным, по нашему мнению, является чёткое понимание предпосылок попадания самолёта в условия сваливания, с целью недопущения подобных ситуаций в реальности. Некоторые примеры подхода к сваливанию и экстренного снижения как профилактики сваливания будут разобраны в данном разделе в рамках предложенной модели.

В качестве конечного результата предлагается построить зависимости от времени ключевых параметров полёта в продольном канале: угла атаки, вертикальной перегрузки, приборной скорости, высоты полёта, а также угла крена и скорости вертикальных порывов ветра. Подобные данные записываются бортовыми регистраторами полётной информации и носят название циклограмм. В силу того, что в расчётах используются значения случайных функций, генерируемые компьютером, каждая конкретная реализация расчёта приводит к своей картине эволюции параметров на циклограмме. Поэтому в приводимых ниже примерах будут показаны наиболее типичные и адекватно рассчитанные циклограммы.

4.1. Сваливание при наборе в перегретом воздухе

Катастрофа самолёта Ту-154Б под Учкудуком в 1985 году произошла в спокойной ночной атмосфере, но при большом полётном весе и в сильно перегретом воздухе. При попытке удержать эшелон в штурвальный режим возникла раскачка самолета по тангажу с выходом на срывные углы атаки. Для данного инцидента можно оценить отклонение температуры от стандартной $\Delta T_{MCA} = +20$ градусов, а масса самолёта будет принята 95 тоннам. Эти данные представляются правдоподобными, поскольку максимальный взлётный вес Ту-154Б равен 98 тоннам [2], и приблизительно 3 тонны топлива могло быть израсходовано в наборе эшелона 11100м. Циклограммы на рис.10(а) показывают

попытку набрать заданный эшелон 11600м на номинальном режиме работы двигателей под управлением автопилота, приводящую к выходу на закритические углы атаки, падению приборной скорости и сваливанию.

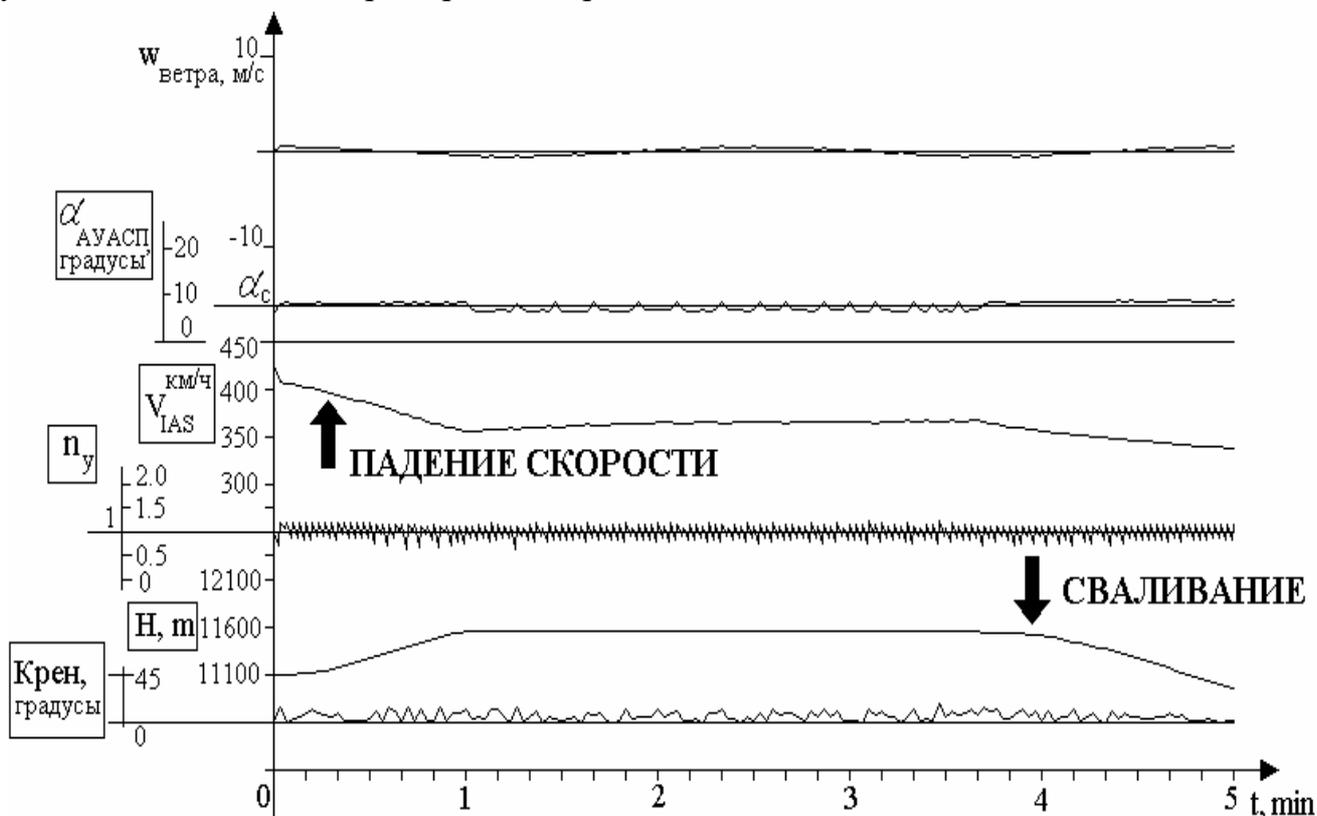


Рис.10(а). Сваливание самолёта Ту-154М в перегретом воздухе при наборе эшелона 11600 м на номинальном режиме с массой 95 тонн и температурой воздуха, на 20 градусов превышающей стандартную.

Результаты расчёта на рис.10 предсказывают начало сваливания на приборной скорости в 350 км/ч, что согласуется с фактическими данными. Следует отметить, что официальные руководства [1,2] предсказывают начало срыва при скорости 290 км/ч. При этом следует отметить, что развитие неустойчивостей, и, в частности, тряска самолёта, наблюдаемая на рис.10а вдоль шкалы n_y , происходили уже на приборных скоростях, меньших 400 км/ч.

Правильной реакцией в рассматриваемой ситуации была бы команда начать немедленное снижение при падении приборной скорости ниже 400 км/ч. Даже при наличии раскачки и неустойчивостей, как показывают результаты расчёта на рис.10(б), это обеспечило бы стабилизацию высоты полёта и рост приборной скорости.

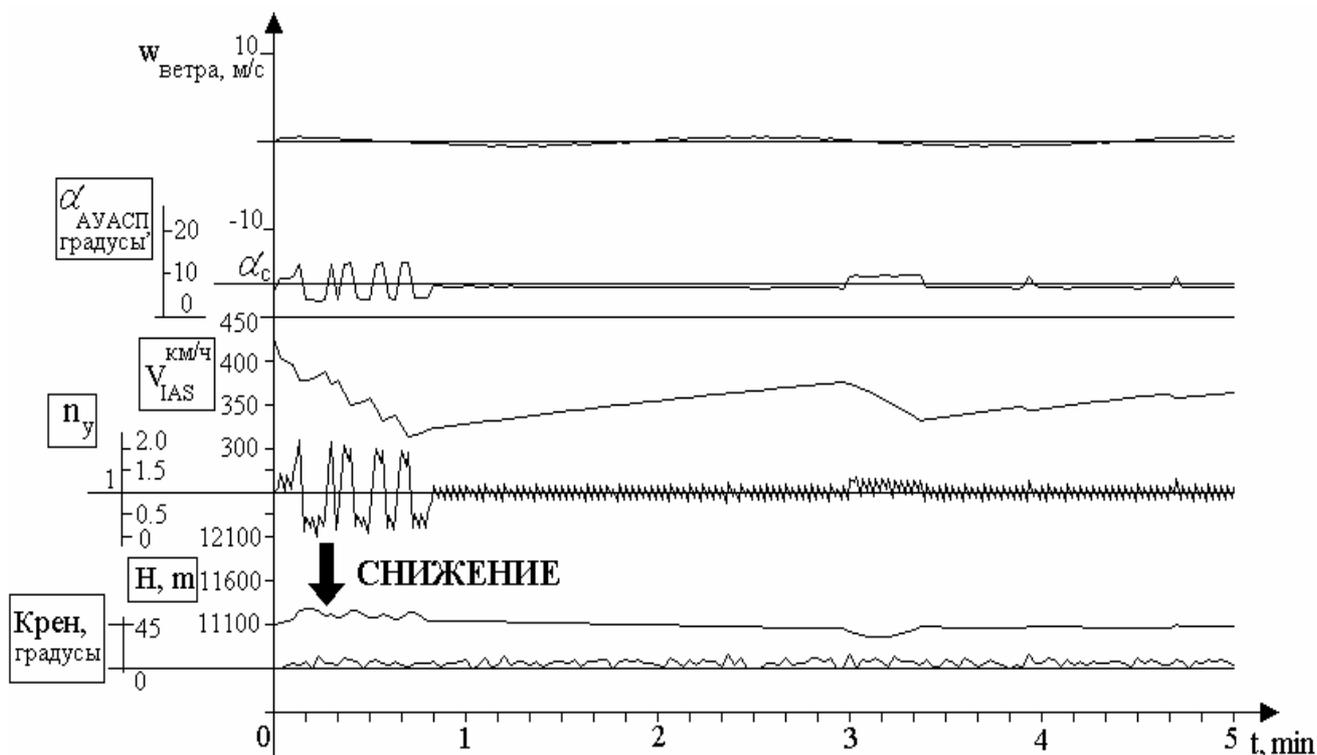


Рис.10(б). Стабилизация высоты полёта и рост приборной скорости при выполнении экстренного снижения до эшелона 11100м в ситуации на рис.10а.

4.2. Сваливание при вводе самолёта в крен

Ввод самолёта в глубокий крен на высоте эшелона 10 – 12 км приводит к быстрому падению приборной скорости и сваливанию при попытке удержать высоту эшелона, как это видно на рис.11(а), построенного для самолёта Ту-154М. Величина крена в полётной конфигурации на Ту-154 ограничена 30 градусами, после чего срабатывает световая сигнализация «Крен велик левый (правый)». Эта сигнализация не сопровождается звуковыми сигналами и может остаться незамеченной, как это произошло в инцидентах с аэробусом А-310 под Междуреченском в 1994 году и с Ту-154Б под Хабаровском в 1995 году. На рис.11(а) показано сваливание самолёта Ту-154М при создании и удержании крена в 50 градусов на эшелоне 11100м при массе 85 тонн и режиме двигателей 0.7 номинала при слабом ветре и температуре стандартной атмосферы.

Как и в предыдущем примере, для выхода из опасной ситуации необходимо незамедлительно обратить внимание на падение приборной скорости ниже 400 км/ч и убрать крен. В результате этих действий полёт продолжается стабильно даже без экстренного снижения, как это видно из рис.11(б). Следует отметить, что в реальной ситуации можно ожидать сваливания ещё раньше, чем это показывает результат на рис.11(а).

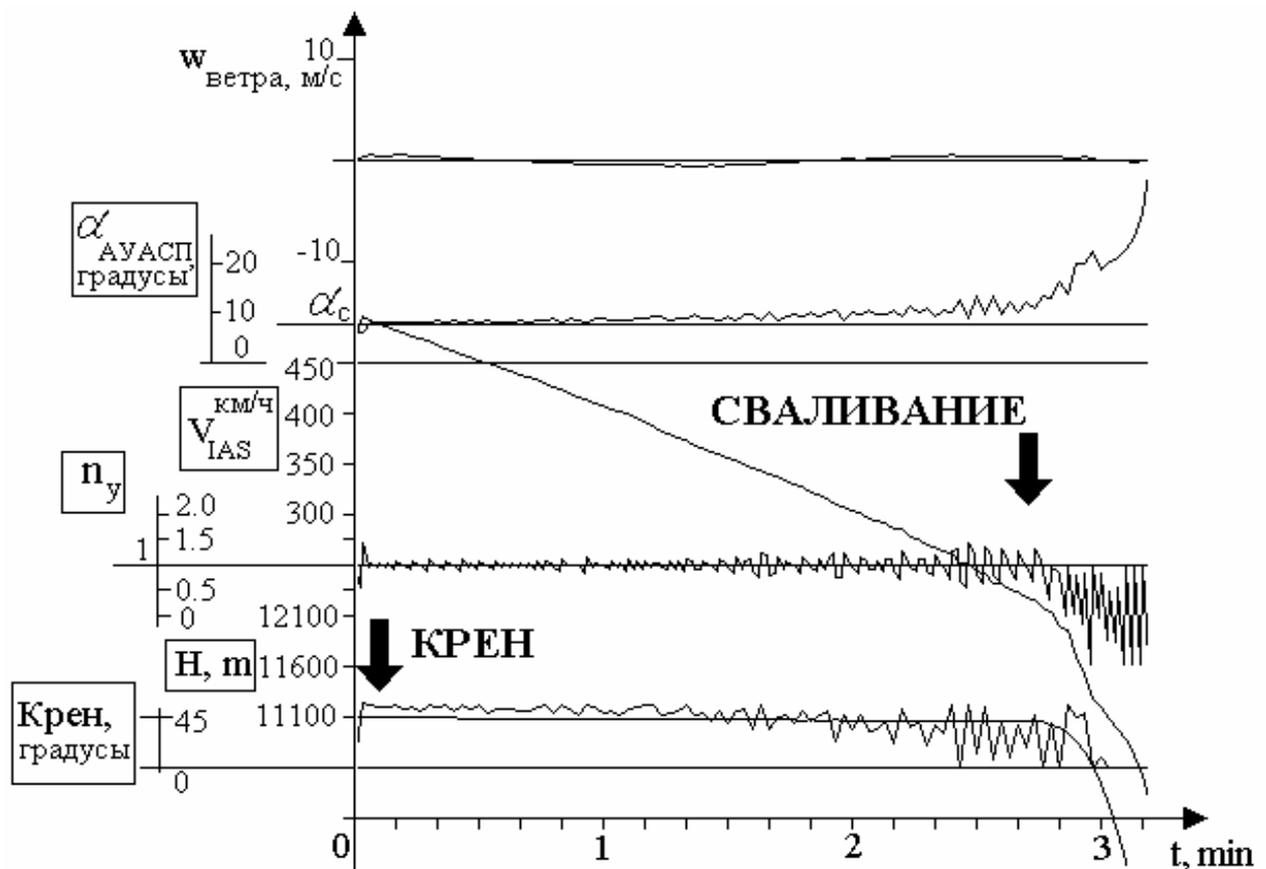


Рис.11(а). Сваливание самолёта Ту-154М при создании и удержании крена в 50 градусов на эшелоне 11100м при массе 85 тонн и режиме двигателей 0.7 номинала при слабом ветре и температуре стандартной атмосферы

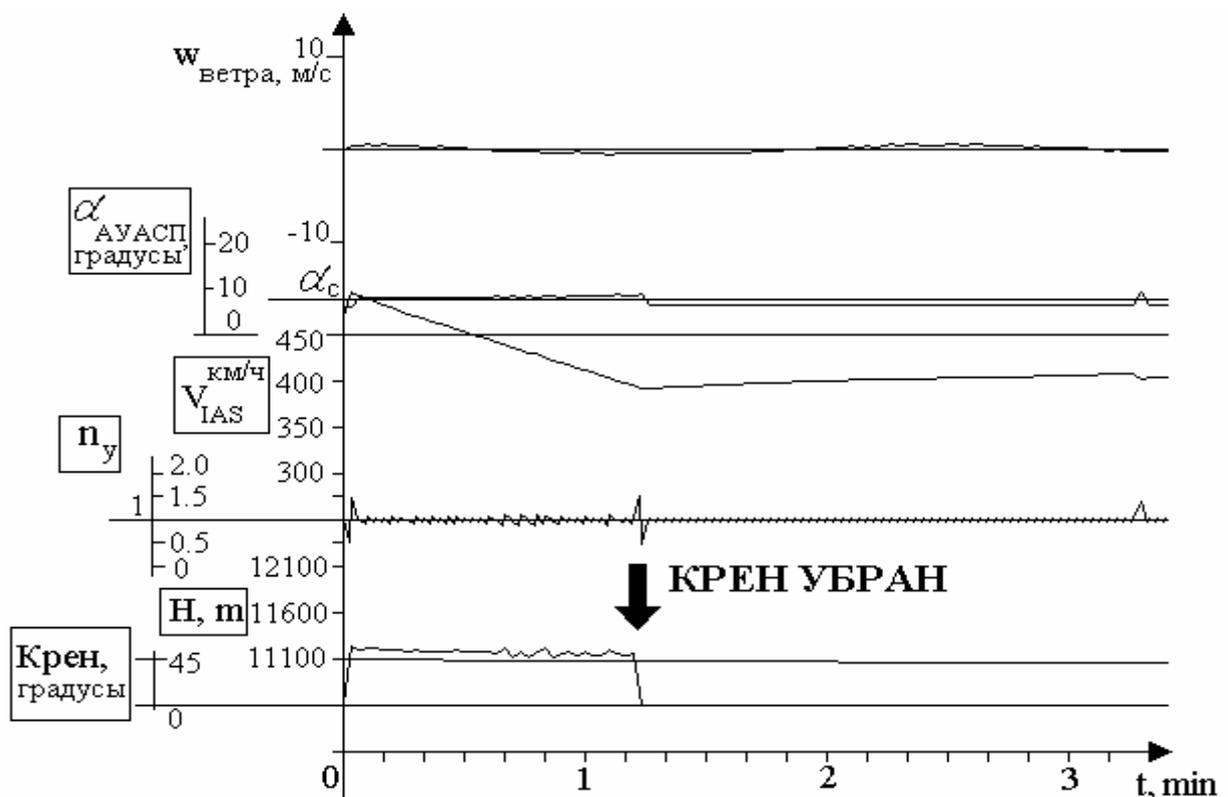


Рис.11(б). Восстановление режима нормального полёта при ликвидации крена в ситуации на Рис.11(а).

4.3. Сваливание при наборе в условиях сильной болтанки

Катастрофа Ту-154М в районе Донецка в 2006 году [8, 9] произошла при попытке набрать и удержать в штурвальном режиме эшелон 11900м в условиях мощной грозовой деятельности и при пониженной тяге двигателей вследствие включения системы противообледенения. Такое сочетание факторов может иметь место при прохождении мощного холодного фронта с грозой, сопровождающегося вытеснением тёплого воздуха на большие высоты, а также интенсивными порывами ветра [7]. Скорость вертикальных порывов ветра в данном случае была, по-видимому, не менее 10 м/с (этот параметр не зафиксирован на циклограммах). По интенсивности грозовой деятельности, наблюдаемой до высоты 13 – 15км, метеоусловия во время катастрофы под Донецком соответствовали тропическому шторму. Фактическое превышение температуры над стандартной составляло +4 градуса. При попадании в грозовое облако экипажем была включена противообледенительная система входных направляющих аппаратов двигателей, что уменьшило их тягу на величину, эквивалентную дополнительному превышению температуры на +10 градусов. Поэтому ниже расчёты выполнены при $\Delta T_{MCA} = +15$ градусов. При более значительном повышении температуры сваливание, разумеется, наступает еще раньше. Результат расчёта показан на рис.12(а) при наборе в режиме 0.9 номинала с массой самолёта 84 тонны.

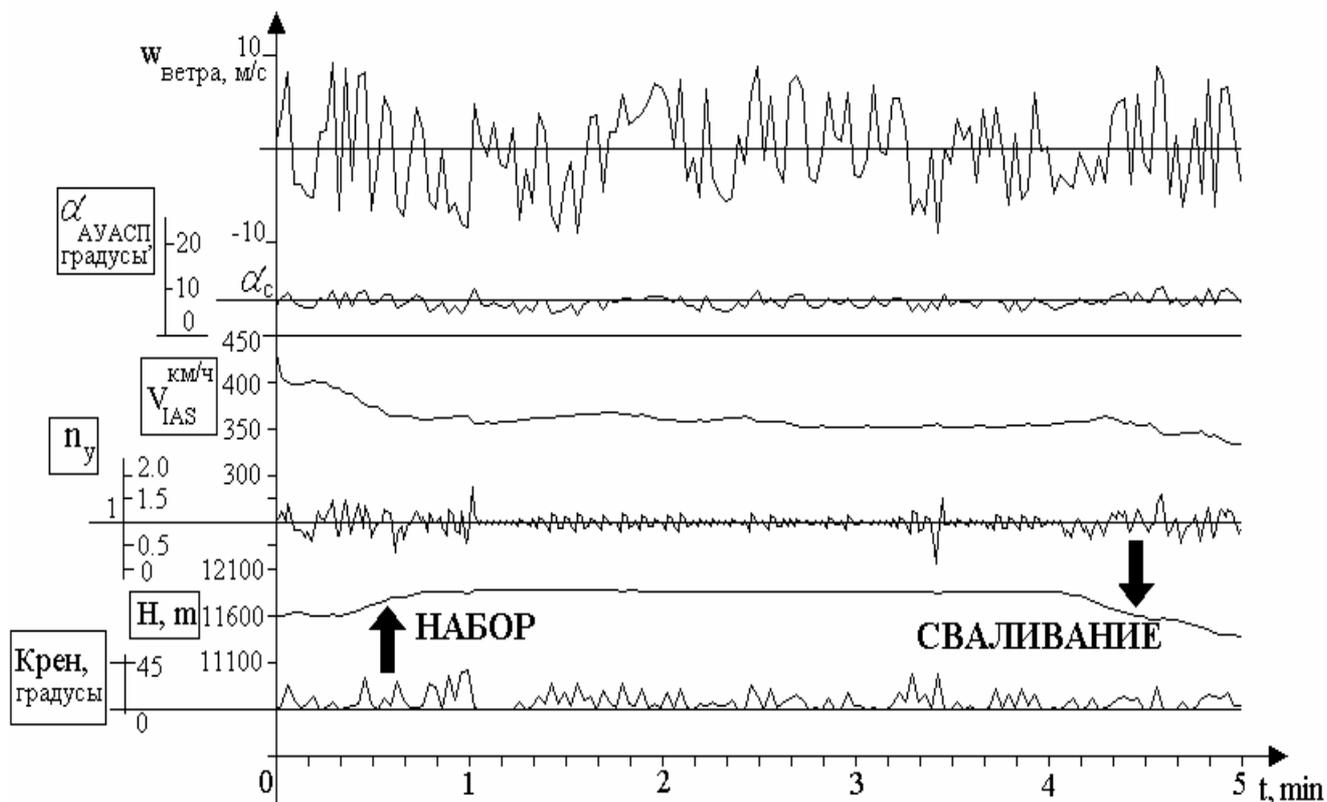


Рис.12(а). Сваливание самолёта Ту-154М при попытке набора эшелона 11900м в условиях мощных вертикальных порывов ветра и превышении стандартной температуры на 15 градусов. Масса самолёта 84 тонны, режим двигателей 0.9 номинала.

Из рис.12(а) следует, что неустойчивость, приводящая к сваливанию, вновь начинается при приборной скорости, близкой к 350 км/ч. Как и в примере пункта 3.1., для выхода из опасной ситуации необходимо начать немедленное снижение хотя бы до эшелона 11500м, где даже в условиях сильной болтанки параметры полёта стабилизируются, как это видно из рис.12(б).Заметим, что на рис.12(б) заметно дальнейшее падение скорости в условиях сильной болтанки, что является следствием нелинейной зависимости коэффициента лобового сопротивления от угла атаки. Поэтому до выхода из зон мощных вертикальных порывов необходим постоянный контроль приборной скорости во избежании повторного сваливания.

По официальному заключению [9], в отсутствии располагаемой тяги на выбранной высоте полета экипаж должен был предпринять все меры для сохранения приборной скорости, при необходимости снижаясь даже в грозовое облако. С этими заключениями согласуются результаты данной работы, тем более что в истории авиации известны случаи успешного вывода тяжелого самолета из зоны сильной грозовой деятельности при интенсивном снижении с сохранением приборной скорости [10, с.198-201].

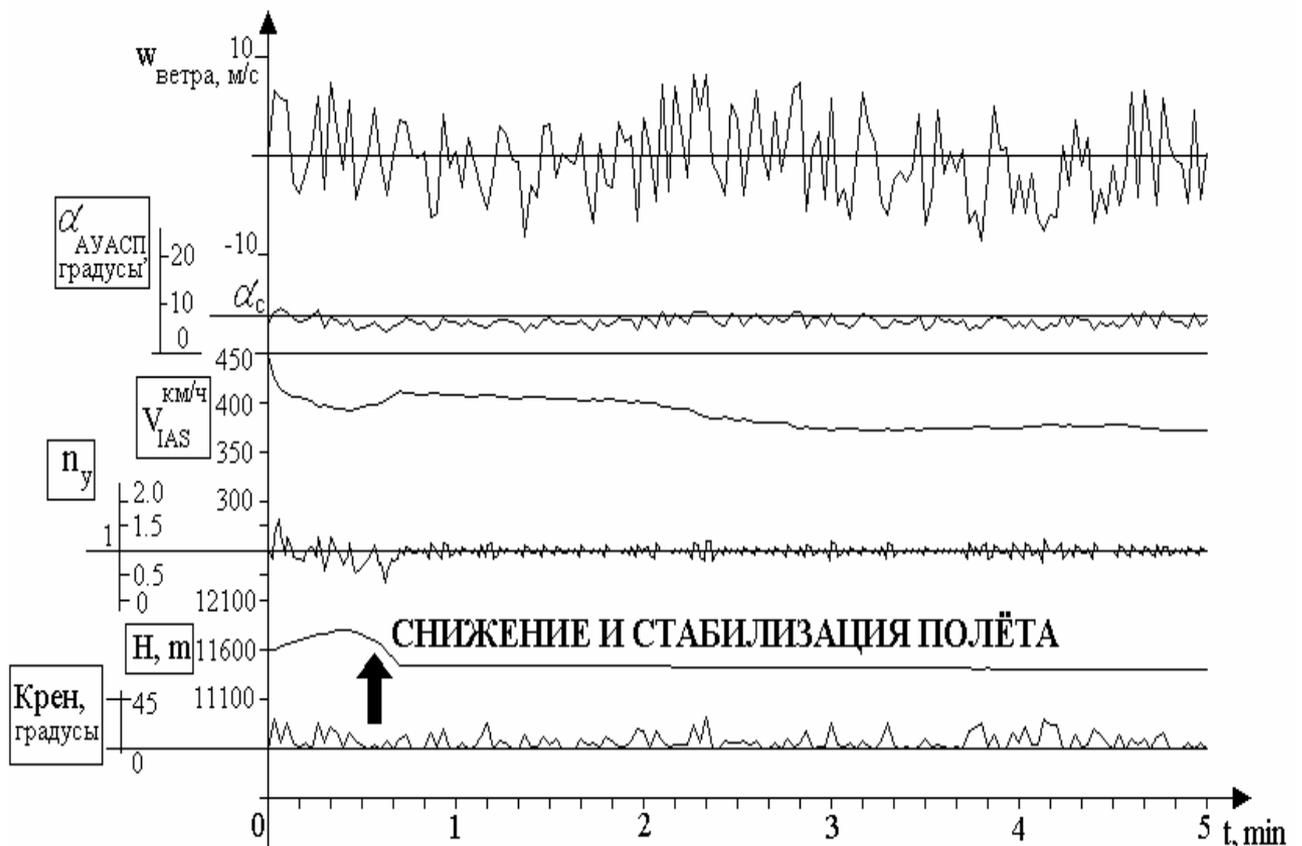


Рис.12(б).Стабилизация параметров полёта при снижении в условиях развития аварийной ситуации на рис.12(а).

5. Задания по лабораторной работе

1. Основываясь на положениях аэродинамики, изложенных в части 1, вывести основные уравнения динамики самолёта в продольном канале, полученные в части 2.
2. Разработать программу для численного расчёта динамики по полученным уравнениям движения и получить результаты, показанные на рис.10–12 для самолёта Ту-154М.
3. Используя данные таблиц 1-3, построить математическую модель движения для самолётов Ил-76 и Ил-86 при условиях, указанных в пунктах 3.1-3.3.
4. Изменяя различные параметры задачи: температуру атмосферы, зависимость от времени вертикальных порывов ветра, массу самолёта, начальную высоту и скорость, получить новые результаты в форме циклограмм на рис.10 – 12.
5. При построении графиков учесть явление помпажа, т.е. самовыключения двигателей при росте угла атаки, а также при самостоятельном отказе одного или двух двигателей самолёта.
6. Построить модель процесса расходящихся колебаний по тангажу для самолёта Ту-154М при попытке удержать высоту эшелона в штурвальной режиме, приводящей к выходу на углы атаки, отвечающие смене знака возвращающих моментов сил, что приводит к нарушению статической устойчивости самолёта по углу атаки (подробнее см. книгу [1]).

Краткий словарь авиационных терминов

АБСУ -	Автоматическая бортовая система управления самолётом. То же, что автопилот.
Авиагоризонт -	Гироскопический прибор в кабине самолёта, показывающий угол тангажа и угол крена самолёта, а также другую необходимую для пилотажа информацию.
Автопилот -	Комплекс агрегатов для автоматического управления самолётом по заданному пилотами закону на различных этапах полёта.
Аэродинамическая поверхность -	Отклоняемая по командам пилота или автопилота часть конструкции самолёта, создающая аэродинамическую силу или момент силы, действующие на самолёт.
Аэродинамическая сила-	Сила, возникающая при обтекании воздухом отдельных частей конструкции самолёта и зависящая от их пространственного положения, плотности воздуха и скорости набегающего воздушного потока.
АУАСП -	Автомат углов атаки и сигнализатор перегрузки. Индикатор этого прибора показывает значение усреднённого угла атаки, определяющего характер обтекания крыла, а также значение вертикальной перегрузки, определяющей вертикальное ускорение в единицах ускорения свободного падения. Это ускорение положительное и направлено вверх, если его показания больше единицы, и отрицательно и направлено вниз, если показания прибора меньше единицы.
Барометрическая высота -	Высота, отсчитываемая барометрами-анероидами от заданного уровня по изменению атмосферного давления при изменении высоты самолёта.
Вертикальная скорость -	Скорость перемещения центра масс самолёта вдоль вертикальной оси, ориентированной параллельно силе тяжести.
Вертикальное оперение -	Часть конструкции самолёта, представляющая собой вертикально ориентированную аэродинамическую поверхность и предназначенная для стабилизации самолёта в поперечном канале.
Воздушная скорость -	Скорость перемещения центра масс самолёта относительно окружающего воздуха.
Кабрирование -	Положение носа самолёта относительно линии горизонта, характеризующееся положительными углами. Также – тенденция к поднятию носа, при которой угол тангажа увеличивается.
Коэффициент подъёмной силы -	Величина, определяющая вместе с приборной скоростью подъёмную силу крыла. Зависит от числа Маха полёта и от угла

атаки крыла. Зависимость от углов атаки содержит участок быстрого падения при больших углах атаки, что отвечает явлению сваливания самолёта.

Крен -	Отклонение линии, соединяющей боковые концы левой и правой половин крыла, от линии горизонта. Угол крена отображается на авиагоризонте в кабине пилотов.
Курс -	Угол направления носа самолёта относительно текущего географического меридиана.
Маха число -	Отношение воздушной скорости самолёта к скорости звука в данной точке пространства.
МСА -	Международная стандартная атмосфера. Обозначение для набора стандартных параметров атмосферы: на уровне моря давление 760 мм. рт. ст. и температура +15 градусов Цельсия. При росте высоты температура падает в первом приближении линейно, достигая -56 градусов Цельсия на высоте 11 км, и далее до высоты 25 км остаётся постоянной. Давление воздуха уменьшается в соответствии с барометрической формулой.
МЭТ -	Механизм электротриммирования. Предназначен для отклонения и фиксации аэродинамических поверхностей, обеспечивающих балансировку, или триммирование самолёта в продольном канале. На большинстве типов самолётов, кроме рассматриваемого в пособии самолёта Ту-154, эту балансировку осуществляет стабилизатор.
Пикирование -	Положение носа самолёта относительно линии горизонта, характеризующееся отрицательными углами. Также – тенденция к опусканию носа, при которой угол тангажа уменьшается.
Подъёмная сила -	Аэродинамическая сила, действующая на центр масс самолёта со стороны его крыла и направленная перпендикулярно плоскости крыла от нижней к верхней части самолёта.
Приборная скорость -	Величина, пропорциональная плотности воздуха и квадрату скорости самолёта относительно воздуха (скоростной напор). Вместе с углом атаки определяет подъёмную силу крыла самолёта и является ключевым параметром полёта. Отображается на нескольких указателях в кабине пилотов в километрах в час (на отечественных самолётах) или узлах, т.е. морских милях в час (на зарубежных самолётах; 1 узел = 1.852 км/ч)
Поперечный канал управления -	Совокупность параметров, определяющих положений самолёта и управление им в горизонтальной плоскости, прежде всего значение угла крена и угла курса.
Продольный канал управления -	Совокупность параметров, определяющих положений самолёта и управление им в вертикальной плоскости, прежде всего значение

угла тангажа и вертикальной скорости.

Путевая скорость -	Скорость центра масс самолёта относительно неподвижных ориентиров на земле.
Режим двигателей -	Индикатор силы тяги двигателей самолёта. Выделяют режим максимальной кратковременной тяги («взлётный режим»), максимальной непрерывно допустимой тяги («номинальный режим»), режимы в десятых долях номинального, и режим минимальной тяги, обозначаемой как «малый газ».
Руль высоты -	Отклоняемый по команде пилота или автопилота участок на горизонтальном оперении, служащий для создания кабрирующего или пикирующего момента сил, способствующего поднятию или опусканию носа самолёта относительно линии горизонта.
Руль направления -	Отклоняемый по команде пилота или автопилота участок на вертикальном оперении, служащий для создания разворачивающего момента сил, способствующего повороту носа самолёта влево или вправо.
Сваливание самолёта -	Потеря подъёмной силы крыла при уменьшении приборной скорости или уменьшения коэффициента подъёмной силы вследствие выхода на большие углы атаки.
Скоростной напор -	То же, что приборная скорость.
Стабилизатор -	Часть конструкции самолёта, представляющая собой горизонтальные аэродинамические поверхности, служащие для балансировки самолёта в продольном канале.
Тангаж -	Отклонение линии строительной горизонтали, т.е. носа самолёта от линии горизонта. Отрицательный угол тангажа означает опускание носа самолёта (пикирование), положительный – поднятие носа самолёта (кабрирование).
Триммирование -	Процесс балансировки, т.е. приведения с помощью аэродинамических поверхностей самолёта к нулю всех сил и моментов сил, стремящихся изменить выбранный пилотом или автопилотом угол тангажа, угол крена или курс самолёта.
Угол атаки крыла -	Угол между некоторой хордой крыла и направлением вектора скорости набегающего потока воздуха. В данном пособии везде используется значение угла атаки, отображаемое на индикаторе АУАСП в кабине пилотов.
Элерон -	Отклоняемый по команде пилота или автопилота участок на крыле самолёта, служащий для создания момента сил, направленного на создание или устранение крена самолёта.

Литература

- [1] В.П. Бехтир, В.М. Ржевский, В.П. Ципенко, *Практическая аэродинамика самолёта Ту-154М*, М., 1997, 288 с.
- [2] Т.И. Лигум, С.Ю. Скрипниченко, А.В. Шишмарёв, *Аэродинамика самолёта Ту-154Б*, М., 1985, 263 с.
- [3] П.Т. Бехтир, В.П. Бехтир, *Практическая аэродинамика самолёта Ил-76Т*, М., 1979, 157 с.
- [4] В.П. Бехтир, *Практическая аэродинамика самолёта Ил-86*, Ульяновск, 1991, 135 с.
- [5] В.В. Ершов, *Практика полётов на самолёте Ту-154*, Красноярск, 2007, 99с.
- [6] Ю.П. Доброленский, *Динамика полёта в неспокойной атмосфере*, М., 1969, 256 с.
- [7] А.М. Яковлев, *Авиационная метеорология*, М., 1971, 248 с.
- [8] www.mak.ru
- [9] www.bort85185.ru , www.avia.ru , www.aviaport.ru .
- [10] Н.В. Якубович, *Мясищев. Неудобный гений. Забытые победы советской авиации*, М., Яуза, Эксмо, 2008, 384с.

Рисунок на обложке составлен из фотографий, взятых из книги [1], а также с сайта www.avia.ru

Содержание

	Стр.
1. Введение	3
2. Основы аэродинамики горизонтального полёта	7
2.1. Описание математической модели	7
2.2. Вес самолёта и допустимые эшелоны полёта	8
2.3. Подъёмная сила крыла	8
2.4. Угол атаки и коэффициент подъёмной силы	12
2.5. Сила лобового сопротивления	16
2.6. Сила тяги двигателей	18
3. Математическая модель полёта	20
3.1. Уравнения движения	20
3.2. Учёт вертикальных порывов ветра	22
3.3. Набор высоты и снижение	25
4. Примеры моделирования полёта при неустойчивостях на эшелоне	26
4.1. Сваливание при наборе в перегретом воздухе	26
4.2. Сваливание при вводе самолёта в крен	28
4.3. Сваливание при наборе в условиях сильной болтанки	30
5. Задания по лабораторной работе	32
Краткий словарь авиационных терминов	33
Литература	36

Денис Владимирович Хомицкий

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ДИНАМИКИ
САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ НЕУСТОЙЧИВОСТИ
НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ:**

Практикум

Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского».
603950, Нижний Новгород, пр. Гагарина, 23.

Подписано в печать . .2009. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная. Гарнитура Таймс.
Усл. печ.л. 2,4. Уч.-изд. л. 2,1.
Заказ № . Тираж 100 экз.

Отпечатано в типографии Нижегородского госуниверситета
им. Н.И. Лобачевского
603600, г. Нижний Новгород, ул. Большая Покровская, 37
Лицензия ПД № 18-0099 от 14.05.01.