

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**

**Кафедра аэродинамики, конструкции
и прочности летательных аппаратов**

Н.Б. Бехтина, М.С. Кубланов

ДИНАМИКА ПОЛЕТА

ПОСОБИЕ

по выполнению лабораторных работ на ПЭВМ

*для студентов III курса
специальности 160901 и направления 160900
дневного обучения*

Москва – 2007

Рецензент д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко

Бехтина Н.Б., Кубланов М.С.

Динамика полета: Пособие по выполнению лабораторных работ на ПЭВМ. – М.: МГТУ ГА, 2007. – 28 с.

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины СД.03 "Динамика полета" по Учебному плану специальности 160901 и дисциплины СД.09.01 "Динамика полета" по Учебному плану направления 160900 для студентов 3 курса дневной формы обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры АКПЛА 17.04.07 г. и методических советов специальности 160901 24.04.07 г. и направления 160900 22.03.07 г.

СОДЕРЖАНИЕ

	с.
1. ВВЕДЕНИЕ.....	4
2. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О МАТЕМАТИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....	4
3. ИНСТРУКЦИЯ ПО РАБОТЕ С ЛАБОРАТОРНЫМ ПРАКТИКУМОМ НА ПЭВМ.....	9
4. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1. ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ САМОЛЕТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ.....	9
5. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ.....	13
6. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ НАИВЫГОДНЕЙШЕГО НАБОРА ВЫСОТЫ..	15
7. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 4. ИССЛЕДОВАНИЕ ПОСАДКИ САМОЛЕТА.....	18
8. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 5. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА.....	22
9. РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА.....	28

1. ВВЕДЕНИЕ

Настоящее издание служит пособием по выполнению первых пяти лабораторных работ с помощью математического моделирования при изучении дисциплины "Динамика полета". Описываемые лабораторные работы представляют собой решение типовых траекторных задач летной эксплуатации. На примере самолета Ил-96-300 рассматривается продольное движение в горизонтальном полете, при наборе высоты, при взлете и посадке с учетом всех особенностей пилотирования. Проведение этого цикла лабораторных работ позволяет проследить влияние различных факторов на параметры полета, что помогает не только усвоить фундаментальные положения дисциплины, но и ознакомиться с особенностями эксплуатации дальнего магистрального самолета большой грузоподъемности.

В первых разделах приводятся краткие сведения о математическом моделировании динамики полета летательных аппаратов и особенностях работы с лабораторным практикумом на ПЭВМ.

В последующих разделах для каждой лабораторной работы даны описание исследуемого участка полета, порядок выполнения работы и контрольные вопросы.

В конце пособия приводится список рекомендуемой литературы для изучения дисциплины.

2. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О МАТЕМАТИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Вспомним уравнения движения центра масс летательного аппарата в скоростной системе координат (или в траекторной без учета движения атмосферы относительно земли) в вертикальной плоскости без учета изменения массы, центростремительного ускорения и вращения земли, без крена и скольжения:

$$\begin{cases} m\dot{V} &= P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - mg \cdot \sin\theta - f_{тр} \cdot N, \\ mV\dot{\theta} &= P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg \cdot \cos\theta + N, \end{cases} \quad (1)$$

где приняты обозначения по ГОСТ 20058-80. Отдельные члены этих уравнений представляют собой определенные механические явления: $m\dot{V}$ – произведение постоянной массы на продольное ускорение (сила инерции в терминах теоретической механики) в направлении движения; $P \cdot \cos(\alpha - \varphi)$ – проекция силы тяги двигателей на направление движения, где α – угол атаки, φ – угол установки двигателей; $X_a = c_{xa} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S$ – аэродинамическое

лобовое сопротивление; $mg \cdot \sin \theta$ – проекция силы тяжести самолета на направление движения, где θ – угол наклона траектории; $f_{\text{тр}} \cdot N = F$ – сила трения при контакте шасси с взлетно-посадочной полосой (ВПП), где N – нормальная реакция опоры, сила взаимодействия между самолетом и ВПП; $mV\dot{\theta}$ – произведение постоянной массы на ускорение (сила инерции в терминах теоретической механики) по оси подъемной силы; $P \cdot \sin(\alpha - \varphi)$ – проекция силы тяги двигателей на ось подъемной силы; $Y_a = c_{ya} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S$ – аэродинамическая подъемная сила; $mg \cdot \cos \theta$ – проекция силы тяжести на ось подъемной силы.

После этого подробного анализа легко рассмотреть особенности движения самолета на различных участках полета и различных режимах

1. Разбег самолета по горизонтальной ВПП – характеризуется постоянным нулевым значением угла наклона траектории: $\theta = \dot{\theta} = 0$ (рис. 1):

$$\begin{cases} m\dot{V} = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - f_{\text{тр}} \cdot N, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg + N, \end{cases} \quad (2)$$

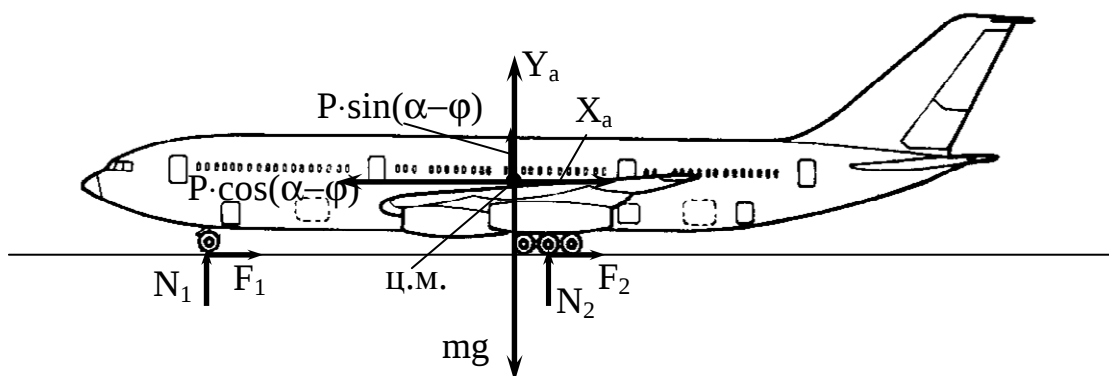


Рис. 1. Горизонтальное движение самолета

На разбеге $\sin(\alpha - \varphi) \approx 0$, поэтому второе уравнение, представляя баланс сил по оси подъемной силы, фактически служит для определения реакции ВПП:

$$N = mg - Y_a \quad (3)$$

которая тем больше, чем меньше скорость, и наоборот: тем меньше, чем больше скорость движения. На старте реакция ВПП равна весу самолета, при отрыве обращается в ноль.

В первом же уравнении для обеспечения быстреего разгона и сокращения дистанции разбега проекция силы тяги двигателей должна быть как можно больше, а лобовое сопротивление и сила трения колес шасси – меньше.

2. Первоначальный набор высоты, как и любой другой участок свободного полета, происходит в отсутствии контакта с ВПП, поэтому $N =$

0. Других упрощений здесь сделать нельзя, так как движение неустановившееся, изменяются и V , и θ (рис. 2):

$$\begin{cases} m\dot{V} = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - mg \cdot \sin\theta, \\ mV\dot{\theta} = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg \cdot \cos\theta, \end{cases} \quad (4)$$

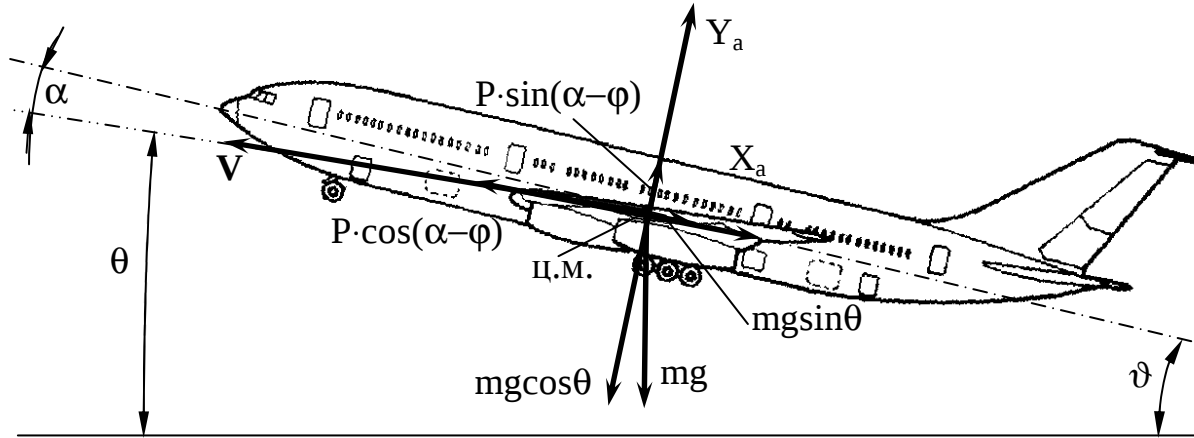


Рис. 2. Движение самолета по наклонной траектории

Здесь следует заметить, что любой летательный аппарат должен быть спроектирован так, чтобы в эксплуатационном диапазоне параметров (в ожидаемых условиях эксплуатации) правые части обоих уравнений можно было с помощью управляющих воздействий сделать как положительными, так и отрицательными, иначе возможно попадание в безвыходную ситуацию, чреватую катастрофой.

3. Прямолинейный набор высоты (снижение) с постоянным углом наклона траектории – характеризуется условием $\dot{\theta} = 0$ и описывается уравнениями, вытекающими из (4) (рис. 2):

$$\begin{cases} m\dot{V} = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - mg \cdot \sin\theta, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg \cdot \cos\theta, \end{cases} \quad (5)$$

По оси подъемной силы выдерживается определенный баланс между подъемной силой и силой тяжести.

4. Набор высоты (снижение) с постоянной скоростью – характеризуется условием $\dot{V} = 0$ и описывается уравнениями, вытекающими из (4) (рис. 2):

$$\begin{cases} 0 = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - mg \cdot \sin\theta, \\ mV\dot{\theta} = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg \cdot \cos\theta, \end{cases} \quad (6)$$

По направлению движения выдерживается определенный баланс между тягой и лобовым сопротивлением с учетом влияния составляющей силы тяжести.

5. Набор высоты (снижение) с постоянной приборной скоростью (о приборной скорости см. лабораторную работу № 1) не обеспечивает постоянства ни воздушной скорости V , ни угла наклона траектории θ . И величина тяги P меняется с высотой и скоростью полета даже при постоянном режиме работы двигателей, задаваемом рукояткой управления двигателем (РУД). Поэтому уравнения движения в этом случае имеют вид (4) (рис. 2).

6. Горизонтальный полет характеризуется постоянным нулевым значением угла наклона траектории: $\theta = \dot{\theta} = 0$ и описывается уравнениями, вытекающими из (2) (рис. 1):

$$\begin{cases} m\dot{V} = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg, \end{cases} \quad (7)$$

По оси подъемной силы, совпадающей с вертикалью, выдерживается определенный баланс между подъемной силой и силой тяжести (в первом приближении можно пренебречь проекцией силы тяги $P \cdot \sin(\alpha - \varphi)$ по сравнению с Y_a и mg). По направлению движения разгон осуществляется при тяге, большей лобового сопротивления, а торможение – наоборот.

7. Горизонтальный установившийся полет характеризуется условиями: $\theta = \dot{\theta} = 0$ и $\dot{V} = 0$ при постоянной скорости (или $\dot{V}_{пр} = 0$ при постоянной приборной скорости, что одно и то же на постоянной высоте) и описывается уравнениями, вытекающими из (7) (рис. 1):

$$\begin{cases} 0 = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg, \end{cases} \quad (8)$$

В этом случае баланс сил выдерживается в обоих координатных направлениях: как между подъемной силой и силой тяжести, так и между тягой и лобовым сопротивлением.

8. Снижение по глиссаде – это прямолинейное снижение ($\dot{\theta} = 0$) при постоянной приборной скорости $\dot{V}_{пр} = 0$. Но так как это снижение происходит при небольшом перепаде высот, то можно считать, что и воздушная скорость постоянна: $\dot{V} = 0$. Поэтому уравнения движения в этом случае вытекают из (5):

$$\begin{cases} 0 = P \cdot \cos(\alpha - \varphi) - X_a - mg \cdot \sin \theta, \\ 0 = P \cdot \sin(\alpha - \varphi) + Y_a - mg \cdot \cos \theta, \end{cases} \quad (9)$$

Определенный баланс сил здесь соблюдается по обеим осям, но в отличие от горизонтального установившегося полета он "искажен" составляющими силы тяжести.

9. Выравнивание (см. лабораторную работу № 4) происходит на не-большом временном интервале, когда скорость полета не успевает сильно измениться ($\dot{V} \approx 0$), но зато искривляется траектория и θ меняется существенно. Поэтому в этом случае можно пользоваться уравнениями (6), имея в виду, что подъемная сила превосходит составляющие силы тяжести и тяги и обеспечивает положительность правой части второго уравнения.

10. Пробег по горизонтальной ВПП описывается такими же уравнениями (2), как и разбег (рис. 1). Однако для быстреего торможения и уменьшения дистанции пробега предпринимаются следующие меры: уменьшается тяга двигателей вплоть до отрицательных значений при реверсе, включаются тормоза колес, увеличивается лобовое сопротивление выпуском интерцепторов и тормозных щитков.

Все приведенные выше формулы являются математической записью неизменных физических законов в оговоренных предположениях. Если к ним добавить характеристики конкретного самолета, т.е. значения m , ϕ , S и связи P , c_{xa} , c_{ya} с параметрами движения, характеристики внешних условий ρ , $f_{тр}$ и начальные условия участка полета – значения интегрируемых переменных V_0 , θ_0 , то все вместе это составит математическое описание поведения реального самолета. С другой стороны, это же математическое описание можно использовать для построения траектории и законов движения с помощью интегрирования дифференциальных уравнений движения математическими методами. Факт использования одного и того же математического описания позволяет говорить, что во втором случае мы имеем дело с математической моделью динамики полета реального самолета. Остается лишь реализовать эту математическую модель на бумаге (проводя расчеты вручную), или на моделирующих аналоговых установках (воспроизводящих все параметры задачи в виде электрических токов и напряжений), или в виде программного обеспечения на цифровых ЭВМ.

В настоящее время лабораторные работы по траекторным задачам курса Динамики полета в МГТУ ГА проводятся на ПЭВМ, реализующих программное обеспечение математического моделирования динамики полета самолета Ил-96-300. Это программное обеспечение гарантирует удовлетворительную степень адекватности результатов расчетов реальному поведению самолета, что обеспечено апробированным численным методом интегрирования дифференциальных уравнений движения, использованием "паспортных" характеристик самолета, прошедшего комплекс испытаний, и скрупулезным воспроизведением всей технологии производства полетов, требуемой Руководством по летной эксплуатации самолета Ил-96-300.

3. ИНСТРУКЦИЯ ПО РАБОТЕ С ЛАБОРАТОРНЫМ ПРАКТИКУМОМ НА ПЭВМ

Программа работает в диалоговом режиме, внимательно следуйте подсказкам на экране. В случае появления непонятных сообщений следует немедленно обратиться к преподавателю, ведущему занятия.

ВВЕСТИ число – означает набрать с клавиатуры число в предписанном формате и нажать клавишу "Enter" ("Ввод").

Формат I4 означает, что четырехзначное число БЕЗ ДЕСЯТИЧНОЙ ТОЧКИ следует набирать с первой позиции без пробелов.

Формат F5.3 (F10.0) воспринимает любое число С ДЕСЯТИЧНОЙ ТОЧКОЙ, расположенное в первых 5 (соответственно 10) позициях.

НАЖАТЬ КЛАВИШУ – означает только ОДНО это действие.

В режиме **ПРОСМОТРА** текста или результатов листание осуществляется клавишами "PgUp" и "PgDn". Для окончания просмотра следует нажать клавишу "F10". Все результаты выполнения лабораторной работы высвечиваются на экране, а также записываются в файл "labrez.dat", который можно просмотреть после выхода из расчетной части работы. Продолжение расчетов после выхода невозможно, поэтому ВСЮ ПРОГРАММУ расчетов необходимо выполнить за один вход в расчетную часть.

4. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1. ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ САМОЛЕТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

Цель работы

Исследование режимов горизонтального полета с помощью математической модели динамики полета самолета Ил-96-300 и определение возможных диапазонов скорости горизонтального полета.

Сведения о математической модели

Математическая модель динамики полета самолета Ил-96-300 для данной лабораторной работы обеспечивает следующие моменты:

- случайный выбор варианта (значения массы самолета и высоты полета) для каждого студента, выполняющего работу;
- запрос всех необходимых сведений варианта траектории (от минимальной или от максимальной скорости на различном числе работающих двигателей);
- интегрирование дифференциальных уравнений горизонтального неустановившегося полета самолета Ил-96-300 при постоянном номинальном режиме работы двигателей (используются уравнения движения в скоростной системе координат);

- проверку условий достижения минимальной допустимой и максимальной допустимой скоростей полета, а также выхода на режим установившегося движения с постоянной скоростью;
- сохранение в файле "labres.dat" всей информации о рассчитанных траекториях для просмотра по окончании расчетной части работы.

Особенности летной эксплуатации

В горизонтальном полете без бокового движения используются три режима:

- установившийся, когда все действующие на самолет силы уравновешивают друг друга;
- разгон, когда равнодействующая всех сил, действующих на самолет, направлена вперед;
- торможение, когда равнодействующая всех сил, действующих на самолет, направлена назад.

Во всех этих случаях условием сохранения горизонтальности полета является условие равновесия вертикальных составляющих всех действующих на самолет сил, доминирующими из которых являются сила тяжести и аэродинамическая подъемная сила. Поэтому в области эксплуатационных режимов горизонтального полета самолета с одной и той же массой справедливо утверждение: установившийся полет при большей скорости требует использования более высокого режима работы двигателей и меньшего угла атаки (см. (8)).

Следует различать области ВОЗМОЖНЫХ и ДОПУСТИМЫХ скоростей полета. Если первая определяется лишь аэродинамическими характеристиками планера и высотно-скоростными и дроссельными характеристиками двигателей, то вторая определяется комплексом всевозможных требований эксплуатационного характера. Область возможных скоростей полета имеет естественные границы, определяемые предельной минимальной скоростью установившегося горизонтального полета (теоретической минимальной скоростью $V_{т.мин}$), при которой угол атаки достигает критического значения, и предельной максимальной скоростью установившегося горизонтального полета (максимальной V_{max}), при которой двигатели работают на максимальном режиме. Область допустимых скоростей полета определяется в летной эксплуатации гражданских самолетов в основном с целью обеспечения гарантированного уровня безопасности полетов. Таким образом, вводятся более жесткие ограничения на диапазон допустимых значений скорости. Эти ограничения определяются не только перечисленными выше факторами, (с использованием коэффициентов запаса), но и такими факторами, как обеспечение естественной управляемости в области первых режимов (для ограничения скорости снизу), обеспечения допустимых механических нагрузок на конструкцию самолета и бесрывного обтекания несущих и управляющих поверхностей (для огра-

ничения скорости сверху). Так как всю эту информацию необходимо использовать экипажу в полете, когда ошибки недопустимы, то в Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ) каждого типа самолета заносятся единые упрощенные для запоминания и использования ограничения.

Основой такого упрощения является использование приборной скорости $V_{пр}$, определяемой пилотом по прибору – указателю скорости. Так как почти во всех перечисленных факторах прослеживается определяющая роль скоростного напора, то естественно применять индикаторную скорость:

$$V_i = V \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}}, \quad (10)$$

которая определяется именно скоростным напором q и не носит на себе следов влияния барометрической высоты. Приборная же скорость $V_{пр}$ (регистрируемая непосредственно с помощью ПВД – приемника воздушного давления) отличается от индикаторной V_i только поправками на сжимаемость воздуха и на особенности обтекания ПВД, связанные с местом его установки на самолет. Таким образом наиболее компактный вид ограничения допустимого диапазона скоростей полета приобретают в форме единого значения максимальной допустимой приборной скорости $V_{пр.мах.доп}$ для всех условий и одной зависимости минимальной допустимой приборной скорости $V_{пр.мин.доп}$ от полетной массы самолета. Именно в таком виде в РЛЭ каждого типа самолета и даны ограничения, которые экипаж должен помнить наизусть.

Наиболее ответственная часть деятельности экипажа связана с попаданием в усложненные, сложные и нештатные ситуации. Стресс и дефицит времени в таких случаях не позволяют долго рассуждать для правильной оценки ситуации и принятия верного решения. Поэтому экипаж должен четко осознавать аэродинамические и энергетические возможности своего самолета. Фундаментальным в этом плане является представление не только о допустимом, но и о возможном диапазоне скоростей горизонтального полета. Прежде всего, это необходимо в случаях отказа двигателей и потери части располагаемой тяги. Необходимо это также при оценке возможностей перехода в пикирование или кабрирование.

В данной лабораторной работе с помощью математической модели исследуются области возможных и допустимых скоростей горизонтального полета самолета при различном количестве работающих на номинальном режиме двигателей. Самолет Ил-96-300 имеет 4 двигателя типа ПС-90А, режимы работы которых в свободном полете (не при взлете или посадке) ограничены снизу "полетным малым газом" и сверху "номинальным" режимами. В данной лабораторной работе режим работающих двигателей принят "номинальным" – наибольшим из возможных в свободном полете. Это позволяет выявить "энергетические" возможности поддержания горизонтального полета при 4-х, 3-х, 2-х и 1-м работающих двигателях.

Порядок выполнения работы

1) По подсказкам с экрана монитора ввести необходимую информацию для расчета полета самолета на 4-х работающих двигателях от минимальной допустимой скорости $V_{\text{пр.мин.доп}}$ до установившейся скорости полета.

2) Повторить работу, аналогичную 1 пункту, для следующих вариантов:

– от минимальной допустимой скорости $V_{\text{пр.мин.доп}}$ на 3-х работающих двигателях;

– от минимальной допустимой скорости $V_{\text{пр.мин.доп}}$ на 2-х работающих двигателях;

– от максимальной допустимой скорости $V_{\text{пр.мах.доп}}$ на 1-м работающем двигателе;

– от максимальной допустимой скорости $V_{\text{пр.мах.доп}}$ на 2-х работающих двигателях;

– от максимальной допустимой скорости $V_{\text{пр.мах.доп}}$ на 3-х работающих двигателях.

3) По окончании расчетов всех вариантов следует выйти из расчетной части работы и войти в режим просмотра результатов. Необходимо построить график зависимости $V_{\text{пр}}(t)$ и отметить значения $V_{\text{пр.мин.доп}}$ и $V_{\text{пр.мах.доп}}$.

4) Проанализировать время и дистанцию полета во всех исследованных расчетных вариантах. Выявить допустимые режимы установившегося горизонтального полета самолета заданной массы на заданной высоте.

5) Сформулировать выводы по проделанной работе.

Контрольные вопросы

1. Случайно ли две кривые, соответствующие трем работающим двигателям (вариант: 2 работающих двигателя), выходят на одно и то же значение скорости? Почему?

2. Что может предпринять пилот, если на одном работающем двигателе ему угрожает сваливание?

3. При каком количестве работающих двигателей пилоту следует идти на запасной аэродром?

4. При каком количестве работающих двигателей пилоту следует искать ближайшую площадку для аварийной посадки?

5. Если на одном работающем двигателе самолет выходит на установившийся режим полета, определить диапазон скоростей, на которых можно поддерживать установившийся горизонтальный полет.

6. Как изменятся кривые на графике, если m самолета будет меньше?

7. Как изменятся кривые на графике, если m самолета будет больше?

8. Как изменятся кривые на графике, если увеличить расчетную высоту?

9. Как изменятся кривые на графике, если увеличится температура атмосферы?

10. Влияет ли начальное значение скорости на скорость установившегося полета?

11. Что характеризует $V_{пр}$?

12. От чего зависит $V_{св}$ конкретного типа самолета?

13. Каким явлением определяется $V_{min, доп}$?

14. Каким явлением определяется $V_{max, доп}$?

15. При какой скорости реализуется самое большое значение угла атаки?

5. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ

Цель работы

Исследование возможностей неустановившегося набора высоты при постоянном угле наклона траектории с помощью математической модели динамики полета самолета Ил-96-300.

Сведения о математической модели

Математическая модель динамики полета самолета Ил-96-300 для данной лабораторной работы обеспечивает следующие моменты:

- случайный выбор варианта (значения массы самолета) для каждого студента, выполняющего работу;
- запрос всех необходимых сведений варианта траектории (угла наклона траектории набора высоты);
- интегрирование дифференциальных уравнений движения самолета Ил-96-300 в вертикальной плоскости при номинальном режиме работы всех двигателей (используются уравнения движения в скоростной системе координат);
- проверку условий достижения минимальной допустимой и максимальной допустимой приборной скорости полета, а также заданной высоты;
- сохранение в файле "labres.dat" всей информации о рассчитанных траекториях для просмотра по окончании расчетной части работы с программой.

Особенности летной эксплуатации

Набор высоты самолетами производится на максимальном режиме работы двигателей, разрешенном для длительного использования. Для военных самолетов это диктуется требованием скорейшего выхода на боевую позицию, а для гражданских – экономией времени, топлива, или эксплуатационных расходов. Во всех случаях режим набора высоты является

расчетным при проектировании самолета и выборе типа двигателей, поэтому в летной эксплуатации и используется постоянный расчетный режим. Для самолета Ил-96-300 это режим номинальной тяги.

В данной лабораторной работе исследуется характер изменения приборной скорости набора высоты при различных углах наклона прямолинейной траектории. Таким образом, рассматривается абстрактный, не применяющийся на практике способ полета. Однако в учебных целях, для выявления возможностей самолета, такая постановка задачи оправдывается своей наглядностью и простотой, позволяет оценить влияние эксплуатационных ограничений скорости на выбор траектории набора высоты, а также изменение избытка тяги.

Начало набора высоты максимально приближено к реальным условиям эксплуатации – из горизонтального полета на начальной высоте с одной и той же начальной скоростью (для возможности сравнения).

Порядок выполнения работы

1) По подсказкам с экрана монитора ввести необходимую информацию для расчета набора высоты самолета (от 400 м до 3000 м, начиная со скорости $0,5 \cdot (V_{\text{пр.мин.доп}} + V_{\text{пр.мах.доп}})$) с углом наклона траектории 9° .

2) Повторить работу по 1 пункту для следующих значений угла наклона траектории: 7° , 5° , 4° , 3° , 2° .

3) По окончании расчетов всех вариантов, после выхода из расчетной части работы просмотреть все результаты. Необходимо построить график зависимости $H(V_{\text{пр}})$.

4) Проанализировать полученные зависимости и выявить возможности самолета по выполнению прямолинейного набора высоты.

5) Сформулировать выводы по проделанной работе.

Контрольные вопросы

1. Возможен ли неограниченный набор высоты с постоянным углом наклона траектории?

2. Почему невозможен набор высоты крейсерского полета (10 км – 12 км) по траектории с постоянным углом наклона?

3. Что следует предпринять пилоту для предотвращения выхода за максимальную границу диапазона допустимых скоростей?

4. Различаются ли и почему значения угла атаки в точках одной и той же траектории при разных высотах, но при одинаковой $V_{\text{пр}}$?

5. Различаются ли и почему значения угла атаки на участках траекторий с одной высотой при разных $V_{\text{пр}}$?

6. Как меняется избыток тяги с высотой в течение набора высоты с постоянным углом наклона траектории?

7. Как изменятся кривые на графике, если m самолета будет меньше?

8. Как изменятся кривые на графике, если m самолета будет больше?

9. Как изменятся кривые на графике, если увеличить начальную высоту полета?

10. Как изменятся кривые на графике, если увеличится температура атмосферы?

11. Какая должна быть стратегия изменения θ при наборе максимальной высоты?

12. Для разных точек одной траектории с одинаковым значением $V_{пр}$ определить соотношение избытка тяги.

13. Как изменятся кривые на графике, если 1 двигатель откажет?

6. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТИ НАИВЫГОДНЕЙШЕГО НАБОРА ВЫСОТЫ

Цель работы

Определение приборной скорости наивыгоднейшего набора высоты с целью минимизации времени набора заданной высоты.

Сведения о математической модели

Математическая модель динамики полета самолета Ил-96-300 для данной лабораторной работы обеспечивает следующие моменты:

- случайный выбор варианта (значения массы самолета) для каждого студента, выполняющего работу;
- запрос всех необходимых для варианта траектории сведений (значения приборной скорости набора высоты);
- интегрирование дифференциальных уравнений движения самолета Ил-96-300 в вертикальной плоскости при номинальном режиме работы всех двигателей (используются уравнения движения в скоростной системе координат);
- проверку условия достижения заданной высоты полета;
- сохранение в файле "labres.dat" всей информации о рассчитанных траекториях для просмотра по окончании работы с программой.

Особенности летной эксплуатации

Набор высоты гражданскими самолетами в реальных условиях осуществляется на номинальном режиме работы двигателей по траектории с изменяющимся углом наклона. Это связано с теми неудобствами прямолинейного набора высоты, которые исследованы в предыдущей лабораторной работе. При постоянном режиме работы двигателей от выбранной стратегии изменения угла наклона траектории зависит не только скорость полета в данный момент времени, но и характеристики всего участка набора высоты – дальность, продолжительность, расход топлива, эксплуатационные затраты. Поэтому в летной эксплуатации немаловажное значение

имеет решение задач выбора оптимального режима набора высоты с точки зрения определенного критерия оптимальности (например, минимума расхода топлива на весь набор высоты или минимума времени на весь набор высоты).

Решение такого рода оптимизационных задач, особенно в условиях эксплуатационных ограничений, является достаточно сложной математической проблемой. Решать ее в летных предприятиях или тем более на борту самолета пока нет возможности. Поэтому для удобства эксплуатации подбираются такие простые стратегии пилотирования на участке набора высоты, которые дают наиболее близкие к оптимальным значения критерия оптимальности для возможно более широкой области условий эксплуатации. Для гражданской авиации такой простой стратегией оказалось выдерживание постоянного значения (наивыгоднейшей) приборной скорости, зависящей, как оказалось, только от массы самолета. Эти рекомендуемые значения наивыгоднейшей скорости набора высоты для минимизации эксплуатационных затрат приводятся в РЛЭ в зависимости от полетной массы самолета.

Поддержание заданной приборной скорости при постоянном номинальном режиме работы двигателей осуществляется изменением угла наклона траектории, который может быть тем больше, чем больше избыток тяги. А так как располагаемая тяга с высотой падает, то при наборе высоты уменьшается и крутизна траектории. В данной лабораторной работе с помощью математической модели определяется такая приборная скорость наивыгоднейшего набора высоты, выдерживая которую можно набрать заданную высоту за минимальное время. В процессе подбора такой скорости можно убедиться в том, что она находится внутри допустимого по РЛЭ диапазона скоростей полета. Начало набора высоты максимально приближено к реальным условиям эксплуатации и осуществляется из горизонтального полета на начальной высоте.

Подбор приборной скорости наивыгоднейшего набора высоты предлагается осуществлять **методом деления отрезка пополам** (рис. 3) – одного из **методов последовательных приближений**. Для этого необходимо прежде всего найти значения критерия оптимальности Φ (в нашем случае – времени набора высоты) для траекторий с минимальной допустимой $a = V_{\text{пр. min. доп}}$ и с максимальной допустимой $b = V_{\text{пр. max. доп}}$ приборными скоростями. Затем найти значения критериев при наборе высоты со скоростями, определяемыми серединой отрезка $\frac{a+b}{2}$ допустимых скоростей и скоростью на $\delta = 15 \text{ км/ч}$ больше: $\frac{a+b}{2} + 15 \text{ км/ч}$ (или меньше по выбору).

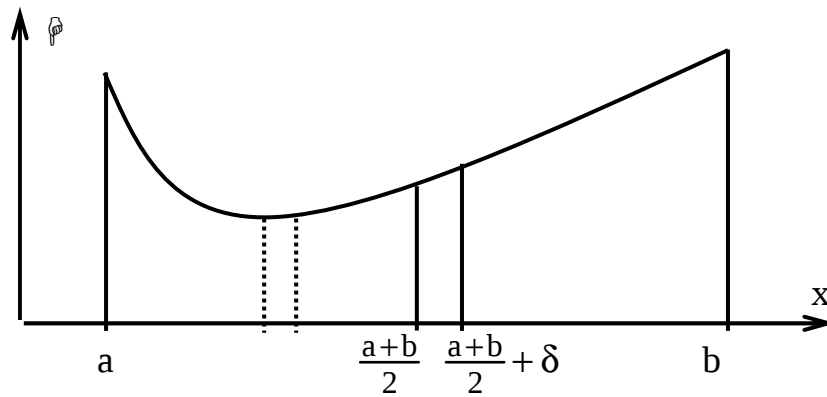


Рис. 3. Метод деления отрезка пополам

Для продолжения метода деления отрезка пополам на каждом последующем шаге выбирается та из половин отрезка, в сторону которой найденные значения критерия в середине отрезка убывают. Так следует поступать до тех пор, пока не будет выполнено одно из условий:

- разность скоростей двух последних приближений (крайних точек на очередном выбранном отрезке приборной скорости) меньше 15 км/ч,
- в последних трех приближениях (в средней и в крайних точках на очередном выбранном отрезке приборной скорости) найденные значения критерия (времени набора высоты) совпадают до последнего знака.

Порядок выполнения работы

1) По подсказкам с экрана монитора ввести необходимую информацию для расчета набора высоты самолета (от 400 м до 3000 м) с постоянной приборной скоростью набора высоты $V_{\text{пр.н.в.}} = V_{\text{пр.мин.доп.}}$.

2) По информации, высвечиваемой на экране во время расчета, записать итоговые значения времени t и дальности L .

3) Повторить работу по 1 и 2 пунктам для значения приборной скорости набора высоты $V_{\text{пр.н.в.}} = V_{\text{пр.мах.доп.}}$.

4) Повторить работу по 1 и 2 пунктам для значения приборной скорости набора высоты $V_{\text{пр.н.в.}} = 0,5 \cdot (V_{\text{пр.мин.доп.}} + V_{\text{пр.мах.доп.}})$.

5) Повторить работу по 1 и 2 пунктам для значения приборной скорости набора высоты $V_{\text{пр.н.в.}} = 0,5 \cdot (V_{\text{пр.мин.доп.}} + V_{\text{пр.мах.доп.}}) + 15 \text{ км/ч.}$

6) Выбрать по методу деления отрезка пополам ту часть отрезка, на которой следует продолжать отыскание минимума.

7) **Повторять** работу по пунктам 1 – 6 для значений приборной скорости набора высоты $V_{\text{пр.н.в.}}$, определяемых по методу деления отрезка пополам (до точности 15 км/ч или до совпадения критерия $\Phi = t$ в трех смежных точках), для минимизации времени t набора высоты. Записывать при каждом расчете итоговые значения $t(V_{\text{пр.н.в.}})$ и $L(V_{\text{пр.н.в.}})$ набора высоты.

8) По окончании расчетной части работы просмотреть информацию о всех вариантах расчета.

9) Построить графики зависимости $V_y(H)$ для трех траекторий: $V_{пр.мин.доп}$, $V_{пр.мах.доп}$ и $t_{мин}$. Построить графики зависимостей $t(V_{пр.н.в.})$ и $L(V_{пр.н.в.})$.

8) Сформулировать выводы по проделанной работе.

Контрольные вопросы

1. Почему набор высоты с $V_{пр} = \text{const}$ удобен и безопасен?
2. Как изменяется угол наклона траектории при наборе высоты с $V_{пр} = \text{const}$?
3. Какая из просчитанных траекторий оказалась наиболее крутой?
4. Какая из просчитанных траекторий оказалась наиболее пологой?
5. Могут ли существовать траектории набора высоты с допустимой $V_{пр} = \text{const}$, график $V_y(H)$ которых располагается выше кривой для минимального времени набора $t_{мин}$?
6. Могут ли быть траектории набора высоты с допустимой $V_{пр} = \text{const}$, график $V_y(H)$ которых располагается ниже кривой для минимальной допустимой скорости $V_{пр.мин.доп}$?
7. Почему $V_y(H)$ при минимальном времени набора $t_{мин}$ располагается в основном выше кривых для минимальной $V_{пр.мин.доп}$ и максимальной $V_{пр.мах.доп}$ допустимых скоростей?
8. Изменится ли потребная тяга набора высоты с $V_{пр} = \text{const}$ при отклонении температуры атмосферы от МСА?
9. Изменится ли потребная тяга набора высоты с $V_{пр} = \text{const}$ при изменении высоты начала набора?
10. Как изменится график $L(V_{пр.набора\ высоты})$ при 1 отказавшем двигателе?
11. Как изменится график $L(V_{пр.н.в.})$ при жаре (холоде)?
10. Как изменится график $L(V_{пр.н.в.})$ при увеличении (уменьшении) высоты начала набора?

7. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 4. ИССЛЕДОВАНИЕ ПОСАДКИ САМОЛЕТА

Цель работы

Исследование режимов посадки самолета с помощью математической модели динамики полета самолета Ил-96-300.

Сведения о математической модели

Математическая модель динамики полета самолета Ил-96-300 для данной лабораторной работы обеспечивает следующие моменты:

– случайный выбор варианта (значения массы самолета) для каждого студента, выполняющего работу;

- запрос всех необходимых для расчета варианта посадки сведений (значения угла отклонения закрылков и числа работающих двигателей);
- интегрирование дифференциальных уравнений движения самолета Ил-96-300 в вертикальной плоскости с участком пробега по ВПП (используются уравнения движения в скоростной системе координат);
- проверку условий начала выравнивания, касания и остановки самолета, являющихся опорными при стандартном способе управления самолетом, имитирующем автоматическую посадку;
- сохранение в файле "labres.dat" всей информации о рассчитанных траекториях для просмотра по окончании расчетной части работы.

Особенности летной эксплуатации

Посадка самолета является самым сложным участком полета. При ее осуществлении помимо трудностей управления в поперечном канале (что здесь не рассматривается) возникают сложности обеспечения мягкой посадки и невыкатывания на концевую полосу безопасности ВПП (рис. 4).

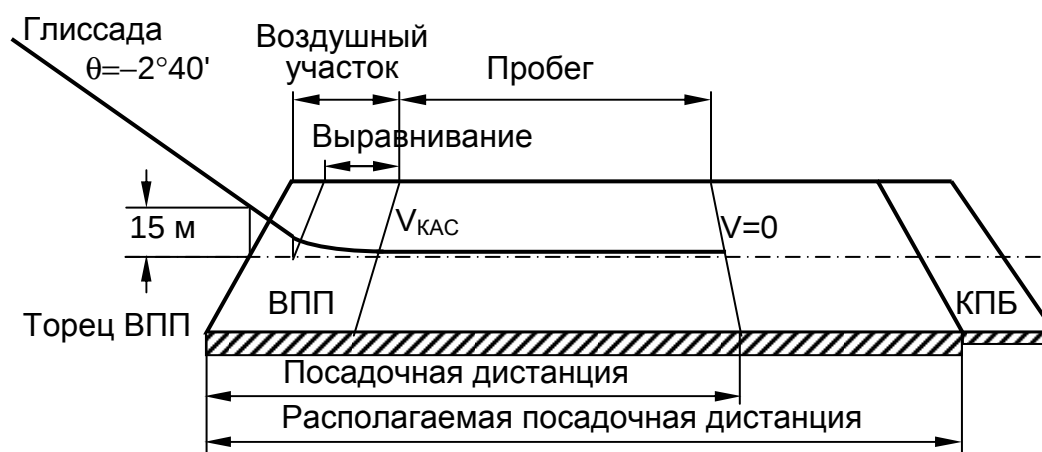


Рис. 4. Схема посадки самолета

В современной гражданской авиации посадкой самолета считается этап его движения от высоты 15 м до полной остановки или сруливания с ВПП. В точку 15 м (высота стандартного препятствия), располагающуюся над входным торцом ВПП, самолет выводится по ГЛИССАДЕ – жестко связанной с землей прямой линии с углом наклона от $-2,67^{\circ}$ до -5° на различных аэродромах. Расположение глиссады обозначается курсоглиссадными радиотехническими средствами, позволяющими пилоту (или АБСУ – автоматической бортовой системе управления) достаточно точно выдерживать ее в полете. Прямолинейный полет по глиссаде необходим с постоянной скоростью как для упорядочения потока самолетов, так и для стабилизации режима полета перед началом собственно посадки.

Режим полета по глиссаде определяется положением механизации крыла (углом выпуска закрылков δ_z и предкрылков $\delta_{\text{ПР}}$) и полетной массой самолета. Механизация крыла очень сильно влияет на аэродинамические

характеристики, поэтому на всем участке посадки ее изменение недопустимо из соображений безопасности. Угол выпуска закрылков ($\delta_3 = 40^\circ$ для Ил-96-300) и предкрылков ($\delta_3 = 25^\circ$) в посадочном положении максимален – это позволяет за счет увеличения коэффициента подъемной силы уменьшить требуемую скорость снижения и посадочную дистанцию. Однако при этом возросшее лобовое сопротивление требует использования повышенного режима работы двигателей. В случае ухода на второй круг этот момент играет положительную роль, ибо сокращает время выхода двигателей на взлетный режим. Но при продолжении посадки это приводит к росту времени перевода двигателей на реверс, что увеличивает посадочную дистанцию. С этим неудобством на современных самолетах справляются, переводя двигатели на малый газ еще в воздухе, на высоте около 5 м. Все упомянутые здесь особенности этапа посадки приводят к необходимости строго выдерживать на глиссаде заданную РЛЭ скорость снижения, весьма близкую к минимальной допустимой.

Непосредственно после пролета торца ВПП самолет некоторое время движется по продолжению глиссады с той же установившейся скоростью, т.е. все действующие на самолет силы взаимно уравниваются друг друга. Этап **ВЫРАВНИВАНИЯ**, задача которого снизить абсолютную величину вертикальной скорости до безопасной (и комфортной) при приземлении величины, начинается в нормальных условиях эксплуатации ниже высоты 15 м. Вертикальная скорость самолета Ил-96-300 при движении по стандартной глиссаде около -3 м/с, а для сложных условий (крутая глиссада, жаркий высотный аэродром, невозможность полного выпуска закрылков) может доходить до -6 м/с. Допустимой же вертикальной скоростью для нормальной ("мягкой") посадки является скорость по абсолютной величине не более 1,5 м/с – при ней шасси в состоянии обеспечить приемлемую перегрузку. Таким образом на этапе выравнивания необходимо превратить прямолинейную наклонную траекторию в изогнутую, касающуюся земли. Как следует из законов механики, искривление траектории можно обеспечить лишь нарушением баланса сил. Очевидно, что для ее искривления вверх, необходимо увеличить подъемную силу, развернув самолет на больший угол атаки. Эту процедуру пилот (или АБСУ) осуществляет "взятием штурвала на себя", т.е. отклонением руля высоты вверх, что создает кабрирующий момент.

В современной летной эксплуатации, особенно самолетов большой массы, этапы выдерживания и парашютирования не применяются, так как приводят к резкому увеличению посадочной дистанции. В целях сокращения последней этап выравнивания завершается отнюдь не с нулевой вертикальной скоростью при касании, а со скоростью около -1 м/с. При этом основные стойки шасси вступают в работу практически одновременно и обеспечивают надежный контакт с ВПП. Надежность этого контакта необходимо обеспечить как можно раньше, так как без него по соображениям

безопасности нельзя выпускать аэродинамические тормоза (интерцепторы, щитки) и включать торможение колес.

ПОТРЕБНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ определяется длиной воздушного участка от пролета торца ВПП на высоте 15 м до касания и дистанцией пробега до полной остановки. Она рассчитывается по графикам и номограммам РЛЭ с учетом массы и конфигурации самолета, а также метеоусловий. **РАСПОЛАГАЕМАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ** на данном конкретном аэродроме равна длине ВПП без концевой полосы безопасности (КПБ). Если окажется, что потребная посадочная дистанция превышает располагаемую, то в таких условиях посадку производить нельзя. Следует уйти на запасной аэродром с лучшими метеоусловиями или слить (выработать) лишнее топливо для уменьшения посадочной массы.

Расчеты первого приближения потребной посадочной дистанции на аэродроме назначения делаются при планировании полета. От этих расчетов зависит величина коммерческой нагрузки и потребное количество топлива. Рассчитывается потребная посадочная дистанция и для аварийной посадки, в том числе и в аэропорту вылета. В этом случае определяется, какое количество топлива надо слить или выработать, чтобы снизить посадочную массу самолета до величины, обеспечивающей непревышение располагаемой посадочной дистанции.

В данной лабораторной работе используется математическая модель полета самолета Ил-96-300, воспроизводящая все упомянутые условия, в том числе и разный вид уравнений движения на различных участках посадки. Студенту следует восстановить в памяти особенности соотношения действующих сил на каждом участке посадки (см. (9), (6), (2)) и с позиций динамики полета по результатам вычислительного эксперимента оценить влияние угла отклонения закрылков и числа работающих двигателей на необходимую скорость снижения по стандартной ($-2,67^\circ$) глиссаде и посадочную дистанцию (до полной остановки самолета на ВПП).

Порядок выполнения работы

1) По подсказкам с экрана монитора ввести необходимую информацию для расчета посадки самолета (от пролета торца ВПП, над которым самолет находится на высоте 15 м, по стандартной глиссаде $-2,67^\circ$ до остановки) в стандартной ситуации со всеми четырьмя работающими двигателями и с закрылками, отклоненными в посадочное положение на $\delta_3 = 40^\circ$.

2) Определить посадочную дистанцию (от торца ВПП, над которым самолет находится на высоте 15 м и от которого производится расчет траектории, до остановки).

3) Повторить работу по 1 и 2 пунктам для следующих особых условий посадки:

- 4 работающих двигателя, закрылки во взлетном положении $\delta_3 = 25^\circ$;
- 4 работающих двигателя, закрылки в положении $\delta_3 = 10^\circ$;
- 4 работающих двигателя, закрылки не выпущены $\delta_3 = 0^\circ$.
- 4) Повторить работу по 1 – 3 пунктам для 3-х работающих двигателей.
- 5) Повторить работу по 1 – 3 пунктам для 2-х работающих двигателей.
- 6) Построить графики зависимости посадочной дистанции от угла отклонения закрылков для 4-х, 3-х, 2-х работающих двигателей.
- 7) Проанализировать возможность безопасной посадки на ВПП различной длины для самолета с неисправностями.
- 8) Сформулировать выводы по проделанной работе.

Контрольные вопросы

1. За счет какого физического явления происходит укорочение посадочной дистанции при большем отклонении закрылков?
2. За счет какого физического явления происходит удлинение посадочной дистанции при отказавших двигателях?
3. Каким явлением ограничивается угол отклонения закрылков?
4. Как изменится посадочная дистанция в холодных (жарких) условиях?
5. Горный аэродром должен быть длиннее или короче равнинного?
6. Используя результаты расчетов, определить с точностью до 100 м потребную посадочную дистанцию исправного самолета без применения реверса тяги.
7. Что следует делать экипажу перед полетом, если располагаемая посадочная дистанция аэродрома назначения немного меньше потребной?
8. Что следует делать экипажу перед аварийной посадкой, если располагаемая посадочная дистанция аэродрома немного меньше потребной?
9. Как определяется посадочная дистанция?
10. От чего зависит скорость захода на посадку?
11. Для чего необходим участок выравнивания?
12. Как действует пилот на участке выравнивания?

8. ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 5. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗЛЕТА САМОЛЕТА

Цель работы

Исследование режимов продолженного и прерванного взлета с помощью математической модели динамики полета самолета Ил-96-300.

Сведения о математической модели

Математическая модель динамики полета самолета Ил-96-300 для данной лабораторной работы обеспечивает следующие моменты:

- случайный выбор варианта (значения массы самолета) для каждого студента, выполняющего работу;
- запрос всех необходимых для расчета варианта взлета сведений (прерванный или продолженный, скорость отказа двигателя, угол отклонения закрылков);
- интегрирование дифференциальных уравнений движения самолета Ил-96-300 в вертикальной плоскости с участком движения по ВПП (используются уравнения движения в скоростной системе координат);
- проверку условий достижения скорости подъема передней стойки V_R , скорости отрыва $V_{отр}$, высоты 10,7 м, безопасной скорости взлета V_2 , остановки самолета, являющихся опорными при стандартном способе управления самолетом, имитирующем автоматический взлет;
- сохранение в файле "labres.dat" всей информации о рассчитанных траекториях для просмотра по окончании расчетной части работы.

Особенности летной эксплуатации

Одним из сложнейших участков полета самолета является взлет. При его осуществлении помимо трудностей управления в поперечном канале (что здесь не рассматривается) возникают сложности обеспечения безопасной скорости взлета и невыкатывания на концевую полосу безопасности (КПБ).

НОРМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ (рис. 5) считается завершенным после **выполнения двух условий**: достижения безопасной высоты 10,7 м и безопасной скорости взлета V_2 (превышающей скорость сваливания и обеспечивающей достаточную эффективность аэродинамических рулей).

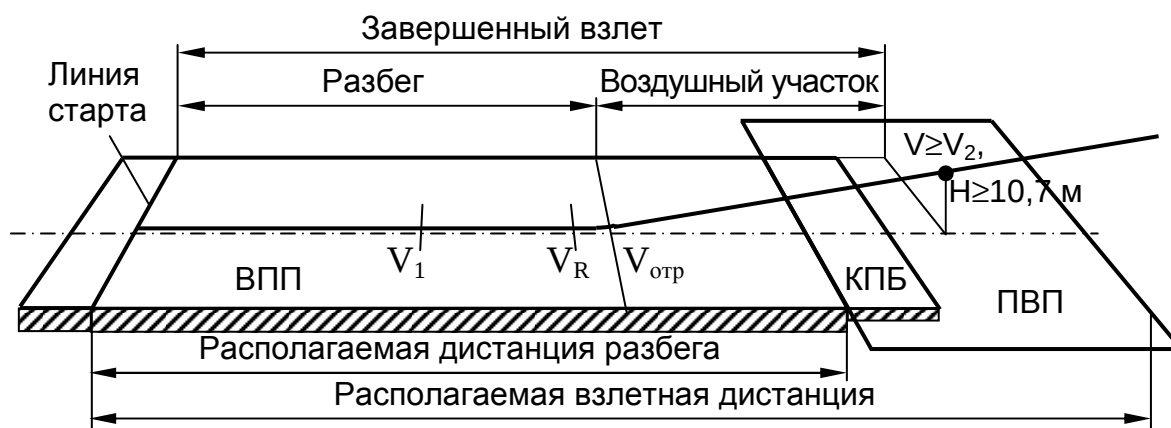


Рис. 5. Схема нормального взлета самолета

Если хотя бы одно из этих условий завершения взлета не может быть выполнено, взлет в такой эксплуатационной обстановке (масса самолета, положение механизации крыла, состояние атмосферы) не допускается.

ПОТРЕБНАЯ ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ определяется дистанцией разбега по ВПП и длиной воздушного участка до завершения взлета. РАСПОЛАГАЕМАЯ ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ конкретного аэродрома состоит из расстояния от исполнительного старта в начале ВПП до конца ВПП, включая концевую полосу безопасности (КПБ), и участок полосы воздушных подходов, свободный от препятствий до высоты 10,7 м (ПВП).

Однако, так как на взлете двигатели работают на максимальном режиме (взлетном), то вероятность отказа хотя бы одного из них становится достаточно большой, и приходится оценивать безопасность условий взлета с учетом отказа. Взлет с отказом двигателя на разбеге при скорости $V_{отк}$, завершающийся **выполнением двух условий**: достижения безопасной высоты 10,7 м И безопасной скорости взлета V_2 , называется **ПРОДОЛЖЕННЫМ** (рис. 6). Если хотя бы одно из этих условий завершения продолженного взлета не может быть выполнено, взлет в такой эксплуатационной обстановке (масса самолета, положение механизации крыла, состояние атмосферы) не допускается.

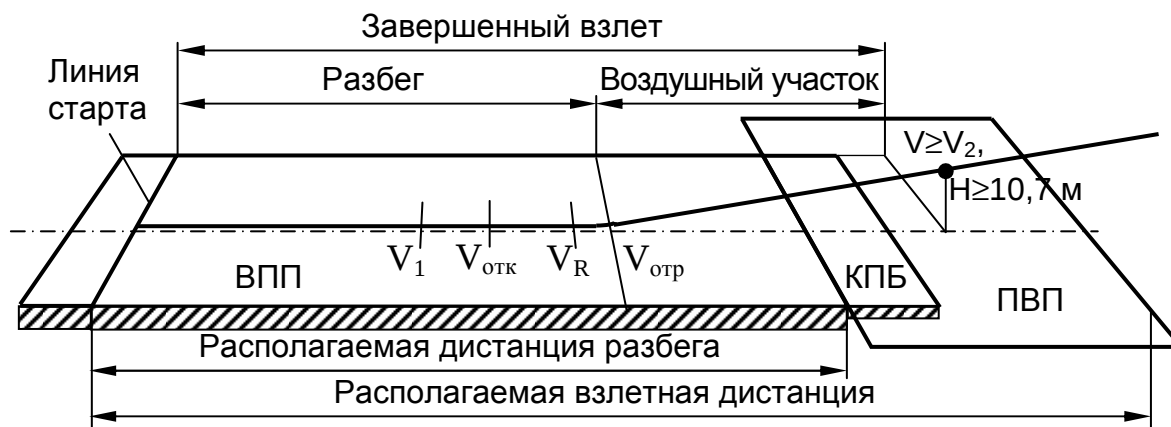


Рис. 6. Схема продолженного взлета самолета

В практике летной эксплуатации перед полетом экипаж всегда решает задачу определения потребной взлетной дистанции. Это делается с помощью таблиц и графиков, приведенных в РЛЭ, исходя из конкретных условий – взлетной массы и положения механизации крыла самолета, а также метеоусловий.

Если окажется, что потребная взлетная дистанция нормального ИЛИ продолженного взлета превышает располагаемую, то в таких условиях взлетать нельзя. Следует или дождаться улучшения метеоусловий, или уменьшить взлетную массу самолета, ограничив коммерческую нагрузку.

Взлет с отказом двигателя на разбеге, завершающийся торможением с остановкой на ВПП, называется **ПРЕРВАННЫМ** (рис. 7). ПОТРЕБНАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА (от старта до полной остановки на ВПП) не должна превышать РАСПОЛАГАЕМУЮ ДИСТАНЦИЮ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА для конкретного аэродрома, состоящую из участка ВПП от исполнительного старта в начале до ее конца, включая концевую

вую полосу безопасности (КПБ). Если это условие не выполняется, то экипаж принимает решение аналогично случаю расчета нормального или продолженного взлета.

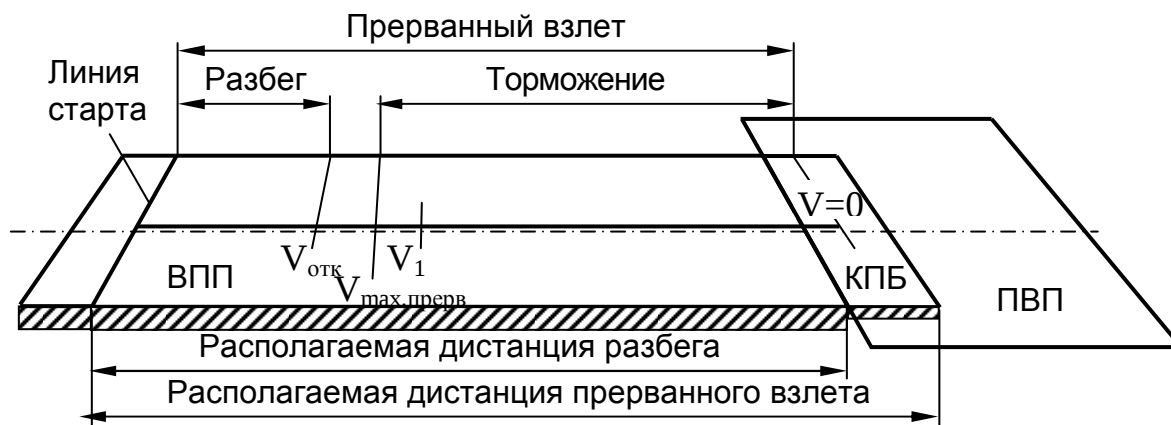


Рис. 7. Схема прерванного взлета самолета

Упомянутые расчеты делаются экипажем еще на земле перед загрузкой самолета – в процессе предполетной подготовки. Тогда же решается еще одна задача – определение скорости принятия решения V_1 . Необходимость такой задачи объясняется безграничным многообразием возможных моментов отказа двигателя на разбеге. Очевидно, что чем меньше скорость отказа $V_{отк}$ (скорость движения самолета, при которой произошел отказ двигателя), тем легче прервать взлет, и наоборот – чем больше скорость отказа, тем легче продолжить взлет. Налицо задача принятия решения о продолжении или прекращении взлета, которую при обнаружении отказа командир корабля должен решить в доли секунды.

Допустим, что на скорости $V_{отк}$ при разбеге произошел отказ одного из двигателей. Если принимается решение о продолжении взлета, то никакие дополнительные действия по управлению в продольном канале не производятся. Очевидно, что уменьшившаяся тяга двигателей приводит к увеличению и дистанции разбега, и дистанции воздушного участка взлета.

Рассмотрим процедуру пилотирования на взлете. Разбег самолета при нормальном или продолженном взлете производится до скорости подъема передней стойки V_R , зависящей от аэродинамики планера и взлетной массы, но не от характеристик силовой установки. На этой скорости пилот "берет штурвал на себя", отклоняя руль высоты вверх, и создает кабрирующий момент, который разворачивает самолет на больший угол атаки и отрывает переднюю стойку от ВПП. В некоторый момент времени возрастающие угол атаки и скорость увеличивают подъемную силу до значения, равного весу самолета – происходит отрыв от ВПП на скорости $V_{отр} > V_R$.

Отсюда следует, что чем больше скорость отказа двигателя, тем меньше участок разгона с недостатком тяги и тем меньше потребная взлетная дистанция. В предельных случаях: при отсутствии отказа взлет-

ная дистанция минимальна и определяется работой всех двигателей (нормальный взлет), при отказе в момент старта дистанция продолженного взлета самая большая и определяется уменьшенной на один двигатель суммарной тягой силовой установки.

Если принимается решение о прерывании взлета, то экипаж переводит двигатели на режим реверса, выпускает интерцепторы и тормозные щитки, включает тормоза колес. За время реакции экипажа и работы соответствующих исполнительных механизмов самолет, находясь еще под действием суммарных разгоняющих сил, достигает некоторой скорости $V_{\text{мах.прерв}} > V_{\text{отк}}$ и только после этого начинает терять скорость. Очевидно, что чем больше скорость отказа двигателя, тем больше и участок гашения достигнутой скорости, т.е. потребная дистанция прерванного взлета. В предельных случаях: при отсутствии отказа двигателя торможение от скорости V_R требует самой большой дистанции, при отказе в момент старта требуемая дистанция прерванного взлета равна нулю

Из проведенного анализа величин взлетных дистанций следует, что существует такая скорость отказа двигателя, при которой потребная дистанция прерванного взлета равна потребной дистанции продолженного взлета. Общее значение этих дистанций называется СБАЛАНСИРОВАННОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИЕЙ $L_{\text{сб.взл}}$, а скорость отказа двигателя, им соответствующая, носит название СКОРОСТИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ V_1 (рис. 8). Эта точка удобна тем, что позволяет заранее разработать тактику действий экипажа на случай отказа двигателя при разбеге. Действительно, если отказ двигателя произойдет на скорости $V_{\text{отк}} < V_1$, то потребная дистанция прерванного взлета меньше, а продолженного – больше, чем сбалансированная взлетная дистанция $L_{\text{сб.взл}}$. Т.е. в этом случае безопаснее прервать взлет. В случае $V_{\text{отк}} > V_1$ более безопасным оказывается продолжение взлета.

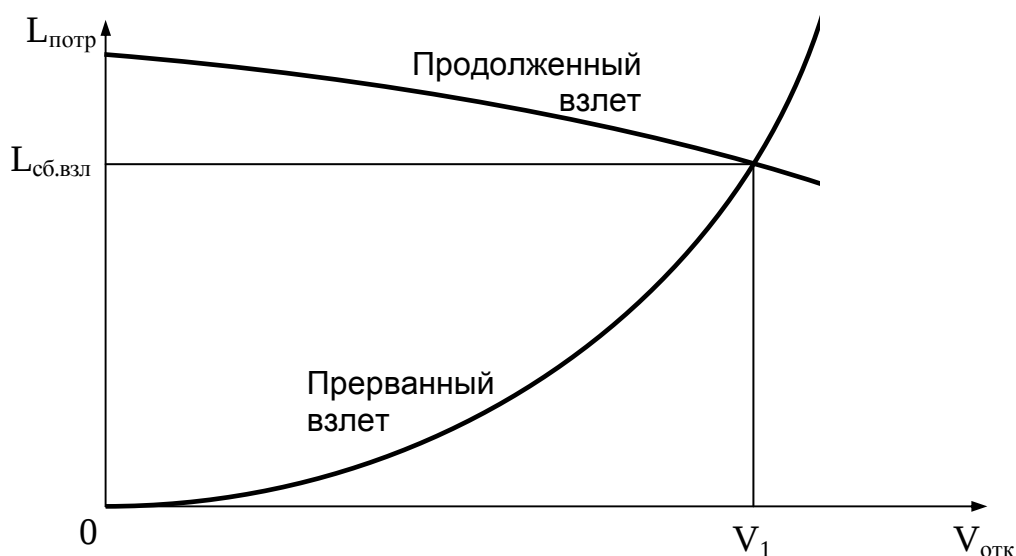


Рис. 8. Скорость принятия решения и сбалансированная взлетная дистанция

В данной лабораторной работе используется математическая модель полета самолета Ил-96-300, воспроизводящая все упомянутые действия экипажа как на ВПП, так и на воздушном участке. Следует восстановить в памяти особенности соотношения действующих сил на каждом участке взлета (см. (2), (3), (4)) и с позиций динамики полета по результатам вычислительного эксперимента оценить влияние угла отклонения закрылков δ_3 на скорость принятия решения V_1 и сбалансированную взлетную дистанцию $L_{\text{сб.взл.}}$. Определить оптимальный угол отклонения закрылков δ_3 , обеспечивающий минимальное значение сбалансированной взлетной дистанции.

Порядок выполнения работы

1) По подсказкам с экрана монитора ввести необходимую информацию для расчета взлета с отказом одного двигателя: продолженный взлет в стандартной конфигурации с закрылками $\delta_3 = 25^\circ$ при скорости отказа двигателя $V_{\text{отк}}$, меньшей скорости подъема передней стойки V_R .

2) Из результатов расчета выписать дистанцию продолженного взлета (от старта до выполнения **обоих условий**: высоты 10,7 м И достижения безопасной скорости взлета V_2) для заданных значений скорости отказа двигателя $V_{\text{отк}}$ и положения закрылков δ_3 .

3) Повторить работу по 1 и 2 пунктам для прерванного взлета при тех же значениях скорости отказа двигателя $V_{\text{отк}}$ и положения закрылков δ_3 .

4) Несколько раз повторить работу по 1 – 3 пунктам, меняя значение скорости отказа двигателя $V_{\text{отк}}$ (но не превосходя V_R). Менять значения скорости отказа двигателя $V_{\text{отк}}$ необходимо так, чтобы построить графики зависимости дистанций прерванного и продолженного взлета от скорости отказа двигателя $V_{\text{отк}}$. По этим графикам следует отыскать сбалансированную взлетную дистанцию $L_{\text{сб.взл.}}$ и скорость принятия решения V_1 . Требуемая точность определения скорости 1 км/ч, поэтому определять дистанции прерванного и продолженного взлета нужно при одной и той же скорости отказа двигателя.

5) Повторить работу по 1 – 4 пунктам для отклонения закрылков на $\delta_3 = 40^\circ$.

6) Повторить работу по 1 – 4 пунктам для отклонения закрылков на $\delta_3 = 10^\circ$.

7) Проанализировать возможность безопасного взлета самолета с ВПП различной длины. Определить оптимальный угол отклонения закрылков $\delta_{3,\text{опт}}$ для обеспечения минимальной сбалансированной взлетной дистанции.

8) Сформулировать выводы по проделанной работе.

Контрольные вопросы

1. Какова потребная взлетная дистанция данного варианта?

2. Какое требование не выполняется при $\delta_3 = 40^\circ$?
3. Что надо делать экипажу, если располагаемая взлетная дистанция меньше потребной?
4. Что надо делать экипажу в случае необходимости резкого сокращения взлетной дистанции с помощью применения $\delta_3 = 40^\circ$?
5. От чего зависит потребная взлетная дистанция при заданном δ_3 ?
6. Какова правильная стратегия принятия решения на взлете?
7. Как изменится потребная взлетная дистанция при увеличении температуры атмосферы?
8. Как изменится потребная взлетная дистанция при увеличении высоты аэродрома?
9. Когда нормальный или продолженный взлет считается завершённым?
10. Из каких соображений назначается безопасная скорость взлета?

9. РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

Основная

1. Динамика полета транспортных летательных аппаратов: Учебник для вузов / А.Я. Жуков, В.И. Егоров, А.Л. Ермаков, В.Н. Журавлев, В.Г. Ципенко; Под ред. А.Я. Жукова. – М.: Транспорт, 1996. – 326 с.

Дополнительная

2. Ермаков А.Л., Жуков А.Я., Ципенко В.Г. Динамика полета. Часть I – Полет самолета по траектории: Учебное пособие. – М.: МИИГА, 1992. – 108 с.