

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА  
(РОСАВИАЦИЯ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

---

Кафедра аэродинамики, конструкций и прочности  
летательных аппаратов

М.Г. Ефимова, М.С. Кубланов, В.Г. Ципенко

## ДИНАМИКА ПОЛЕТА

**Учебно-методическое пособие**  
по выполнению лабораторных работ

*для студентов III курса  
направления 25.03.01, специальности 25.05.05  
всех форм обучения*

Москва  
ИД Академии Жуковского  
2021

УДК 629.7.015  
ББК 052-015  
Е91

Рецензент:

*Киселев М.А.* – д-р техн. наук, профессор

**Ефимова М.Г.**

Е91 Динамика полета [Текст] : учебно-методическое пособие по выполнению лабораторных работ / М.Г. Ефимова, М.С. Кубланов, В.Г. Ципенко. – М.: ИД Академии Жуковского, 2021. – 36 с.

Данное учебно-методическое пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Динамика полета» по учебному плану для студентов III курса направления 25.03.01, специальности 25.05.05 всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 20.01.2021 г. и методического совета 26.01.2021 г.

**УДК 629.7.015**  
**ББК 052-015**

*В авторской редакции*

Подписано в печать 24.05.2021 г.  
Формат 60x84/16 Печ. л. 2,25 Усл. печ. л. 2,09  
Заказ № 744/0330-УМП08 Тираж 70 экз.

Московский государственный технический университет ГА  
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского  
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А  
Тел.: (495) 973-45-68  
E-mail: zakaz@itsbook.ru

© Московский государственный технический  
университет гражданской авиации, 2021

## Содержание

Введение .....	3
Литература.....	3
Лабораторная работа № 1 .....	4
Лабораторная работа № 2 .....	7
Лабораторная работа № 3 .....	9
Лабораторная работа № 4 .....	12
Лабораторная работа № 5 .....	16
Лабораторная работа № 6 .....	21
Лабораторная работа № 7 .....	27

### Введение

Настоящее пособие содержит в себе методические указания для проведения лабораторных работ по дисциплине «Динамика полета».

Лабораторные работы призваны помочь закреплению теоретического материала и получению знаний прикладного характера по всем изучаемым разделам курса. Отчеты по лабораторным работам могут быть использованы студентами для подготовки к сдаче зачетов или экзаменов, поэтому желательно выполнять их в отдельной тетради или в тетради с конспектом лекций, который студент должен приносить на каждое практическое занятие.

Отчет по лабораторной работе должен быть оформлен аккуратно, обязательно записаны номер и название лабораторной работы. Все записи должны быть выполнены ручкой, а чертежи и графики – карандашом. Для лабораторных работ обязательно понадобятся линейка, ластик, карандаш, калькулятор с полным набором функций. Отчет по лабораторной работе должен содержать титульный лист, цель работы, основные теоретические положения, рабочие формулы, таблицы, графики и выводы.

Отчет о выполнении лабораторной работы в конце занятия представляется преподавателю на подпись. Студенты, пропустившие и не отработавшие хотя бы одно занятие, не допускаются к сдаче экзамена или зачета.

Лабораторные работы № 1-5 выполняются на ЭВМ. Инструкция по запуску лабораторных работ на ПК приведена в Приложении 1.

### Литература

1. Динамика полета транспортных летательных аппаратов. Под. ред. А.Я. Жукова. Учебник для вузов. М.: Транспорт, 1996.- 325 с.

## 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 характери-

стиками 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 ограничения 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  $V_{пр.макс.доп}$  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 до-

пустимом, 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  $V_{пр.мин.доп}$  до установившейся скорости полета.

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

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

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

- от максимальной допустимой скорости  $V_{пр.макс.доп}$  на 1-м работающем двигателе;

- от максимальной допустимой скорости  $V_{пр.макс.доп}$  на 2-х работающих двигателях;

- от максимальной допустимой скорости  $V_{пр.макс.доп}$  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  $V_{пр}(t)$  и отметить значения  $V_{пр.мин.доп}$  и  $V_{пр.макс.доп}$ .

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?

## **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  $0,5 \cdot (V_{пр.мин.доп} + V_{пр.макс.доп})$ ) с углом наклона траектории  $9^\circ$ .

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

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

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  $V_{пр}$ ?



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

### **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 – даль-

ность, 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 (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).

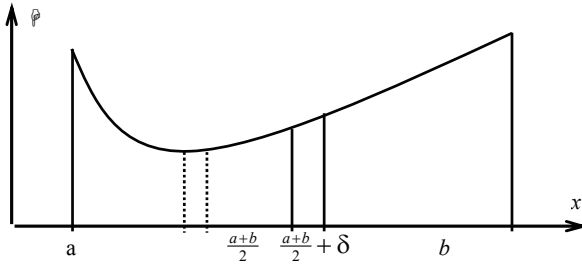


Рис. 3. Метод деления отрезка пополам

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  $V_{\text{пр.н.в.}} = V_{\text{пр.макс.доп.}}$ .

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

5) Повторить работу по 1 и 2 пунктам для значения приборной скорости набора высоты  $V_{\text{пр.н.в.}} = 0,5 \cdot (V_{\text{пр.мин.доп.}} + V_{\text{пр.макс.доп.}}) + 15$  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:  $V_{\text{пр.мин.доп.}}$ ,  $V_{\text{пр.макс.доп.}}$  и  $t_{\text{мин.}}$ . Построить графики зависимостей  $t(V_{\text{пр.н.в.}})$  и  $L(V_{\text{пр.н.в.}})$ .

8) Сформулировать выводы по проделанной работе.

### Контрольные вопросы

1. Почему набор высоты с  $V_{пр} = const$  удобен и безопасен?
2. Как изменяется угол наклона траектории при наборе высоты с  $V_{пр} = const$ ?
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  $V_{пр} = const$ , график  $V_y(H)$  которых располагается выше кривой для минимального времени набора  $t_{min}$ ?
6. Могут ли быть траектории набора высоты с допустимой  $V_{пр} = const$ , график  $V_y(H)$  которых располагается ниже кривой для минимальной допустимой скорости  $V_{пр.min.доп}$ ?
7. Почему  $V_y(H)$  при минимальном времени набора  $t_{min}$  располагается в основном выше кривых для минимальной  $V_{пр.min.доп}$  и максимальной  $V_{пр.max.доп}$  допустимых скоростей?
8. Изменится ли потребная тяга набора высоты с  $V_{пр} = const$  при отклонении температуры атмосферы от МСА?
9. Изменится ли потребная тяга набора высоты с  $V_{пр} = const$  при изменении высоты начала набора?
10. Как изменится график  $L(V_{пр.н.в.})$  при 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?

## 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).

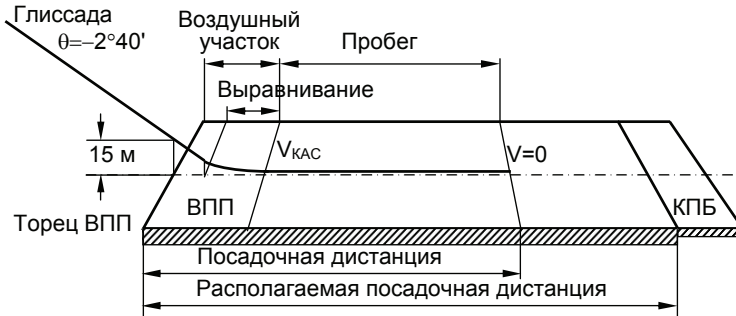


Рис. 4. Схема посадки самолета

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  $-5^{\circ}$  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  $\delta_3$  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 неудобст-

вом 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 уравновешивают 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 достигать 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 метеословий. **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 метеословиями 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 неперевышение 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?

## **Лабораторная работа № 5**

### **Исследование взлёта 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 конечную 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).

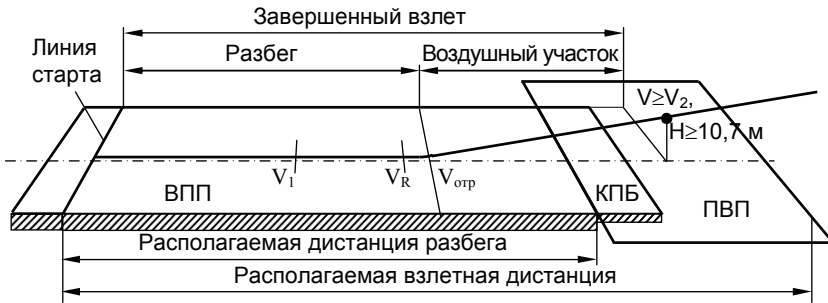


Рис. 5. Схема нормального взлета самолета

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 (КРБ), 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  $V_{отр}$ , 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.

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.

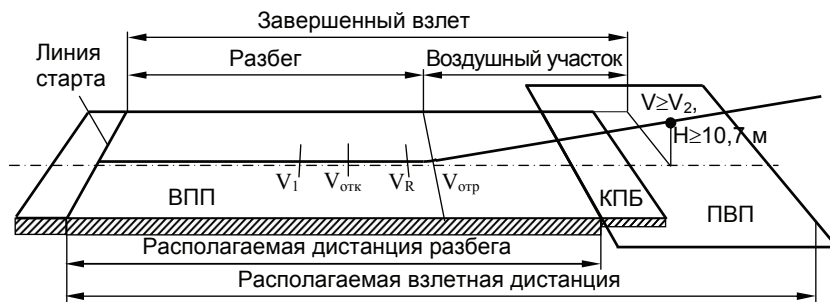


Рис. 6. Схема продолженного взлета самолета

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

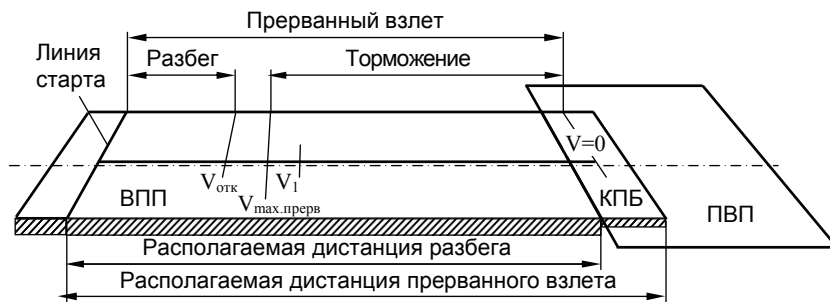


Рис. 7. Схема прерванного взлета самолета

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  $V_{\text{отк}}$  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  $V_{\text{отр}} > V_R$ .

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 взлетная 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.

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.

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  $V_{\text{max.прерв}} > V_{\text{отк}}$  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.

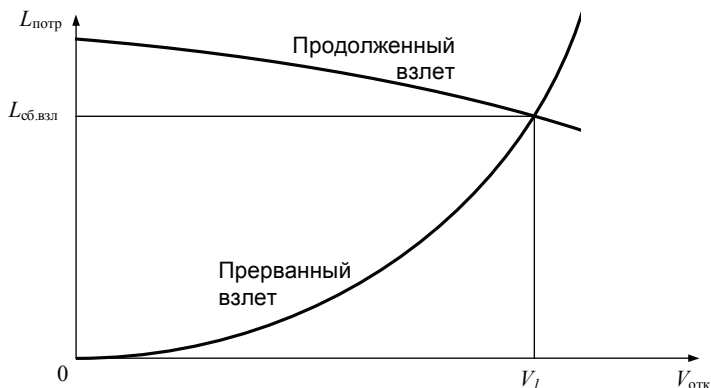


Рис. 8. Скорость принятия решения и сбалансированная взлетная дистанция

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  $\delta_3$  на скорость принятия решения  $V_I$  и сбалансированную взлетную дистанцию  $L_{сб.взл}$ . Определить оптимальный угол отклонения закрылков  $\delta_3$ , 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  $V_{отк}$ , 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  $V_{отк}$  и положения закрылков  $\delta_3$ .

3) Повторить работу по 1 и 2 пунктам для прерванного взлета при тех же значениях скорости отказа двигателя  $V_{отк}$  и положения закрылков  $\delta_3$ .

4) Несколько раз повторить работу по 1 – 3 пунктам, меняя значение скорости отказа двигателя  $V_{отк}$  (но не превосходя  $V_R$ ). Менять значения скорости отказа двигателя  $V_{отк}$  необходимо так, чтобы построить графики зави-

симости 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  $\delta_3$ ?
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?

## **Лабораторная работа № 6**

### **Изучение свойства статической устойчивости ЛА с помощью демонстрационной модели**

#### **1. Цель работы:**

Изучение свойства статической устойчивости самолета с помощью демонстрационной модели ЛА в АДТ.

#### **2. Содержание работы.**

##### Основные сведения об устойчивости самолета

Состояние самолета, при котором действующие на него силы и их моменты не вызывают его вращения и не нарушают его равномерного и прямолинейного движения, называется *равновесием*.

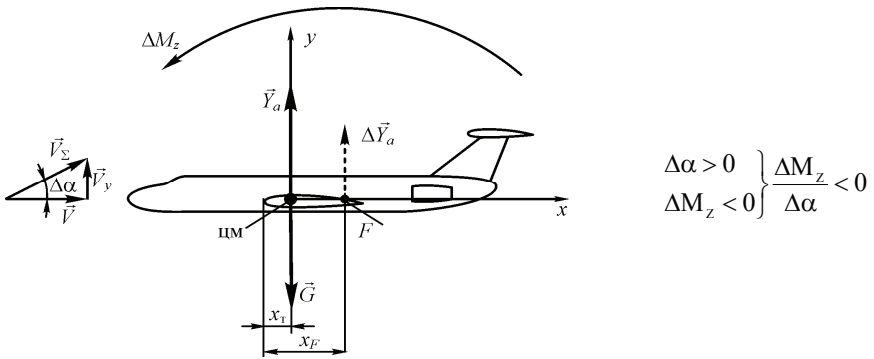
Способность ЛА самостоятельно, без вмешательства летчика, восстанавливать состояние равновесия после прекращения действия возмущающего фактора, называется *устойчивостью*.

*Управляемость* – это способность ЛА реагировать на действия пилота с помощью органов управления.

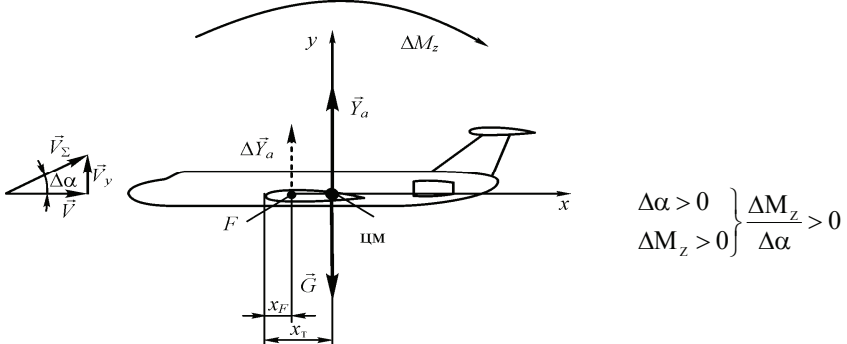
Устойчивость может быть статической и динамической. *Статическая устойчивость* – это свойство стремления ЛА вернуться в положение равновесия без вмешательства летчика после окончания действия возмущающего фактора. Свойство *динамической устойчивости* характеризуется процессом возвращения ЛА в положение равновесия.

### Продольная статическая устойчивость

*Продольная статическая устойчивость* – это свойство стремления ЛА сохранять заданный угол атаки при условии, что в процессе возмущенного движения скорость ЛА постоянна, и летчик не вмешивается в управление.



*a* – статически устойчивый в продольном отношении ЛА



*б* – статически неустойчивый в продольном отношении ЛА

Рис. 9.

Рассмотрим более подробно рис. 9а. До начала действия возмущающего фактора (вертикального порыва ветра) ЛА находился в равновесии и совершал прямолинейный полет на постоянной высоте под действием сил  $\vec{Y} = \vec{G}$  с постоянной скоростью  $\vec{V}$ . В какой-то момент времени на ЛА подействовал вертикальный порыв ветра со скоростью  $\vec{V}_y$ , под действием которого самолет изменил угол атаки на величину  $\Delta\alpha$ . Следствием увеличения угла атаки явилось увеличение подъемной силы на величину  $\Delta\vec{Y}_a$ , приложенную в точке  $F$  – фокусе ЛА. Сила  $\Delta\vec{Y}_a$  на плече  $(x_F - x_T)$  создает момент  $\Delta M_z$ , возвращающий ЛА в положение равновесия.

В случае, когда фокус ЛА находится впереди его центра масс (рис.9б), очевидно, что возникающий в этом случае момент  $\Delta M_z$  вызовет еще большее отклонение самолета от положения равновесия. Таким образом, можно сделать вывод, что свойство продольной статической устойчивости ЛА определяется взаимным расположением центра масс ЛА и его фокуса. Чтобы ЛА был устойчив по перегрузке (т.е. в продольном отношении), необходимо выполнение условия:

$$(\bar{x}_T - \bar{x}_F) < 0.$$

Выражение в скобках называется запас центровки, в нем  $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_{CAK}}$ ,  $\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_{CAK}}$

- безразмерные координаты центра тяжести и фокуса ЛА. Если запас центровки положителен, то ЛА называют статически неустойчивым в продольном отношении, если равен нулю - статически нейтральным.

Коэффициент момента тангажа выражается следующим образом  $m_z = m_{z_0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F)C_y + m_z^{\delta_p}$ . Продифференцировав это выражение по  $C_y$  (при постоянной скорости), получим выражение для критерия продольной статической устойчивости:

$$\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = m_z^{C_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F.$$

То есть ЛА статически устойчив по перегрузке, если  $m_z^{C_y} < 0$ .

*Продольная управляемость* - способность ЛА изменять угол атаки крыла при отклонении руля высоты. Она характеризуется отклонением руля высоты, необходимым для изменения угла атаки крыла на один градус или радиан.

#### Путевая статическая устойчивость

*Путевое равновесие* характеризуется равенством моментов сил, действующих на ЛА относительно вертикальной оси. Оно нарушается при отклонении руля направления, изменении режима работы или отказе одного из двигателей.

*Путевая статическая устойчивость* – это свойство стремления самолета сохранить заданный угол скольжения при условии, что летчик не вмешивается в управление.

На рис. 10 представлена схема статически устойчивого в путевом отношении ЛА, в этом случае при изменении угла скольжения  $\beta$  будет создаваться заворачивающий момент обратного знака по сравнению с  $\beta$ . Это связано с расположением бокового фокуса ЛА  $F$  относительно центра масс ЛА.

Критерий путевой статической устойчивости можно записать так:

$$\frac{\partial m_y}{\partial \beta} < 0.$$

*Путевая управляемость* - это способность ЛА реагировать на отклонение руля направления.

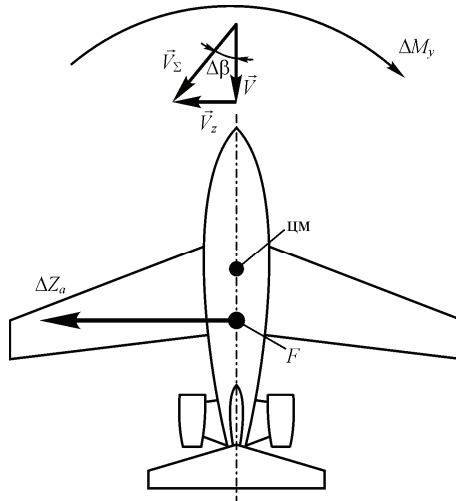


Рис. 10. Путевая статическая устойчивость.

#### Поперечная статическая устойчивость

Для *поперечного равновесия* необходимо равенство моментов сил, действующих на ЛА относительно оси  $x$ . Это равновесие обеспечивается строгой симметрией (весовой, геометрической, аэродинамической) относительно плоскости  $XU$ . Поперечное равновесие восстанавливается элеронами.

*Поперечная устойчивость* - это способность ЛА самостоятельно устранять возникший по какой-либо причине крен. На рис. 11 представлена схема устойчивого в поперечном отношении ЛА.

Если по той или иной причине самолет накренился, например, на левое полукрыло на некоторый угол  $\Delta\gamma$  (см. рис. 11), то возникшая проекция силы тяжести на поперечную ось  $OZ$ , равная  $G\sin\Delta\gamma$ , приведет к появлению скольжения на это полукрыло. Статически устойчивый самолет, по определению, должен устранить появившийся крен. Рассмотрим, при каких условиях это возможно.



В результате скольжения на левое полукрыло появляется поток воздуха, обдувающий самолет сбоку с некоторой скоростью  $V_{\text{бок}}$ . Если самолет имеет положительное поперечное  $V$  крыла как на рис. 3, то эта скорость будет раскладываться на две составляющие: параллельную линии четвертой хорд  $\Delta V_z$  и перпендикулярную ей  $\Delta V_y$ . Приращение скорости  $\Delta V_z$  никак не влияет на подъемную силу, а приращение  $\Delta V_y$  вызывает увеличение угла атаки на левом полукрыле и его уменьшение на правом. Это значит, что подъемная сила на левом полукрыле станет больше, чем на правом. В результате возникнет момент  $\Delta M_x$ , стремящийся повернуть самолет вокруг оси  $Ox$  на устранение крена. Таким образом, положительное поперечное  $V$  крыла создает стабилизирующий момент, а отрицательное – дестабилизирующий.

Стабилизирующим фактором является также положительная стреловидность крыла. Кроме того, на поперечную устойчивость влияет положение крыла по вертикали: высокоплан обладает большей поперечной устойчивостью, чем низкоплан.

Для обеспечения поперечной статической устойчивости необходимо, чтобы фокус по углу скольжения находился выше центра масс самолета.

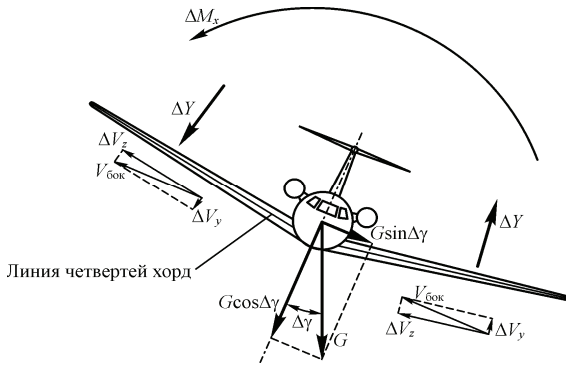


Рис. 11. Поперечная статическая устойчивость.

### 3. Описание лабораторной установки.

Модель самолета 1 (рис. 12) устанавливается в аэродинамической трубе 2 с помощью специальной стойки 3, жестко прикрепленной к основанию трубы. При этом предполагается, что центр масс модели совмещен с началом связанной системы координат и местом крепления модели. Узел крепления 4 сконструирован так, что модель имеет только одну степень свободы движения в трубе. В зависимости от положения специального фиксатора, находящегося в узле крепления, модель может только

- вращаться вокруг оси  $Oz$  (при исследовании устойчивости по перегрузке),
- вращаться вокруг оси  $Oy$  (при исследовании путевой устойчивости).

В носовой части модели имеется специальный грузик, который может перемещаться вдоль продольной оси модели  $Ox$ , имитируя таким образом

изменение центровки самолета. При этом узел крепления 4 позволяет изменить координату закрепления модели, чтобы она каждый раз совпадала с центром масс. Так как положение фокуса ЛА остается неизменным, то перемещая грузик, мы изменяем запас центровки  $(\bar{x}_T - \bar{x}_F)$ .

#### 4. Выполнение работы

Грузик 5 (см. рис. 12) устанавливается так, чтобы он заранее обеспечивал переднее расположение центра масс ЛА относительно фокуса, то есть устойчивость. С помощью фиксатора модель устанавливается в одно из описанных выше положений. Далее с помощью узла крепления 4 совмещают координату закрепления модели с центром масс. Затем включают аэродинамическую трубу. При этом модель плавно поворачивается и занимает определенную ориентацию в пространстве, которая соответствует положению равновесия модели.

Вначале исследуется продольная статическая устойчивость. Положение равновесия, в котором модель оказывается после включения АДТ, соответствует балансирующему углу атаки  $\alpha_{\text{бал}}$ . Модель самолета выводится из положения равновесия путем придания ей приращения  $\pm\Delta\alpha$ , что можно достичь, изменив направление потока вблизи горизонтального оперения ЛА, внося в него (поток) какое-либо возмущение. Затем возмущение устраняется. Стабилизирующий момент возвращает модель самолета к исходному положению равновесия.

Далее опыт необходимо повторить с задним расположением центра масс относительно фокуса модели, придав таким образом ей продольную неустойчивость.

После этого исследуют путевую статическую устойчивость, для чего фиксатор в узле крепления устанавливают в положение, позволяющее модели вращаться только относительно оси Оу. Грузиком создают переднее расположение центра масс (центр масс впереди бокового фокуса) и последовательно проводят те же исследования, что и в первой части работы.

Отчет по лабораторной работе должен содержать основные теоретические положения с рисунками и формулами, схему лабораторной установки (рис. 4), краткое описание результатов наблюдений в опытах, выводы.

#### Контрольные вопросы.

1. Что такое устойчивость ЛА?
2. Что такое статическая устойчивость ЛА?
3. Какие виды устойчивости вы знаете?
4. Какие моменты называются стабилизирующими и дестабилизирующими?
5. Что такое продольная статическая устойчивость ЛА по перегрузке?
6. Что такое путевая статическая устойчивость ЛА?
7. Что такое поперечная статическая устойчивость ЛА?
8. Что такое фокус самолета?

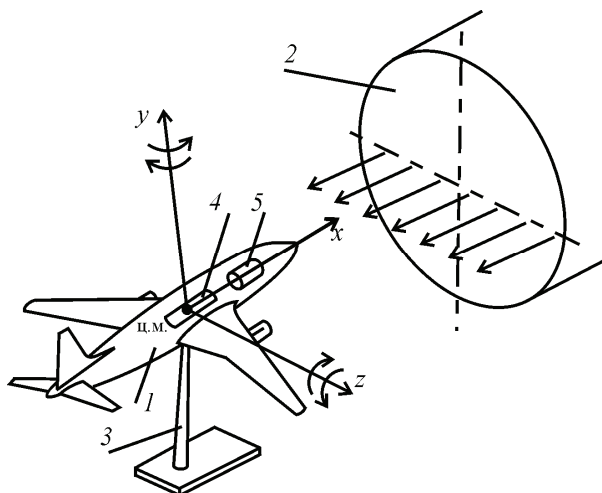


Рис. 12. Схема лабораторной установки.

9. Что такое центровка самолета?
10. Какие конструктивные факторы влияют на продольную статическую устойчивость ЛА?
11. Какие конструктивные факторы влияют на поперечную статическую устойчивость ЛА?
12. Какие конструктивные факторы влияют на продольную статическую устойчивость ЛА?
13. Какой угол атаки называется балансирующим?
14. Можно ли летать на неустойчивом самолете?
15. В чем отрицательная сторона слишком большого запаса центровки?

## Лабораторная работа № 7

### Определение моментной диаграммы модели самолета в аэродинамической трубе

**1. Цель работы:** Изучение моментной диаграммы модели самолета и анализ влияния различных факторов (центровка самолета, отклонение органов управления) на ее вид.

#### 2. Содержание работы:

- Экспериментальное получение и построение моментной диаграммы для статически устойчивого в продольном отношении ЛА.
- Анализ влияния положения центра масс (ц.м.) ЛА на вид моментной диаграммы.
- Экспериментальное получение и изучение моментной диаграммы для статически неустойчивого ЛА.

- Анализ влияния угла отклонения органа продольного управления на вид моментной диаграммы.

### 3. Основные сведения о моментных диаграммах ЛА

Продольный момент (момент тангажа)  $M_z$  – это момент, действующий на самолет относительно поперечной оси  $OZ$ , проходящей через ц.м. самолета.

Продольный момент ЛА определяется моментами, создаваемыми аэродинамическими силами, действующими на отдельные части ЛА: крыло, горизонтальное оперение (ГО), мотогондолы, фюзеляж и др.

$$M_z = M_{z_{кр}} + M_{z_{ГО}} + M_{z_{г.д.}} + M_{z_{ф}} + \dots$$

В зависимости от компоновки ЛА большое влияние на величину и направление продольного момента может оказать режим работы двигательной установки (ДУ).

Обычно в расчетах оперируют не самим моментом, а коэффициентом продольного момента  $m_z$  (коэффициент момента тангажа). Если значение момента  $M_z$  известно, например, из продувок в аэродинамической трубе, то величину коэффициента момента можно найти так:

$$m_z = \frac{M_z}{\frac{\rho V^2}{2} S b_{САХ}}, \quad (1)$$

где  $S$  – площадь крыла,

$b_{САХ}$  – средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ).

Коэффициент продольного момента  $m_z$  зависит от угла атаки, сжимаемости воздуха (числа  $M$  полета), угла отклонения стабилизатора  $\varphi_{ст}$  (руля высоты)  $\delta_r$ , запаса центровки и может быть определен по формулам:

- для самолета, имеющего управляемый стабилизатор

$$m_z = m_{z_0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F) c_y + m_z^{\varphi} \varphi_{ст} \quad (2),$$

- для самолета, имеющего руль высоты

$$m_z = m_{z_0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F) c_y + m_z^{\delta} \delta_b \quad (3),$$

где  $m_{z_0}$  – коэффициент продольного момента ЛА при  $c_y = 0$  и неотклоненных рулях;

$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_{САХ}}$  – центровка самолета (относительная координата центра масс ЛА);

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_{САХ}}$  – относительная координата аэродинамического фокуса ЛА;

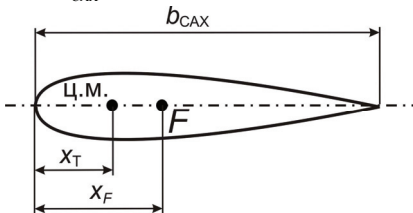


Рис. 13.

Отсчет координат центра масс и фокуса ведется от носка САХ (рис. 13):

$m_z^{\varphi}$ ,  $m_z^{\delta}$  – коэффициенты эффективности стабилизатора и руля высоты, соответственно.

Физический смысл коэффициентов эффективности состоит в том, что они показывают, какой продольный момент (точнее, коэффициент продольного момента) возникает при отклонении управляющей поверхности на  $1^\circ$  или 1 радиан, размерность  $1/\text{град}$  или  $1/\text{рад}$ ;

$\varphi_{\text{ст}}$ ,  $\delta_{\text{в}}$  – угол отклонения стабилизатора и руля высоты, соответственно (в радианах или градусах в зависимости от принятой системы измерения). За положительный угол отклонения руля высоты принимается угол, при котором задняя кромка руля отклоняется вниз (рис. 14).

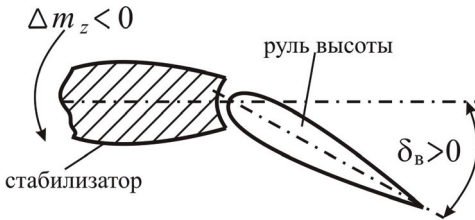


Рис. 14

Величина коэффициента эффективности руля высоты (стабилизатора) на рис. 14 по знаку отрицательна, так как при положительном приращении отклонения руля высоты ( $\Delta\delta_{\text{в}} > 0$ ) возникает отрицательное приращение продольного момента ( $\Delta m_z < 0$ ).

Сжимаемость воздуха (число  $M$ ) влияет на величины  $m_{z0}$ ,  $\bar{x}_F$ ,  $m_z^\circ$ ,  $m_z^\delta$ .

Первые два слагаемых коэффициента продольного момента в формулах (2) и (3) выражают продольный момент самолета при неотклоненном руле высоты (стабилизаторе)

$$m_z = m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F) c_y \quad (4)$$

Поэтому выражение для  $m_z$  можно записать так

$$m_z = m_{z\delta=0} + m_z^\delta \delta_{\text{в}} \quad (5)$$

Моментная диаграмма – это графическая зависимость коэффициента продольного момента самолета  $m_z$  от режимного параметра  $c_y$  (или угла атаки  $\alpha$ ). Физически моментная диаграмма показывает, какой коэффициент продольного момента действует на самолет при том или ином значении коэффициента подъемной силы.

На рис. 15 приведен пример моментной диаграммы для случая, когда ц.м. ЛА расположен впереди фокуса (руль высоты не отклонен, сжимаемостью воздуха пренебрегаем). В пределах плавного обтекания зависимость получается линейной ( $\alpha_{\text{бал}}$  – балансировочный угол атаки).

*Влияние различных факторов на вид моментной диаграммы.*

На вид моментной диаграммы влияют положение центра масс (запас центровки), отклонение руля высоты (стабилизатора), сжимаемость воздуха, жесткость конструкции, работа двигательной установки. Рассмотрим влияние первых трех факторов.

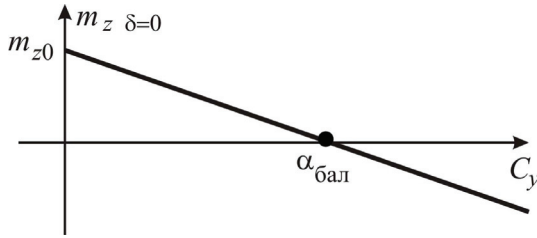


Рис. 15.

а) Влияние центровки самолета (рис. 16). Из выражения (4) видно, что смещение центра масс назад (уменьшение запаса центровки  $(\bar{x}_T - \bar{x}_F)$ ) сопровождается появлением положительного прироста продольного момента (кабрирующего), прямо пропорционального коэффициенту  $c_y$ , а при совмещении ц.м. с фокусом ( $\bar{x}_T = \bar{x}_F$ ) коэффициент момента  $m_z$  вообще не зависит от режимного параметра  $c_y$  (или угла атаки  $\alpha$ ). При  $c_y = 0$  коэффициент  $m_z$  не зависит от положения ц.м.  $\bar{x}_T$  и равен коэффициенту  $m_{z0}$ . Таким образом, момент относительно фокуса тождественно равен моменту при нулевой подъемной силе ( $c_y = 0$ ).

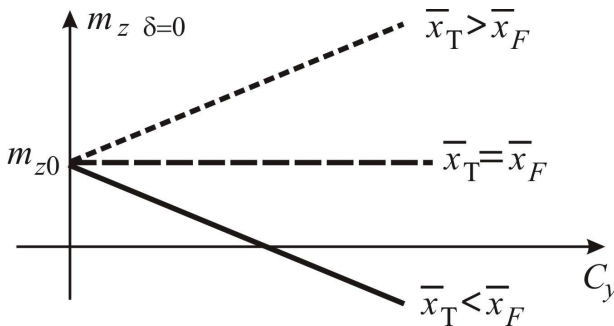


Рис. 16.

Как известно, критерием продольной статической устойчивости ЛА по перегрузке является частная производная коэффициента продольного момента по коэффициенту подъемной силы, которая определяется по формуле:

$$\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = m_z^{c_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F.$$

Если  $m_z^{c_y} < 0$ , т.е.  $(\bar{x}_T - \bar{x}_F) < 0$  – самолет устойчив,

если  $m_z^{c_y} > 0$ , т.е.  $(\bar{x}_T - \bar{x}_F) > 0$  – самолет неустойчив,

если  $m_z^{c_y} = 0$ , т.е.  $(\bar{x}_T - \bar{x}_F) = 0$  – самолет нейтрален.

Рис. 16 показывает, что по наклону моментной диаграммы можно судить об устойчивости ЛА.

б) Влияние отклонения руля высоты (стабилизатора). Из выражений (2) и (3) следует, что при отклонении стабилизатора или руля высоты на углы  $\Delta\varphi_{ст}$  или  $\Delta\delta_B$ , соответственно, появляются следующие приращения продольного момента:

$$\Delta m_z = m_z^{\varphi} \Delta\varphi_{ст},$$

$$\Delta m_z = m_z^{\delta} \Delta\delta_B.$$

Если влиянием сжимаемости пренебречь, то частные производные  $m_z^{\varphi}$  и  $m_z^{\delta}$  не зависят от числа  $M$  (и, следовательно,  $c_y$ ). Поэтому, например, при

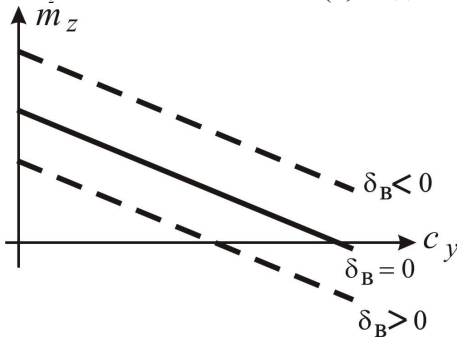


Рис. 17.

положительном отклонении стабилизатора (или руля высоты) моментная диаграмма эквидистантно переместится вниз (так как появляется приращение пикирующего момента), при отрицательном отклонении стабилизатора моментная диаграмма эквидистантно переместится вверх (так как появляется приращение кабрирующего момента) (рис. 17). Следовательно, наклон моментной диаграммы  $m_z=f(c_y)$  отклонением руля высоты (стабилизатора) изменить нельзя.

в) Влияние сжимаемости воздуха (число  $M$  полета). На рис. 18 показано качественное влияние сжимаемости на моментную диаграмму при неотклоненном руле высоты в прямолинейном полете.

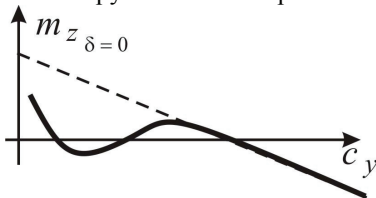


Рис. 18.

Отмеченное влияние в рассматриваемом случае объясняется интенсивным перемещением фокуса назад и изменением коэффициента момента при нулевой подъемной силе  $m_{z0}$  при переходе через скорость звука.

#### 4. Описание лабораторной установки

Модель самолета (2) (рис. 19) устанавливается в аэродинамической трубе (1) с помощью специального моментного прибора (на рис. 7 не показан). При этом предполагается, что ц.м. самолета совмещен с началом координат  $Ox_1y_1z_1$ . Изменение центровки осуществляется путем перемещения модели вдоль оси  $Ox_1$ .

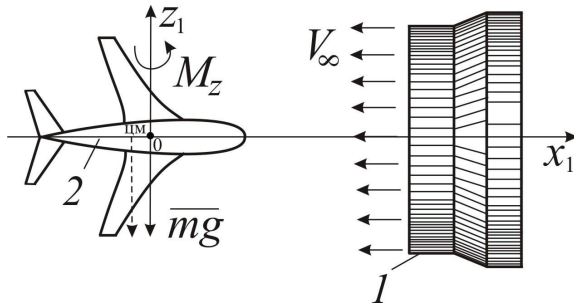


Рис. 19.

Модель закреплена на моментном приборе таким образом, что она имеет только одну степень свободы движения в трубе, в то время как самолет в полете имеет 6 степеней свободы или, вернее, еще больше, если учесть деформации самолета, движения рулей, элеронов и др. Единственное движение, которое может совершать модель ЛА на данной установке – это незначительное вращение вокруг оси  $Oz_1$  связанной системы координат. Заметим, что при положении модели, изображенной на рис. 7 (ось  $Oz_1$  расположена вертикально), момент силы тяжести относительно оси  $Oz_1$  равен нулю, так направление вектора  $\overline{mg}$  параллельно этой оси. Таким образом исключается влияние силы тяжести модели на продольный момент.

Для изучения влияния угла установки стабилизатора  $\varphi_{ст}$  на моментную диаграмму модель самолета имеет механизм изменения этого угла.

Моментный прибор (рис. 20), с помощью которого модель самолета крепится и удерживается в потоке в нужном положении, предназначена для измерения и индикации возникающих продольных моментов  $M_{z1}$ .

Модель самолета (1) с помощью рейки (2) подвешивается на шарнирах к основной (неподвижной) державке (4) и к вспомогательной (подвижной) тяге (3). Основная державка (4) смонтирована на опоре (11).

Вспомогательная тяга (3) своим вторым концом соединяется с пружинным чувствительным элементом (6) измерителя продольных моментов  $M_{z1}$ . Измеритель моментов имеет стрелку (указатель) и рамку (7) с прикрепленной к ней шкалой, проградуированной в определенных единицах измерения момента ( $\pm M_z$ ).

Рамка (7) соединена с ходовым винтом (9). Вращением ручки (10) ходового винта можно изменять угол атаки модели самолета. Для измерения углов атаки в приборе предусмотрен специальный механизм, снабженный шкалой (8) и стрелкой.

Механизм (5) позволяет менять положение модели самолета относительно рейки (2) и, следовательно, относительно центра вращения 0. Размер рейки равен величине средней аэродинамической хорды крыла  $b_A$ . Это сделано для удобства измерения центровки модели самолета.



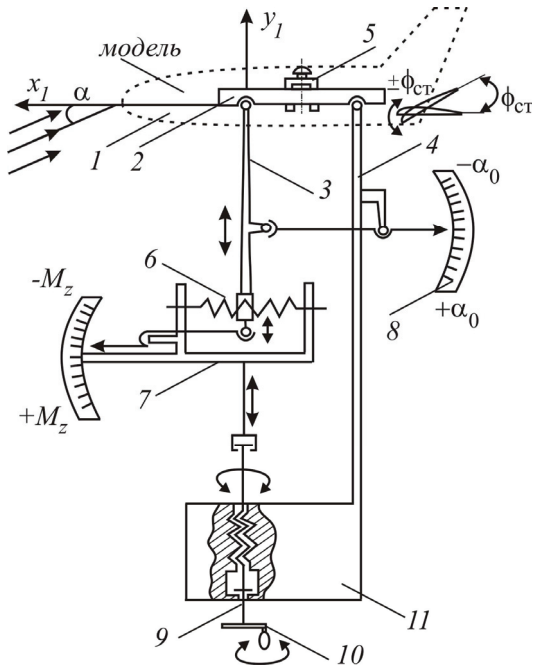


Рис. 20.

Подготовка установки к работе осуществляется следующим образом.

Модель самолета устанавливается в аэродинамической трубе так, чтобы при нулевом угле атаки ( $\alpha \approx 0$  по шкале (8)) продольная ось модели  $Ox_1$  была направлена строго параллельно оси аэродинамической трубы.

С помощью механизма (5) (рис. 20) перемещают модель самолета вдоль рейки (2) (т.е. параллельно продольной оси модели  $Ox_1$ ) так, чтобы обеспечить заведомо переднее расположение центра масс относительно фокуса, т.е. устойчивость по перегрузке. Устанавливают  $\varphi_{ст} = 0$ .

Вращая ручку ходового винта (9), устанавливают по шкале (8) небольшой положительный угол атаки ( $\alpha \approx 1^\circ \dots 3^\circ$ ). Затем включают аэродинамическую трубу.

Установка готова к работе.

### 5. Выполнение работы

Вначале экспериментально определяется моментная диаграмма статически устойчивого самолета (модели) при фиксированном угле отклонения стабилизатора ( $\varphi_{ст} = 0$ ).

Для этого изменяется угол атаки модели (путем вращения ручки ходового винта) и для каждого угла атаки  $\alpha$  по моментной шкале снимается соответствующее ему значение продольного момента  $M_z$ .

Далее рассчитывается коэффициент продольного момента по формуле

$$m_z = k \frac{M_z}{\frac{\rho V^2}{2} S b_A}, \quad (6)$$

где  $k$  – коэффициент пропорциональности, вводимый для согласования единиц измерения. Результаты испытаний заносятся в таблицу.

Варианты испытаний											
1			2			3			...		
$\bar{x}_T = \underline{\quad}; \quad \varphi_{CT} =$			$\bar{x}_T = \underline{\quad}; \quad \varphi_{CT} =$			$\bar{x}_T = \underline{\quad}; \quad \varphi_{CT} =$			...		
$M_z$	$\alpha^\circ$	$m_z$	$M_z$	$\alpha^\circ$	$m_z$	$M_z$	$\alpha^\circ$	$m_z$	...	...	...

По полученным данным строится моментная диаграмма  $m_z = f(\alpha)$  (см. рис. 15). Заметим, что поскольку в области плавного обтекания модели коэффициент  $c_y$  линейно связан с углом атаки ( $c_y = c_y^\alpha \alpha$ ), то моментную диаграмму можно строить, откладывая по оси абсцисс не  $c_y$ , а угол  $\alpha$ . Вид моментной диаграммы от этого не изменится.

Во второй серии испытаний исследуется влияние центровки  $\bar{x}_T$  на вид моментной диаграммы. Для этого сначала немного уменьшают, а затем немного увеличивают запас центровки ( $\bar{x}_T - \bar{x}_F$ ) путем перемещения модели параллельно оси  $Ox_1$ . При этом для каждого случая изменяют угол  $\alpha$  и измеряют значения продольного момента  $M_z$ . Результаты испытаний заносятся в таблицу и изображаются графически в виде моментных кривых (см. рис. 16).

В этой же серии определяется моментная диаграмма для статически неустойчивого самолета. Для этого модель самолета перемещают параллельно оси  $Ox_1$  назад настолько, чтобы центр масс заведомо располагался за фокусом модели ЛА.

В третьей серии испытаний исследуется влияние угла установки стабилизатора на вид моментной диаграммы. Для этого продувают модель самолета для двух положений стабилизатора, когда  $\varphi_{CT} > 0$  и когда  $\varphi_{CT} < 0$ . Результаты испытаний заносят в таблицу и изображают на моментных диаграммах (см. рис. 17).

Для избежания излишнего объема вычислительных работ во второй и третьей сериях испытаний можно не рассчитывать коэффициент продольного момента  $m_z$  по формуле (6) и строить моментные диаграммы в виде зависимостей  $M_z = f(\alpha)$ .

## 6. Оформление отчета по лабораторной работе.

Письменный отчет по выполненной лабораторной работе должен содержать в себе следующее:

- название работы, цель, содержание работы;
- схему лабораторной установки (рис. 19);
- основные теоретические сведения (определения, формулы и т.д.);

- кратное описание результатов наблюдений в опытах;  
 - таблицу и графики результатов испытаний (всего 3 графика, см. рис. 15, 16, 17);

- выводы (характер поведения зависимости  $m_z = f(\alpha)$ , влияние центровки самолета и угла отклонения продольного органа управления на вид моментной диаграммы, связь продольной статической устойчивости с видом моментной диаграммы).

#### 7. Контрольные вопросы.

- 1) Что такое продольный момент ЛА? Как еще он называется?
- 2) Чем определяется продольный момент самолета?
- 3) Какие факторы влияют на продольный момент ЛА?
- 4) Что понимается под коэффициентом продольного момента?
- 5) Какие факторы влияют на коэффициент продольного момента?
- 6) Влияет ли компоновка ЛА на коэффициент продольного момента?
- 7) Влияет ли запас центровки на коэффициент продольного момента?
- 8) Влияют ли режимные параметры полета на коэффициент продольного момента? Если влияют, то какие? Как?
- 9) Влияет ли угол отклонения продольного органа управления на коэффициент продольного момента? Если влияют, то как?
- 10) Что такое фокус, центровка и запас центровки самолета?
- 11) Что понимается под коэффициентом эффективности руля высоты (стабилизатора)? Их физический смысл.
- 12) Какой угол отклонения стабилизатора (руля высоты) считается положительным?
- 13) Что такое моментная диаграмма? Каков ее физический смысл? Какой вид она имеет?
- 14) Факторы, влияющие на вид моментной диаграммы.
- 15) Как влияет запас центровки на вид моментной диаграммы?
- 16) Как влияет отклонение органа продольного управления на вид моментной диаграммы?
- 17) Как влияет сжимаемость воздуха на вид моментной диаграммы?
- 18) Можно ли по виду моментной диаграммы судить об устойчивости ЛА? Если можно, то как? Почему?
- 19) Можно ли отклоняя руль высоты (стабилизатор) сделать самолет более устойчивым? Почему?
- 20) Как по моментной диаграмме определить степень устойчивости ЛА?
- 21) Каков критерий продольной статической устойчивости ЛА по перегрузке?
- 22) При каком условии самолет статически устойчив по перегрузке? Неустойчив? Нейтрален?

## Порядок выполнения лабораторных работ на ПК

Шаг	Операция	Контроль
1. Включить ПК		Рабочий стол
2. Запустить DOS Emulator	На рабочем столе выбрать DOS Emulator и нажать <b>Ввод</b>	Окно COMMAND DOS in a box
3. Перейти на диск <b>D</b>	В строке C:\> набрать <b>D: Ввод</b>	Строка D:\>
4. Войти в программу	В строке D:\> набрать <b>CD[пробел]FD Ввод</b>	Строка D:\FD>
5. Включить русификатор	В строке D:\FD> набрать <b>RK Ввод</b>	Строка D:\FD>
6. Старт программы	В строке D:\FD> набрать <b>DYNLAB Ввод</b>	ПРАКТИКУМ
7. Выбрать лабораторную работу	а) Нажать любую клавишу б) В окне «Инструкция» набрать номер лабораторной работы в) В «Меню» выбрать род работы	Инструкция Меню лабораторной работы
Далее следовать указаниям на экране и преподавателя		