

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

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

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

А.Л. Ермаков, М.С. Кубланов, М.Г. Ефимова

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА

Часть II

ПОСОБИЕ

**по выполнению практических и
лабораторных работ**

*для студентов III – IV курсов
направления 20.03.01 (280700)
очной формы обучения*

Москва-2015

ББК 052-011

Е72

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

Ермаков А.Л., Кубланов М.С., Ефимова М.Г.

Е72 Практическая аэродинамика. Часть II: пособие по выполнению практических и лабораторных работ. - М.: МГТУ ГА, 2015. – 44 с.

Данное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Практическая аэродинамика» по учебному плану для студентов III - IV курсов направления 20.03.01 (280700) очной формы обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседании кафедры 20.01.15 г. и методического совета 24.02.15 г.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
Практическое занятие № 1 Понятие о перегрузке.....	4
Практическое занятие № 2 Горизонтальный полет.....	7
Практическое занятие № 3 Набор высоты и снижение.....	8
Практическое занятие № 4 Продольный момент, ч.1.....	10
Практическое занятие № 5 Продольный момент, ч.2.....	12
Практическое занятие № 6 Боковое равновесие, статическая балансировка и управляемость самолета.....	13
Лабораторная работа № 1 Исследование возможностей самолета в горизонтальном полете.....	16
Лабораторная работа № 2 Исследование прямолинейного набора высоты.....	19
Лабораторная работа № 3 Определение скорости наивыгоднейшего набора высоты.....	21
Лабораторная работа № 4 Исследование посадки самолета.....	24
Лабораторная работа № 5 Исследование взлёта самолета.....	28
Лабораторная работа № 6 Изучение свойства статической устойчивости ЛА с помощью демонстрационной модели.....	34
Лабораторная работа № 7 Определение моментной диаграммы модели самолета в аэродинамической трубе.....	40
Литература.....	43

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее пособие содержит в себе задания для проведения практических занятий, а также методические указания для проведения лабораторных работ по дисциплине «Практическая аэродинамика». Данная дисциплина состоит из двух больших разделов «Аэродинамика» и «Динамика полета». В настоящем пособии содержатся материалы для проведения лабораторных работ и практических занятий раздела «Динамика полета».

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

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

Отчет о выполнении практического занятия или лабораторной работы в конце занятия представляется преподавателю на подпись. Студенты, пропустившие занятия по уважительной причине, должны получить у преподавателя задание для отработки. Студенты, пропустившие и не отработавшие хотя бы одно занятие, не допускаются к сдаче экзамена или зачета.

Практическое занятие № 1 Понятие о перегрузке

Справочные сведения

Перегрузкой, действующей на ЛА, называется отношение векторов полной аэродинамической силы и силы тяги ЛА к вектору силы тяжести:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_a + \vec{P}}{mg}.$$

Вектор перегрузки характеризует маневренность ЛА, так как он учитывает величину и направления сил, изменяя которые, можно управлять полетом. Перегрузка — безразмерная величина, выражается положительным или отрицательным числом в зависимости от направления действия сил. (Иногда можно услышать выражение «Перегрузка равна 4g». Это неправильно, так как, во-первых, $4g = 4 \times g \approx 40$, а, во-вторых, g – это ускорение свободного падения, и

оно имеет размерность m/c^2 . Правильно сказать в этом случае: «Перегрузка равна четырем».)

Полная перегрузка определяется по формуле

$$n = \sqrt{n_{xa}^2 + n_{ya}^2 + n_{za}^2},$$

где n_{xa} , n_{ya} , n_{za} – проекции вектора перегрузки на оси скоростной системы координат, называемые тангенциальной, нормальной скоростной и боковой перегрузками соответственно.

Перегрузка при маневренном полете или полете в неспокойном воздухе отличается от перегрузки в горизонтальном прямолинейном полете.

При криволинейном полете в вертикальной плоскости (рис. 1) подъемная сила, действующая на ЛА, будет равна

$$Y_a = G \cos \theta + F_H,$$

где $F_H = \frac{G V^2}{g r}$ – центробежная сила, r – радиус кривизны траектории, θ – угол

наклона к горизонту касательной к траектории движения ЛА (если касательная к траектории в центре масс параллельна горизонту, то $\theta = 0$).

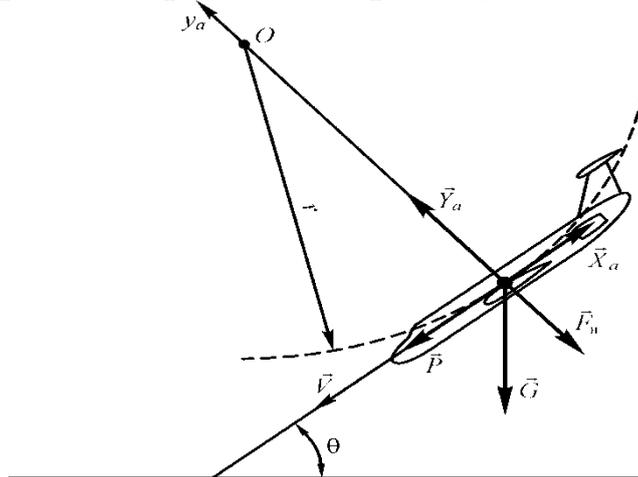


Рис. 1

В результате движения воздуха, обусловленного различием температур и давлений, возникают вертикальные порывы, потоки и порывы ветра различной скорости. Порывами называются потоки с быстро нарастающей скоростью, то есть имеющие большой градиент W/L , где W – максимальная скорость порыва, L – длина зоны нарастания порыва (рис. 2).

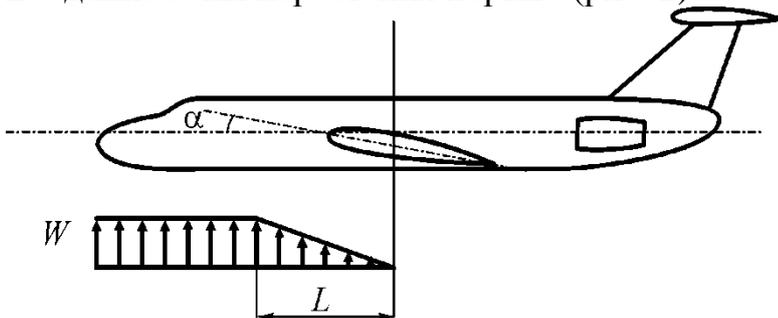


Рис. 2.

С учетом того, что вертикальные порывы ветра могут быть восходящими или нисходящими, перегрузка при полете в неспокойном воздухе будет иметь вид:

$$n_{ya} = 1 \pm 0.5kC_{ya}^{\alpha}\rho WV \frac{S}{G}.$$

Постепенность нарастания скорости порыва ветра отражается введением в формулу коэффициента ослабления перегрузки $k < 1$: $k = 1 - \frac{\rho g C_{ya}^{\alpha} L}{4p}$, где p – удельная нагрузка на крыло.

РЕШИТЕ ЗАДАЧИ

1) Определить величину перегрузки n_y и полной перегрузки в центре тяжести ЛА в горизонтальном прямолинейном полете, если $n_x = 0,25$; $n_x = -0,25$.

2) Определить величину подъемной силы ЛА, если его масса равна 30000 кг, а перегрузка n_y в центре тяжести в горизонтальном прямолинейном полете составляет 0,8.

3) Определить перегрузки n_x , n_y , силу лобового сопротивления X и потребную тягу двигателей P для ЛА с полетной массой 140000 кг при установившемся горизонтальном полете, если аэродинамическое качество ЛА $K = 13$.

4) Определить перегрузки n_x , n_y , полную перегрузку n , подъемную силу Y и потребную тягу двигателей P для ЛА с полетной массой 150000 кг при установившемся горизонтальном полете, если аэродинамическое качество ЛА $K = 11$.

5) В горизонтальном полете с самолета сбрасывается груз. Определить перегрузку n_y и радиус искривления траектории сразу после сброса груза, если вес самолета 60 т, вес груза 10 т, скорость полета 400 км/ч.

6) При выходе из пикирования на высоте 3 км спортивный самолет имеет скорость 396 км/ч и на него действует перегрузка $n_y = 3.99$. Определите величину коэффициента подъемной силы крыла, если масса самолета 1500 кг и площадь крыла 15 м².

7) В горизонтальном полете со скоростью 660 км/ч на высоте 8 км самолет, имеющий нагрузку на крыло $p = 410$ кг/м², встречает вертикальный порыв ветра. Определить нагрузку, действующую на пассажира весом 75 кг, сидящего вблизи центра масс ЛА, если $C_{ya}^{\alpha} = 5.01$, длина градиентного участка $L = 30$ м, скорость вертикального порыва равна: а) +15 м/с, б) –10 м/с.

ОТВЕТЬТЕ НА ВОПРОСЫ

Если ответить на вопрос сразу затруднительно, то необходимо нарисовать ЛА на заданном этапе полета, указать действующие на него силы и записать выражения для проекций вектора перегрузки на оси координат.

1) Какие значения имеет перегрузка в направлении оси y в следующих случаях полета:

– горизонтальный прямолинейный полет;

- перевернутый горизонтальный прямолинейный полет;
- отвесное пикирование.

2) Какие значения имеет перегрузка в направлении оси x в следующих случаях полета:

- установившийся горизонтальный прямолинейный полет;
- установившееся отвесное пикирование;
- отвесное пикирование при $P = X$.

3) Какие значения имеет полная перегрузка в следующих случаях:

- установившийся горизонтальный прямолинейный полет;
- прямолинейный набор высоты с постоянной скоростью;
- прямолинейное снижение с постоянной скоростью.

Практическое занятие № 2 Горизонтальный полет

Справочные сведения

- потребная скорость $V_n = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S c_{ya}}}$, [м/с];

- потребная тяга $P_n = \frac{mg}{K}$, [Н];

- потребная мощность $N_n = P_n V_n$, [Вт];

- располагаемая мощность

ПД: $N_p = iN_{об} \eta_\epsilon$;

ТВД: $N_p = iN_\epsilon \eta_\epsilon$;

- эквивалентная мощность $N_\epsilon = N_n + \frac{PV}{\eta_\epsilon}$;

- изменение потребной скорости с высотой $V = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$;

- изменение потребной мощности с высотой $N_n = N_{n0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$;

- связь воздушной скорости с индикаторной $V_H = V_i \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$.

РЕШИТЕ ЗАДАЧИ

- Рассчитать кривую потребных тяг Жуковского и построить ее график для самолета с ТРД. Самолет имеет массу 90 т, высоту полета 11 км, площадь крыла 180 м². Задана поляра самолета:

c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,09
c_{xa}	0,0194	0,0196	0,0208	0,0270	0,0381	0,0559	0,0891	0,123

- По кривой Жуковского (см. задачу 1) определить графическим способом характерные скорости ГП. Дать пояснения, чем характерна каждая скорость.
- Определить потребную скорость ГП самолета при стандартных условиях у земли, если полетная масса самолета 5250 кг, площадь крыла 71,5 м², коэффициент подъемной силы 0,7.
- 5) Определить истинную скорость самолета в стандартной атмосфере на высоте 1000 м, если его приборная скорость составляет 50 м/с. Поправками к прибору пренебречь.
- 6) Определить потребную тягу ГП самолета при некотором угле атаки, если полетная масса самолета 5250 кг, а аэродинамическое качество $K=10$.
- 7) С какой воздушной скоростью самолет может лететь на теоретическом потолке 5000 м, если его экономическая скорость у земли составляет $V_{эк 0} = 33,34$ м/с?
- 8) Определить, во сколько раз изменяется потребная скорость и потребная мощность ГП одного и того же самолета, если при одинаковых условиях полета увеличить массу самолета с $m_1=5250$ кг до $m_2=5500$ кг.

Вопросы для самоконтроля

1. Что понимается под горизонтальным полетом (ГП)?
2. Схема движения самолета в ГП.
3. Уравнения движения самолета в ГП.
4. Условия ГП.
5. Потребная тяга (мощность) ГП.
6. Потребная скорость ГП.
7. Кривые тяг (мощностей) Жуковского.
8. В чем заключается метод тяг (мощностей) Жуковского?
9. Что понимается под теоретически минимальной (экономической, наивыгоднейшей, крейсерской, практически минимальной, максимальной) скоростью?
10. Располагаемая тяга (мощность) в ГП.
11. Эквивалентная мощность ТВД.
12. Каковы характерные режимы ГП?
13. Что понимается под диаграммой диапазона истинных скоростей самолета?
14. Каковы эксплуатационные ограничения скоростей ГП?
15. Что понимается под индикаторной (приборной) скоростью?

Практическое занятие № 3 **Набор высоты и снижение**

Справочные сведения

- потребная скорость при наборе высоты

$$V_{\theta} = V_n \sqrt{\cos\theta} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S c_{ya}}}, \text{ [м/с];}$$

- угол наклона траектории

$$\sin\theta = \frac{P_{\text{изб}}}{mg};$$

- максимальная вертикальная скорость при наборе

$$V_{y \text{ max}} = \frac{N_{\text{изб max}}}{mg}, \text{ [м/с]};$$

- максимальный угол набора

$$\sin\theta = \frac{P_{\text{изб max}}}{mg};$$

- дальность набора высоты

$$L_{\text{наб}} = \int_0^t V_{\text{наб}} \cos\theta dt \approx V_{\text{наб ср}} t_{\text{наб}}, \text{ [км]};$$

- время набора высоты

$$t_{\text{наб}} = \int_0^H \frac{dH}{V_y};$$

- скорость планирования

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2mg\cos\theta}{\rho S c_{ya}}}, \text{ [м/с]};$$

- угол наклона траектории при планировании

$$\text{tg}\theta = -\frac{1}{K};$$

- на режиме наибольшей дальности планирования

$$L_{\text{пл max}} = K_{\text{max}} H, \text{ [км]};$$

$$t_{\text{пл}} \approx \frac{L_{\text{пл max}}}{V_{\text{пл ср}}}, \text{ [ч]}.$$

РЕШИТЕ ЗАДАЧИ

1) Определить требуемую скорость набора высоты самолета, если при равных условиях в ГП он развивает воздушную скорость 41,67 м/с, а угол наклона траектории $\theta=4^\circ$.

2) Определить тягу, необходимую для набора высоты самолета с углом наклона траектории $\theta=4^\circ$, если при равных условиях в ГП требуемая тяга составляет 5240 Н, полетная масса 5250 кг.

3) Определить угол набора высоты самолета с полетной массой 5250 кг, если при равных условиях в ГП избыток тяги составляет 3690 Н.

4) Определить вертикальную скорость набора высоты самолета с полетной массой 5250 кг, если при равных условиях в ГП избыток мощности составляет 154560 Вт.

5) Определить требуемую скорость набора высоты с углом атаки α , если требуемая скорость ГП – 520 км/ч, а угол наклона траектории $\theta=10^\circ$.

- 6) Определить наивыгоднейшую скорость набора высоты, если $c_{ya_{нв}}=1,3$; сила тяжести ЛА составляет 240000 Н, площадь крыла 80 м^2 ($H = 0$).
- 7) При некотором угле атаки потребная скорость ГП составляет 38,39 м/с. Определить потребную скорость планирования с тем же углом атаки, если угол наклона траектории при планировании $\theta=8^\circ$.
- 8) Определить угол планирования самолета, если при планировании на некотором угле атаки аэродинамические коэффициенты составляют $c_{ya}=0,58$; $c_{xa}=0,058$.
- 9) Определить аэродинамическое качество самолета на некотором угле атаки, если самолет планирует на скорости 140 км/ч с тягой $P = 0$ и вертикальной скоростью $V_y = 4 \text{ м/с}$.

Вопросы для самоконтроля

1. Что понимается под набором высоты, снижением, планированием?
2. Схемы движения самолета при наборе высоты, снижении, планировании.
3. Уравнения движения ЛА при наборе высоты, снижении, планировании.
4. Характерные режимы набора высоты.
5. Что понимается под практическим и теоретическим потолками ЛА?
6. Что такое барограмма ЛА?
7. Что такое поляра скоростей планирования?
8. Как определить режим наибольшей продолжительности планирования?
9. Как определить режим наибольшей дальности планирования?

Практическое занятие № 4 **Продольный момент, ч.1**

Справочные сведения

- продольный момент (момент тангажа) самолета

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S b_A, [\text{Н м}];$$

- коэффициент продольного момента самолета

$$m_z = m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F) c_{ya} + m_z^\delta \delta_b, [1];$$

- запас центровки

$$(\bar{x}_T - \bar{x}_F), [1];$$

- центровка по хорде

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A}, [1]; \quad \bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A} 100, [%];$$

- коэффициент эффективности руля высоты

$$m_z^\delta = \frac{\partial m_z}{\partial \delta_b}, [1/\text{град или } 1/\text{рад}].$$

РЕШИТЕ ЗАДАЧИ

1. Самолет массой 20 т сбрасывает в полете груз массой 1000 кг. Определить изменение положения центра масс (ц.м.) самолета в долях САХ, если сбрасываемый груз располагался позади ц.м. на расстоянии 2 м от него. САХ крыла 5 м.

2) В процессе захода самолета на посадку на высоте 500 м скорости 380 км/ч производится выпуск шасси. Найти изменение момента тангажа, вызванное выпуском шасси, если известно, что при выпуске шасси ц.м. самолета смещается вперед на 1,2% в долях САХ, а коэффициент момента тангажа при нулевой подъемной силе изменяется на величину $-0,00255$. Удельная нагрузка на крыло составляет 300 кг/м^2 .

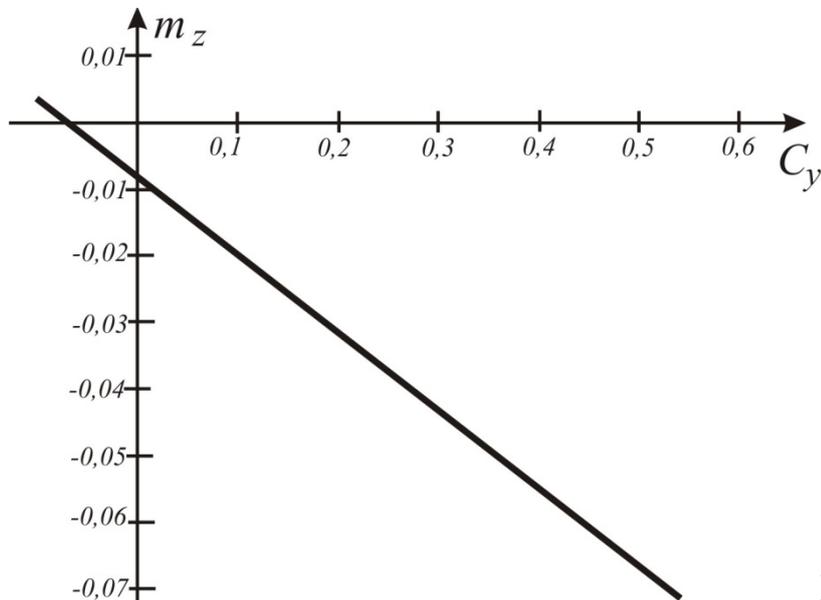


Рис. 1.

3) В процессе захода самолета на посадку на высоте 800 м скорости 380 км/ч производится выпуск закрылков. Найти изменение момента тангажа, вызванное выпуском закрылков, если известно, что при этом коэффициент момента тангажа при нулевой подъемной силе получит приращение $0,0423$, а фокус самолета смещается назад на 17% в долях САХ. Удельная нагрузка на крыло составляет 300 кг/м^2 .

4) В ГП на высоте 12 км и при числе $M = 0,9$ масса самолета из-за выработки топлива уменьшилась с 12000 кг до 9600 кг, а, вследствие перемещения ц.м. вперед, запас центровки, равный $0,06$, увеличился на $0,025$. Определить изменение коэффициента продольного момента самолета при неотклоненных органах управления, если площадь крыла равна 30 м^2 .

5) Моментная диаграмма (рис. 1) построена для центровки $\bar{x}_m = 0,38$. Пользуясь этой диаграммой, найти положение фокуса ЛА.

Вопросы для самоконтроля

1. Что такое момент тангажа ЛА?
2. Что такое коэффициент момент тангажа ЛА?
3. С какой целью вводится коэффициент момента тангажа, если в эксперименте получают непосредственно момент тангажа?
4. Что такое фокус ЛА?
5. Что понимается под центровкой самолета?
6. Что такое запас центровки?

7. Какие основные факторы влияют на момент тангажа самолета?
8. Какой физический смысл имеет коэффициент эффективности РВ?
9. Какой угол отклонения РВ считается положительным (отрицательным)?
10. Какой знак имеет коэффициент эффективности РВ и почему?

Практическое занятие № 5 Продольный момент, ч.2

Справочные сведения

- условие продольного равновесия

$$\sum F_x = 0, \sum F_y = 0, \sum F_z = 0;$$

- условие продольной балансировки

$$\sum M_z = 0;$$

- балансировочное отклонение РВ

$$\delta_B = -\frac{m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F)c_{ya}}{m_z^\delta} = -\frac{m_{z\delta=0}}{m_z^\delta}; \text{ [град]}$$

- шарнирный момент РВ

$$M_{ш} = m_{ш} \frac{\rho V_{\Gamma.O.}^2}{2} S_{РВ} b_{РВ}; \text{ [Н м]}$$

- коэффициент шарнирного момента

$$M_{ш} = m_{ш}^{\alpha_{ст}} \alpha_{ст} + m_{ш}^\delta \delta_{ш} + m_{ш}^\delta \delta_{тр}; \text{ [1]}$$

- усилие на штурвале

$$P_B = -k_{ш} k_{ГО} (m_{ш}^{\alpha_{ст}} \alpha_{ст} + m_{ш}^\delta \delta_{ш} + m_{ш}^\delta \delta_{тр}) S_B b_B q; \text{ [Н]} \text{ или}$$

$$P_B = -k_{ш} k_{ГО} m_{ш} S_B b_B \frac{\rho V^2}{2}; \text{ [Н]}.$$

РЕШИТЕ ЗАДАЧИ

1) Из-за выпуска шасси и закрылков коэффициент момента тангажа получил приращения соответственно $\Delta m_{zш} = -0,005$ и $\Delta m_{zз} = -0,039$. Определить потребное дополнительное отклонение РВ для обеспечения продольной балансировки при выпуске шасси и закрылков, если коэффициент эффективности руля высоты $m_z^\delta = -0,0108$ 1/град.

2) В процессе разгона на высоте 5000 м самолет увеличил индикаторную скорость полета с 300 до 520 км/ч. Какое дополнительное отклонение РВ потребовалось для обеспечения продольной балансировки при разгоне, если масса ЛА 31700 кг, запас центровки $|\bar{x}_m - \bar{x}_F| = 11,1\%$ в долях САХ, площадь крыла 105 м², коэффициент эффективности РВ $m_z^\delta = -0,0108$ 1/град.

3) В результате летных испытаний на высоте 4060 м при индикаторной скорости 410 км/ч было установлено, что при центровке 13,1% САХ и массе 47700 кг для обеспечения продольной балансировки угол отклонения РВ равен нулю, а при центровке 23,5% САХ и массе 54100 кг – $\delta_B = 1,75^\circ$. Определите коэффици-

ент момента тангажа при нулевой подъемной силе m_{z0} и коэффициент эффективности РВ m_z^δ , если площадь крыла 140 м^2 , $\bar{x}_{m \text{ нейтр}} = 37,5\% \text{ САХ}$.

4) По данным летных испытаний при центровках по хорде $\bar{x}_{m1} = 23,5\% \text{ САХ}$ и $\bar{x}_{m2} = 23,5\% \text{ САХ}$ балансировочные диаграммы РВ $\delta_B = f(M)$ показали, что при числах Маха 0,6 и 0,48, соответственно, отклонение РВ $\delta_B = 0$. Определить положение фокуса ЛА.

5) В полете на высоте 10000 м при $M=0,6$ и $\delta_B = 0$ продольное усилие на штурвале составляло -9 кг. Какое будет продольное усилие на штурвале при изменении центровки самолета по хорде, если для обеспечения балансировки потребовалось отклонить РВ на угол $\delta_B = +1^\circ$. Известно: $k_{ш} = -1,5$, $k_{ГО} = 0,85$, $S_B = 6,29 \text{ м}^2$, $b_B = 0,639 \text{ м}$, $m_z^\delta = -0,002 \text{ 1/град}$.

Вопросы для самоконтроля

1. Что такое продольное равновесие ЛА?
2. Что такое продольная балансировка ЛА?
3. Что такое продольная управляемость ЛА?
4. Что такое балансировочное отклонение РВ?
5. Что такое моментная диаграмма ЛА*?
6. Что такое балансировочная диаграмма РВ?
7. Что такое шарнирный момент РВ?
8. Что такое коэффициент шарнирного момента?
9. Как оценивает пилот продольную управляемость ЛА?
10. Что такое балансировочная диаграмма по усилиям на штурвале?
11. Как определить продольное усилие на штурвале?
12. Что такое коэффициент передачи (передаточное число)?
13. Каковы основные характеристики продольной статической управляемости?

Практическое занятие № 6 **Боковое равновесие, статическая балансировка** **и управляемость самолета**

Справочные сведения

- условие бокового равновесия

$$\sum F_z = 0, \sum M_x = 0, \sum M_y = 0;$$

- условие боковой балансировки

$$\sum M_x = 0, \sum M_y = 0;$$

- боковая сила

$$Z \approx Z_\phi + Z_{BO} + Z_H = c_z q S, [\text{Н}];$$

- коэффициент боковой силы

$$c_z = c_z^\beta + c_z^{\beta_H} \delta_H;$$

- балансировочные отклонения РН и элеронов

$$\delta_H = -\frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_H}} \beta, \text{ при } (m_{yP} = 0)$$

$$\delta_\alpha = -\frac{1}{m_x^{\delta_\alpha}} \left(m_x^\beta - \frac{m_x^{\delta_H} m_y^\beta}{m_y^{\delta_H}} \right) \beta;$$

- шарнирные моменты элеронов и РН

$$M_{\text{шЭ}} = m_{\text{шЭ}} q b_\alpha S_\alpha, [\text{Н м}]$$

$$M_{\text{шН}} = m_{\text{шН}} q b_{\text{ВО}} S_H, [\text{Н м}];$$

- коэффициенты шарнирных моментов элеронов и РН

$$m_{\text{шЭ}} = m_{\text{шЭ}}^\beta \beta + m_{\text{шЭ}}^{\delta_\alpha} \delta_\alpha + m_{\text{шЭ}}^{\delta_{\text{тр}}} \delta_{\text{тр}};$$

$$m_{\text{шН}} = m_{\text{шН}}^\beta \beta + m_{\text{шН}}^{\delta_H} \delta_H + m_{\text{шН}}^{\delta_{\text{тр}}} \delta_{\text{тр}};$$

- усилия на педалях и штурвале при отклонении рулей

$$P_H = -\frac{d\delta_H}{dx_H} M_{\text{шН}}, [\text{Н}]$$

$$P_\alpha = -\frac{d\delta_\alpha}{dz_\alpha} M_{\text{шЭ}}, [\text{Н}];$$

- коэффициенты передаточного отношения (передаточные числа) от элеронов к штурвалу и от РН к педалям

$$K_{\text{шЭ}} = \frac{d\delta_\alpha}{dz_\alpha}; \quad K_{\text{шН}} = \frac{d\delta_H}{dx_H}.$$

РЕШИТЕ ЗАДАЧИ

1) Определить балансировочные отклонения рулей δ_H и δ_α , необходимые для прямолинейного установившегося полета самолета с углом скольжения $\beta=3^\circ$. Даны производные от аэродинамических коэффициентов $m_x^\beta = -0,0003$ 1/град, $m_x^{\delta_H} = -0,000075$ 1/град, $m_x^{\delta_\alpha} = -0,00045$ 1/град, $m_y^\beta = -0,0025$ 1/град, $m_y^{\delta_H} = -0,00045$ 1/град.

2) Самолет массой 50000кг, с площадью крыла 140 м² совершает установившийся прямолинейный полет с креном $\gamma=5^\circ$ и скольжением $\beta=6,5^\circ$ на индикаторной скорости 315 км/ч и высоте 8300 м. Определить коэффициент $c_z^\beta = \frac{\partial c_z}{\partial \beta}$

и угол отклонения РН для обеспечения боковой балансировки, если $m_y^\beta =$

0,0025 1/град, $m_y^{\delta_H} = -0,0018$ 1/град, $c_z^{\delta_H} = -0,00361$ /град.

3) Самолет совершает прямолинейный установившийся полет. Определить, достаточен ли диапазон отклонения элеронов для поперечной балансировки при отказе одного из двигателей и при нейтральном положении РН, если предель-

ное отклонение элеронов составляет 15° . Известно: $m_{yр} = 0,00525$, $m_x^\beta = -0,0004$ 1/град, $m_x^{\delta_\alpha} = -0,00093$ 1/град, $m_y^\beta = -0,0045$ 1/град.

4) Самолет совершает предпосадочное планирование на скорости 400 км/ч с правым боковым ветром 10 м/с, причем продольная ось ЛА направлена по оси ВПП, а снос устраняется скольжением на правое полукрыло. Определить балансирующие отклонения рулей и угол крена, если удельная нагрузка на крыло составляет 300 кг/м^2 и известны следующие аэродинамические характеристики: $m_x^\beta = -0,0008$ 1/град, $m_x^{\delta_H} = -0,000095$ 1/град, $m_x^{\delta_\alpha} = -0,0035$ 1/град, $m_y^\beta = -0,004$ 1/град, $c_z^\beta = -0,013$ 1/град, $c_z^{\delta_H} = -0,0018$ 1/град.

5) Определить допустимый боковой ветер, при котором еще возможна посадка самолета с прямолинейным выдерживанием, если предельные отклонения рулей составляют $\delta_{H \max} = \pm 25^\circ$, $\delta_{\alpha \max} = \pm 22^\circ$. Посадочная скорость составляет 280 км/ч. Запас отклонения рулей принят равным 20%. Аэродинамические характеристики: $m_x^\beta = -0,0008$ 1/град, $m_x^{\delta_H} = -0,000095$ 1/град, $m_x^{\delta_\alpha} = -0,00135$ 1/град, $m_y^\beta = -0,004$ 1/град, $m_y^{\delta_H} = -0,0015$ 1/град.

6) При отказе одного из двигателей в ГП на высоте 11 км и при числе $M=1,4$ возник момент $M_{yр} = 5000 \text{ кГм}$. Какое усилие необходимо приложить к штурвалу P_α , чтобы без гидроусилителей уравновесить момент крена при нейтральном положении РН и триммера элеронов ($\delta_H = 0$, $\delta_{\text{тр } \alpha} = 0$), если передаточное число от элеронов к штурвалу равно $\frac{d\delta_\alpha}{dx_\alpha} = 1,2$ 1/м, масса самолета 12 т, площадь крыла 30 м^2 , размах крыла 10 м, площадь элеронов $2,5 \text{ м}^2$, хорда элеронов 0,5 м. Аэродинамические характеристики: $m_x^\beta = -0,0004$ 1/град, $m_x^{\delta_\alpha} = -0,00093$ 1/град, $m_y^\beta = -0,0045$ 1/град, $m_{\text{ш}}^{\delta_\alpha} = -0,023$ 1/град, $m_{\text{ш}}^\beta = -0,001$ 1/град.

Вопросы для самопроверки

1. Что такое боковое равновесие ЛА?
2. Что такое боковая балансировка ЛА?
3. Что такое боковая управляемость ЛА?
4. Каковы причины возникновения боковой силы ЛА?
5. Чем отличается коэффициент боковой силы от самой боковой силы?
6. Что такое балансирующее отклонение РН и элеронов
7. Что такое моментные диаграммы рыскания и крена ЛА?
8. Что такое балансирующие диаграммы органов бокового управления?
9. Что такое шарнирный момент элеронов и РН?
10. Что такое коэффициент шарнирного момента элеронов и РН?
11. Что такое балансирующая диаграмма усилий на органах бокового управления?
12. Как определить усилия на рычагах управления от элеронов и РН?

13. Что такое коэффициент передаточного отношения от элеронов к штурвалу и от РН к педалям?

14. Каковы основные характеристики боковой статической управляемости?

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 утвержде-

ние: 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 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:

$$V_i = V \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}}, \quad (1)$$

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 $V_{пр.мин.доп}$ 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 $V_{пр.мах.доп}$ на 1-м работающем двигателе;

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

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

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?

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 $0,5 \cdot (V_{\text{пр.мин.доп}} + V_{\text{пр.макс.доп}})$) 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 $V_{пр}$?
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 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?

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 време-

ни, 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 $a = V_{\text{пр.мин.доп}}$ и с максимальной допустимой $b = V_{\text{пр.мах.доп}}$ приборными скоростями. Затем найти значения критериев при наборе высоты со скоростями, определяемыми серединой отрезка $\frac{a+b}{2}$ допустимых скоростей и скоростью на $\delta = 15$ км/ч больше:

$$\frac{a+b}{2} + 15 \text{ км/ч} \text{ (или меньше по выбору).}$$

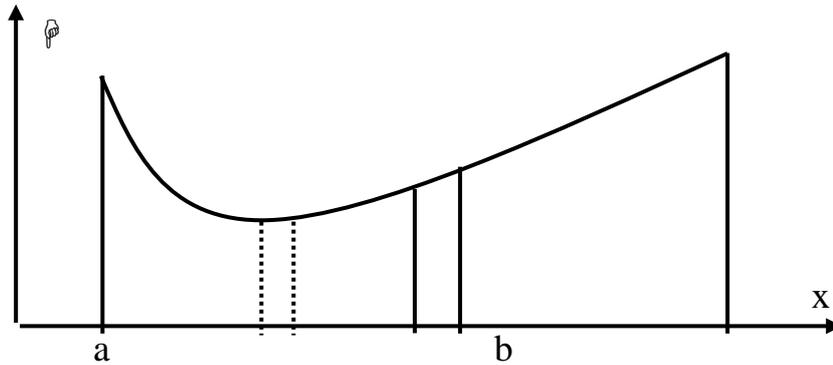


Рис. 3. Метод деления отрезка пополам

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 $V_{\text{пр.н.в.}} = 0,5 \cdot (V_{\text{пр.мин.доп}} + V_{\text{пр.мах.доп}}) + 15$ 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 $\varphi = t$ 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: $V_{\text{пр.мин.доп}}$, $V_{\text{пр.мах.доп}}$ 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).

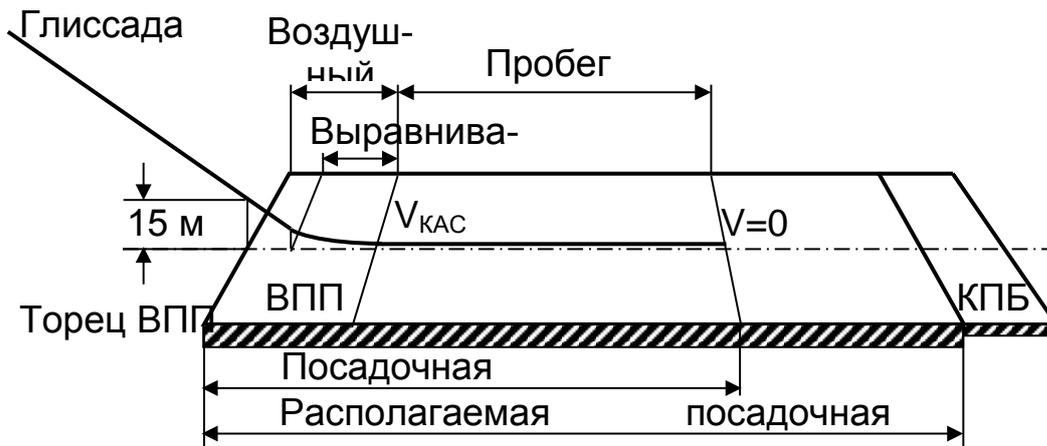


Рис. 4. Схема посадки самолета

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° 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_3 и предкрылков $\delta_{ПР}$) 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 слу-

чае 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 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 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 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 требуемую посадочную дистанцию исправного самолета без применения реверса тяги.
7. Что следует делать экипажу перед полетом, если располагаемая посадочная дистанция аэродрома назначения немного меньше требуемой?
8. Что следует делать экипажу перед аварийной посадкой, если располагаемая посадочная дистанция аэродрома немного меньше требуемой?
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 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).

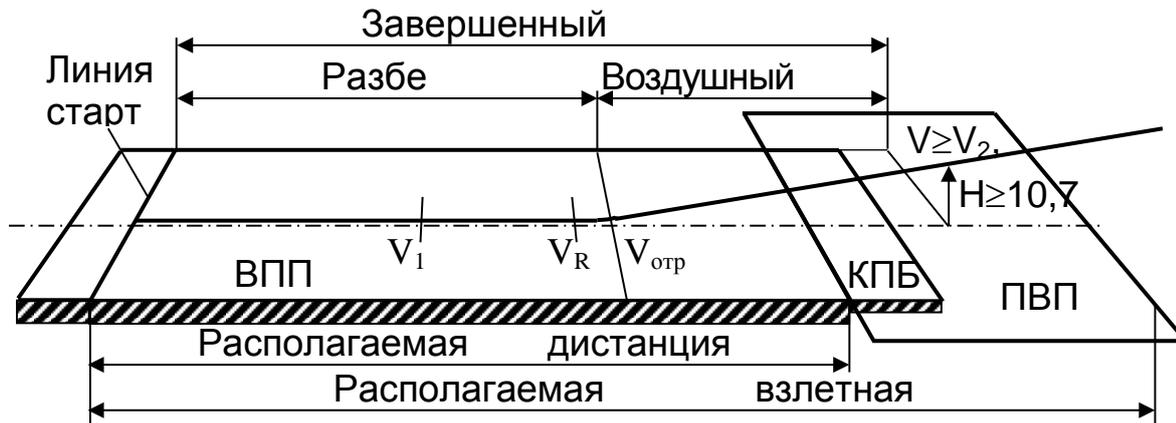


Рис. 5. Схема нормального взлета самолета

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.

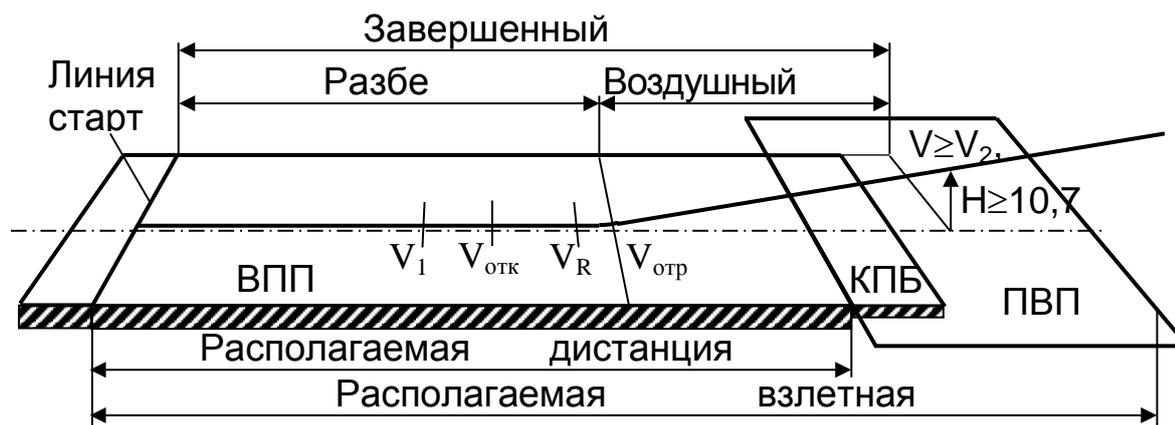


Рис. 6. Схема продолженного взлета самолета

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 метеословий.

Если окажется, что потребная взлетная дистанция нормального ИЛИ продолженного взлета превышает располагаемую, то в таких условиях взлетать нельзя. Следует или дождаться улучшения метеословий, 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 полосу безопасности (КРБ). Если это условие не выполняется, то экипаж принимает решение аналогично случаю расчета нормального или продолженного взлета.

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.

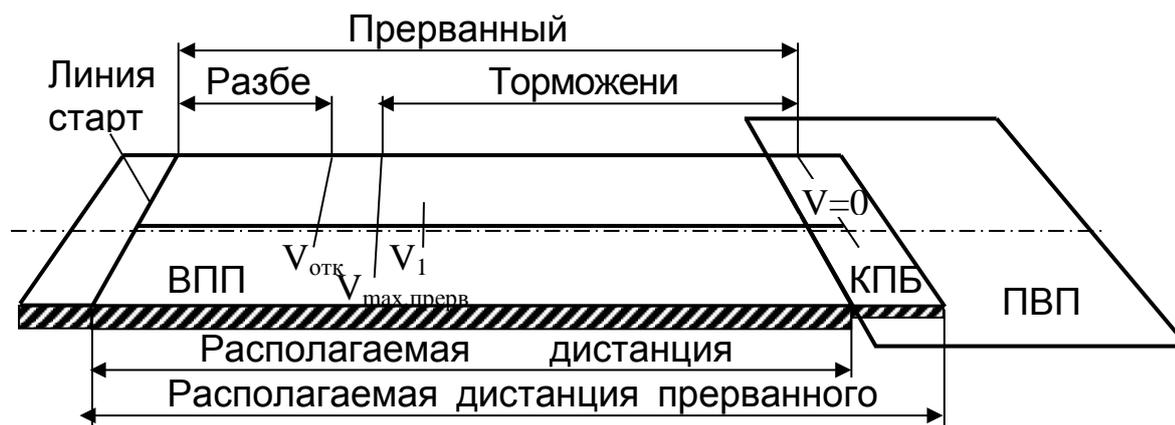


Рис. 7. Схема прерванного взлета самолета

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 большой 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 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.

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 $V_{макс. прерв} > V_{отк}$ 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 $L_{сб.взл}$, 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 $V_{отк} < V_1$, то потребная дистанция прерванного взлета меньше, а продолженного – больше, чем сбалансированная взлетная дистанция $L_{сб.взл}$. Т.е. в этом случае безопаснее прервать взлет. В случае $V_{отк} > V_1$ более безопасным оказывается продолжение взлета.

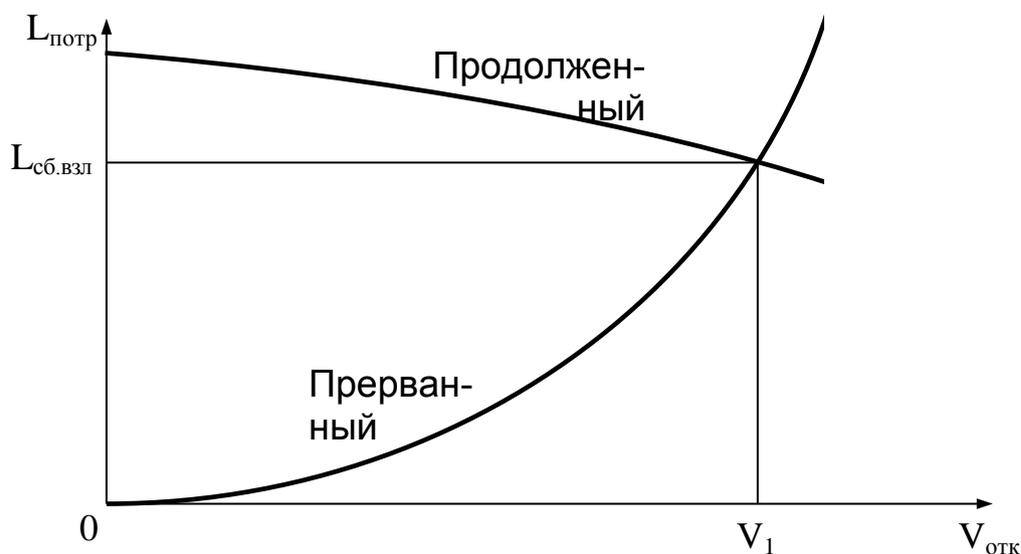


Рис. 8. Скорость принятия решения и сбалансированная взлетная дистанция

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 $L_{сб.взл}$. 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 $V_{отк}$, 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 δ_3 .

3) Повторить работу по 1 и 2 пунктам для прерванного взлета при тех же значениях скорости отказа двигателя $V_{отк}$ и положения закрылков δ_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 зависимости дистанций прерванного и продолженного взлета от скорости отказа двигателя $V_{отк}$. По этим графикам следует отыскать сбалансированную взлетную дистанцию $L_{сб.взл}$ 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 $\delta_{3,опт}$ 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 завершенным?

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*.

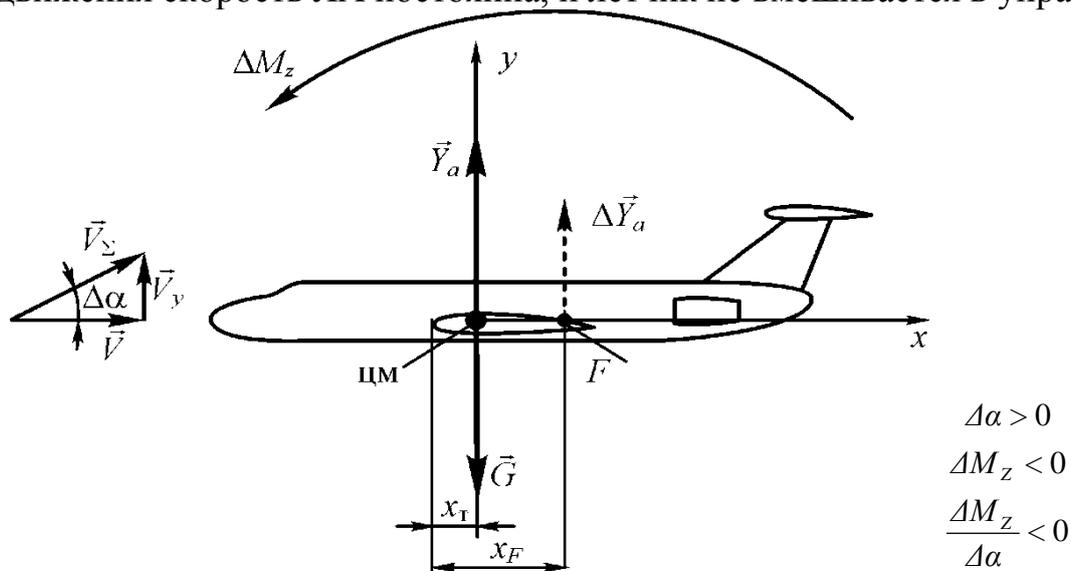
Способность ЛА самостоятельно, без вмешательства летчика, восстанавливать состояние равновесия после прекращения действия возмущающего фактора, называется *устойчивостью*.

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

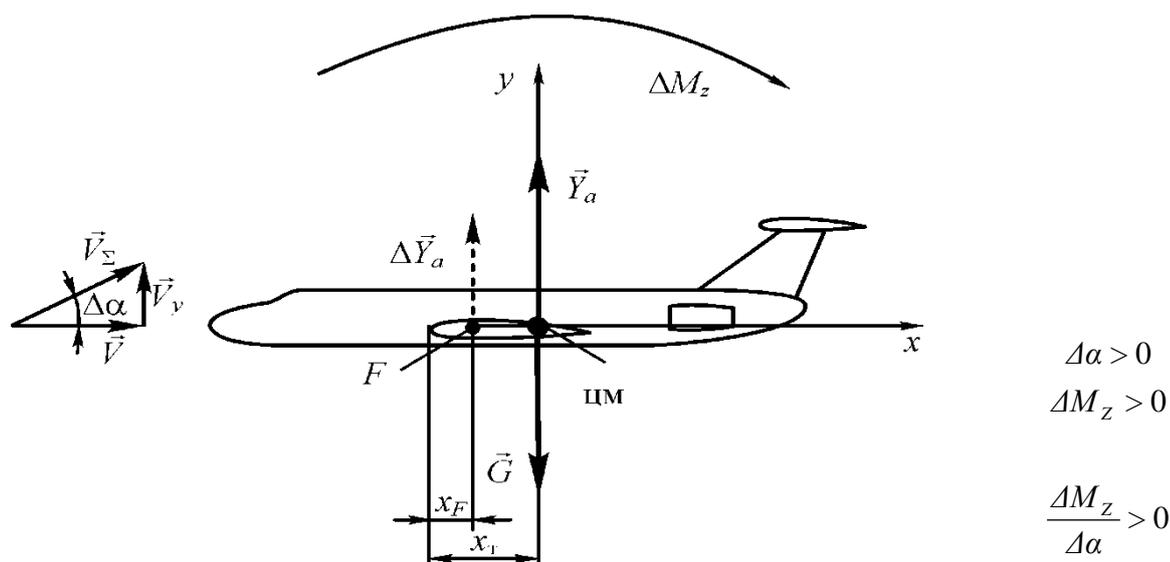
Устойчивость может быть статической и динамической. *Статическая устойчивость* – это свойство стремления ЛА вернуться в положение равновесия без вмешательства летчика после окончания действия возмущающего фактора. Свойство *динамической устойчивости* характеризуется процессом возвращения ЛА в положение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



\bar{b} – статически неустойчивый в продольном отношении ЛА

Рис. 1.

Рассмотрим более подробно рис. 1а. 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 ΔM_z , возвращающий ЛА в положение равновесия.

В случае, когда фокус ЛА находится впереди его центра масс, очевидно, что возникающий в этом случае момент ΔM_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 $m_z = m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F)C_y + m_z^\delta \delta_p$. 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. 2 представлена схема статически устойчивого в путевом отношении ЛА, в этом случае при изменении угла скольжения β будет создаваться заворачивающий момент обратного знака по сравнению с β . 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.

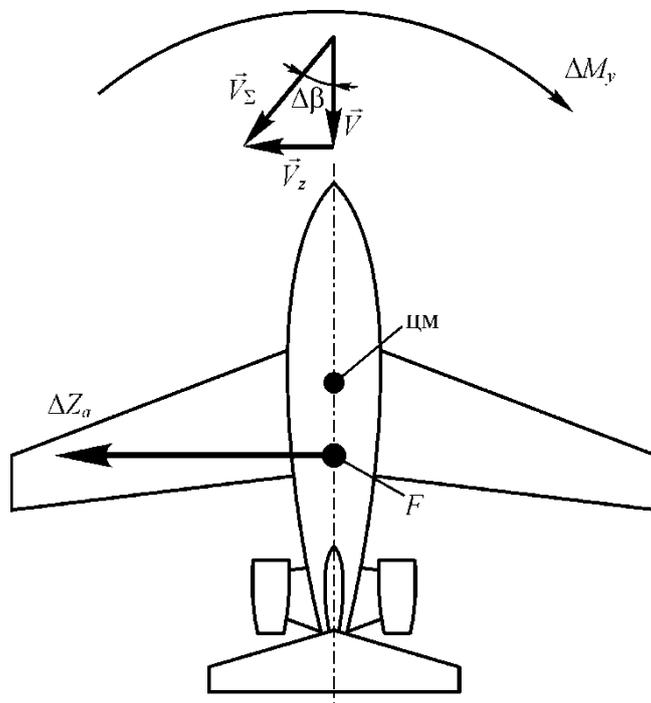


Рис. 2. Путевая статическая устойчивость.

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 XY . Поперечное равновесие восстанавливается элеронами.

Поперечная устойчивость - это способность ЛА самостоятельно устранять возникший по какой-либо причине крен. На рис. 3 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. 3), 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 $V_{бок}$. Если самолет имеет положительное поперечное «V» крыла как на рис. 3, то эта скорость будет раскладываться на две составляющие: параллельную линии четвертой хорд полукрыла ΔV_z и перпендикулярную ей ΔV_y . Приращение скорости ΔV_z никак не влияет на подъемную силу, а приращение ΔV_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 ΔM_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.

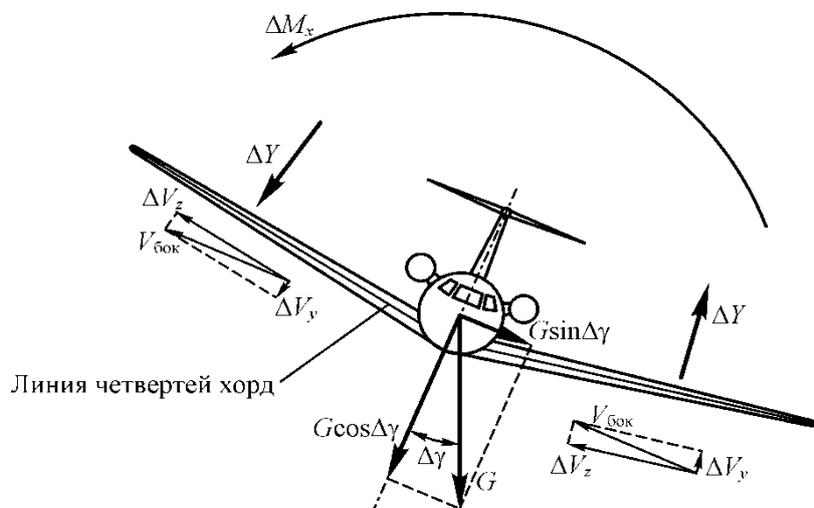


Рис. 3. Поперечная статическая устойчивость.

3. Описание лабораторной установки.

Модель самолета 1 (рис. 4) 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 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 балансировочному 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 Oy. Грузиком создают переднее расположение центра масс (центр масс впереди бокового фокуса) и последовательно проводят те же исследования, что и в первой части работы.

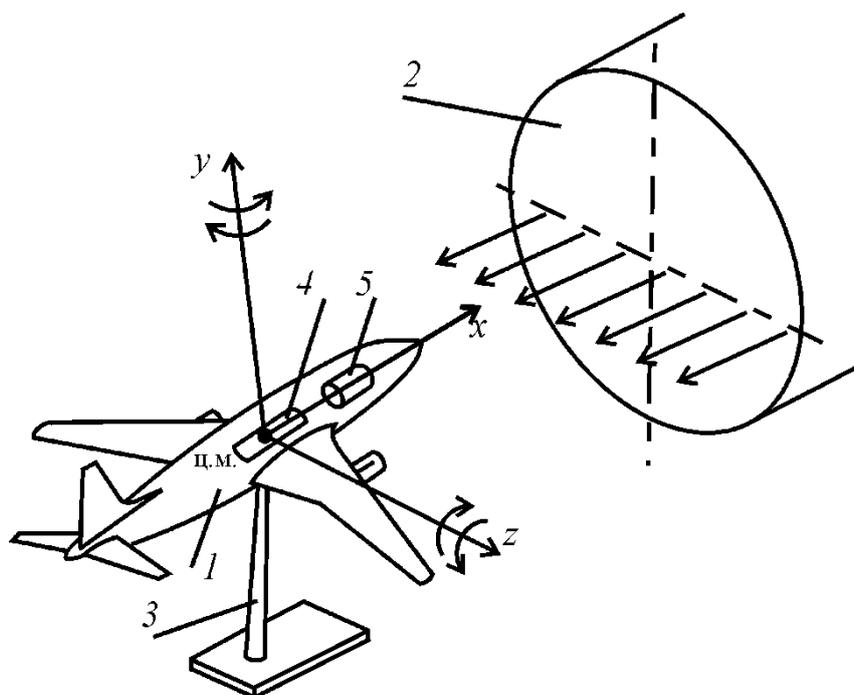


Рис. 4. Схема лабораторной установки.

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?
9. Что такое центровка самолета?
10. Какие конструктивные факторы влияют на продольную статическую устойчивость ЛА?
11. Какие конструктивные факторы влияют на путевую статическую устойчивость ЛА?
12. Какие конструктивные факторы влияют на поперечную статическую устойчивость ЛА?
13. Какой угол атаки называется балансировочным?
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 δ_p , запаса центровки и может быть определен по формулам:

- для самолета, имеющего управляемый стабилизатор

$$m_z = m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F) c_y + m_{z_{ст}} \quad (2),$$

- для самолета, имеющего руль высоты

$$m_z = m_{z0} + (\bar{x}_T - \bar{x}_F) c_y + m_z^\delta \delta_e \quad (3),$$

где m_{z0} – 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;

Отсчет координат центра масс и фокуса ведется от носка САХ (рис. 1):

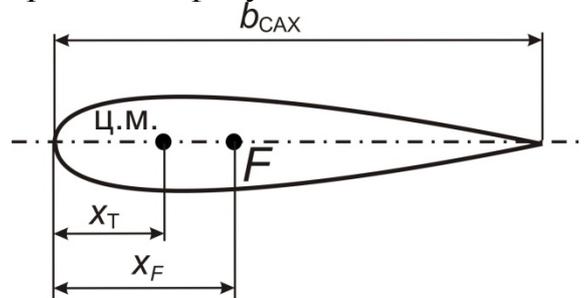


Рис. 1.

m_z , m_z^δ – 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° или 1 радиан, размерность 1/град или 1/рад;

$\varphi_{ст}$, δ_B – 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. 2).

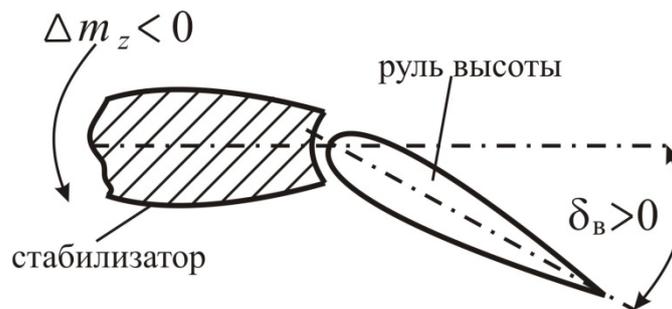


Рис. 2

Величина коэффициента эффективности руля высоты (стабилизатора) на рис. 2 по знаку отрицательна, так как при положительном приращении отклонения руля высоты ($\Delta\delta_B > 0$) возникает отрицательное приращение продольного момента ($\Delta m_z < 0$).

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

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

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

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

На рис. 3 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.

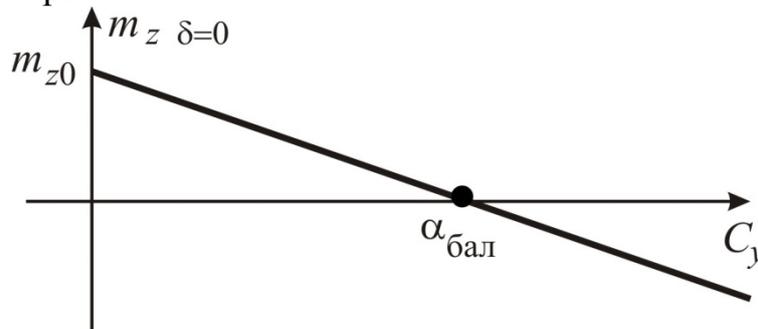


Рис. 3.

а) Влияние центровки самолета (рис. 4). 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 α). 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 ($c_y = 0$).

Контрольные вопросы

1. Что такое продольный момент ЛА? Какое еще название он имеет?
2. Чем определяется продольный момент самолета?
3. Какие факторы влияют на продольный момент самолета?
4. Что понимается под коэффициентом продольного момента?
5. Какие факторы влияют на коэффициент продольного момента?
6. Влияет ли компоновка ЛА на коэффициент продольного момента? Почему?

7. Влияет ли запас центровки на коэффициент продольного момента? Если да, то как?
8. Влияют ли режимные параметры полета на коэффициент продольного момента? Если да, то какие? Как?
9. Влияет ли угол отклонения руля высоты (стабилизатора) на коэффициент продольного момента? Если да, то как?
10. Что такое фокус ЛА, центровка ЛА, запас центровки ЛА?
11. Что понимается под коэффициентами эффективности руля высоты и стабилизатора? Их физический смысл?
12. Какой угол отклонения руля высоты (стабилизатора) считается положительным?
13. Что такое моментная диаграмма ЛА?
14. Каков физический смысл моментной диаграммы? Какой вид она имеет?
15. Какие факторы влияют на вид моментной диаграммы?
16. Как влияет запас центровки на вид моментной диаграммы?
17. Как влияет отклонение руля высоты (стабилизатора) на вид моментной диаграммы?
18. Как влияет сжимаемость воздуха на вид моментной диаграммы?
19. Можно ли по виду моментной диаграммы судить об устойчивости ЛА? Если да, то как? Почему?
20. Можно ли отклоняя руль высоты (стабилизатор) сделать самолет более устойчивым?
21. Как по моментной диаграмме определить степень устойчивости ЛА?
22. Каков критерий продольной статической устойчивости ЛА по перегрузке?
23. При каком условии ЛА статически устойчив по перегрузке? Неустойчив? Нейтрален?

Литература

1. Динамика полета транспортных летательных аппаратов: учебник/ А.Я. Жуков, А.Л. Ермаков, В.Г. Ципенко и др. - М.: Транспорт, 1996. - 322 с.

Подписано в печать 18.05.2015 г.

Печать офсетная
2,56 усл.печ.л.

Формат 60x84/16
Заказ № 2019/

2,30 уч.-изд. л.
Тираж 100 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д.20
Редакционно-издательский отдел
125493 Москва, ул. Пулковская, д.6а