Задача 1. Расчет времени снижения самолета

Снижение самолета - практически прямолинейный полет с потерей высоты при постоянной или малоизменяющейся скорости и работающем двигателе. Снижение самолета может быть установившимся, если движущая сила равна лобовому сопротивлению самолета, и неустановившимся - если первая больше второго. Последний случай называется разгоном самолета со снижением. Снижение с углами атаки превышающими 30°, называется пикированием. Для того чтобы движение самолета было прямолинейным, необходимо равновесие сил, действующих перпендикулярно траектории движения.

Подъемная сила при снижение меньше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки.

Уравнение движения центра масс в проекции на траекторную ось X_K без учета угла скольжения имеет вид:

$$\frac{mdV_к}{dt} = Pcos\alpha - X_a - mgsin\theta$$

Если воспользоваться понятием перегрузки, это же уравнение принимает вид:

$$\frac{dV_к}{dt} = g(n_x - sin\theta)\text{ , где } n_x = \frac{Pcos\alpha - X_\alpha}{mg}$$

Нормы летной годности предписывают при экстренном снижении выдерживать приборную скорость постоянной. Истинная скорость V_K отличается от приборной на величину, учитывающую изменение плотности воздуха с высотой. Если пренебречь этим обстоятельством и учитывать рекомендации по выдерживании скорости постоянной, то левая часть уравнения, содержащая производную скорости, будет равна нулю, а продольная перегрузка (n_x) определяется только углом наклона траектории:

$$n_x = \sin\theta.$$

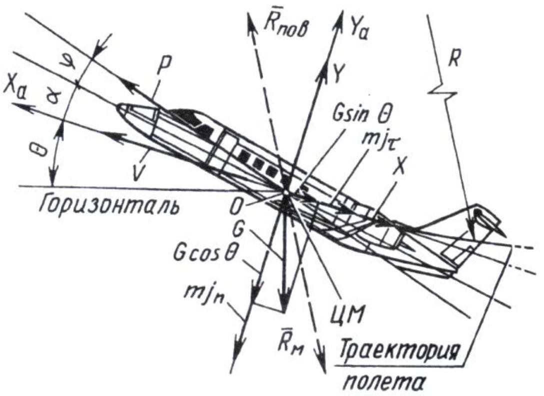

Рис.1.1. Силы, действующие на самолете в криволинейном полете в вертикальной плоскости

Таким образом, выбор угла наклона траектории при снижении самолета ограничивается величиной продольной перегрузки. С другой стороны, от величины угла наклона траектории зависит время снижения до высоты, где можно дышать относительно свободно. Величина продольной перегрузки и время снижения ограничены нормами летной годности.

Поскольку угол наклона траектории отрицательный, а sin - функция нечетная, перегрузка тоже будет отрицательная. Отрицательные перегрузки очень опасны для организма человека и ограничены значением -0.5÷-1.0. Рекомендуемый нормами летной годности диапазон отрицательных перегрузок для пассажирских самолетов находится в пределах -0,2÷-0,3.

Выбрав перегрузку в экстренном снижении, можно найти время снижения с заданной высоты. Для этого используется кинематическое уравнение поступательного движения центра масс самолета в проекции на вертикальную ось:

$$\frac{dy}{dt} = V_{к} sin\theta,$$

В конечных разностях это уравнение можно представить в виде:

$$\frac{\Delta y}{\Delta t} = V_{к} sin\theta, \text{ где } \Delta\ y = H_1 - H_2.$$

Отсюда время снижения находится из соотношения:

$$\Delta\ t = \frac{(H_1 - H_2)}{V_K \sin\theta}$$

Числитель и знаменатель в последнем равенстве отрицательные; числитель за счёт порядка в пределах интегрирования, знаменатель за счёт отрицательного угла наклона траектории.

Таким образом, существуют два ограничения при экстренном снижении: 1 – уровень отрицательной перегрузки; 2 – время снижения.

На пример, находясь на заданной высоте полета H_1=7000м, следует осуществить экстренное снижение до высоты H_2=4500м (рис.1.2).

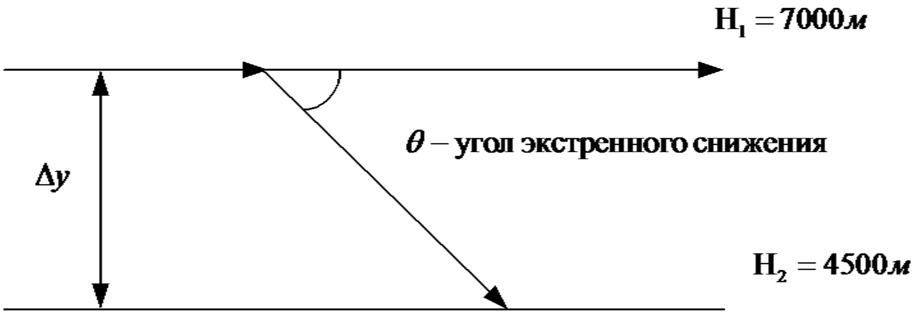

Рис. 1.2. Схема снижения.

Рассматривая уравнение продольного движения при этом условии, получим, что продольная перегрузка $n_X = \sin\theta$. Рекомендованный постоянный угол снижения соответствует продольной перегрузке, равной (- 0.23).
Время снижения. Воспользуемся одним из кинематических уравнений поступательного движения центра масс:

$$\frac{\mathrm{dy}}{\mathrm{dt}} = V_{к}\sin\theta$$

$\mathrm{dt} = \frac{\mathrm{dy}}{V_K \sin\theta} \approx \frac{\Delta Y}{V_K \sin\theta} = \frac{H_2 - H_1}{V_{к}\sin\theta} = \Delta t.$ При этом время снижения не должно быть больше трех минут: Δt<3 мин.

Задание

Определить время t_c и перегрузку n_c снижающегося самолета с заданной высоты полета H_1 до высоты H_2. Оценить возможность снижения с заданными характеристиками и ограничениями по перегрузки n_{max} и времени t_{max} . При не соответствие полученного результата t_c ограничению t_{max} – получить значения максимально близкое заданному ограничению. Прочерк означает отсутствие ограничения. Знак вопроса - значение, которое нужно определить.

Данные

Вариант №	1	2	3	4	5	6	7	8	9
H_1, м	8 550	23 000	12 500	15 000	9 900	10 100	11 000	10 700	11 900
H_2, м	4 000	8 500	4 500	1 500	4 200	3 500	4 500	2 500	4 500
$V_к$, км/ч	600	600	950	750	950	900	870	825	920
θ°	?	?	30	?	?	30	?	30	?
t_{max}, с	180	-	-	-	180	180	180	-	200
n_{max}	0.5	0.25	0.5	0.5	0.5	0.45	0.55	0.5	0.5
Вариант №	10	11	12	13	14	15	16	17	18
H_1, м	9 200	10 400	11 300	9 500	30 000	11 000	19 000	22 000	23 000
H_2, м	4 000	4 500	5 000	3 500	5 000	4 500	7 000	4 500	7 000
$V_к$, км/ч	900	850	750	770	650	850	750	725	610
θ°	?	?	?	?	?	?	?	?	?
t_{max}, с	180	180	180	180	-	180	-	-	-
n_{max}	0.5	0.5	0.5	0.45	0.15	0.5	0.20	0.18	0.25
Вариант №	19	20	21	22	23	24	25	26	27
H_1, м	15 000	10 400	15 000	9 900	30 000	11 000	23 000	10 400	12 500
H_2, м	4 500	1 500	5 000	1 500	1 500	8 550	2 000	2 500	8 550
$V_к$, км/ч	700	910	820	900	500	900	720	825	720
θ°	?	?	?	?	?	?	30	23	?
t_{max}, с	180	-	30	250	?	30	-	-	-
n_{max}	0.45	0.45	0.40	0.45	0.25	0.45	0.35	0.5	0.5

Задача 2. Расчет виража самолета

Виражом - движение самолета по криволинейной траектории, при котором направление скорости образует небольшой угол с горизонтом. Если скорость, высота полета и угол крена самолета при вираже не меняются по величине и отсутствует скольжение, то вираж называется «правильным» или «координированным». Для того, чтобы центр тяжести при правильном вираже двигался в горизонтальной плоскости, необходимо, чтобы проекция сил на вертикаль была равна нулю. При таком движении будем считать, что сила тяги лежит в горизонтальной плоскости. Тогда можно рассматривать только две силы: полную аэродинамическую силу и силу тяжести.

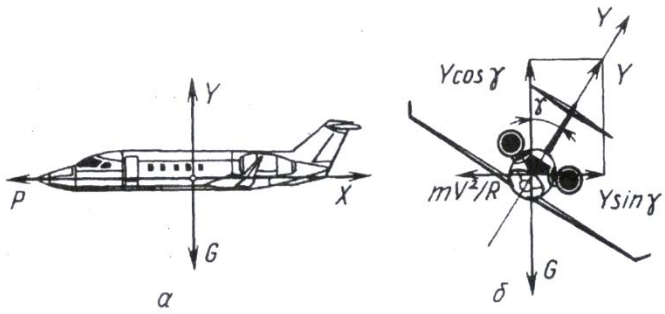

Рис.2.1. Силы, действующие на самолет: а - горизонтальном установившемся полете; б - на

$$Y_a cos\gamma = G,$$

где γ угол крена.

Радиус кривизны траектории движения центра масс определяется из равенства центробежной силы $F = Y_a \sin\gamma$ её же значению, которое определяется выражением:

$$F = \frac{mV_{вир}^2}{R}$$

Тогда, сравнивая эти выражения, получим:

$$Y_a \sin\gamma = \frac{mV_{вир}^2}{R}$$

а с учетом радиус кривизны получим в виде:

$$R = \frac{V_{вир}^2}{gtg\gamma}$$

Введем понятие перегрузки:

$$n = \frac{(P + R_a)}{G}$$

Перегрузка – это вектор, равный отношению всех сил, действующих на рассматриваемую систему (кроме силы веса), к весу. Для вертикальной составляющей перегрузки, учитывая, получим:

$$\frac{Y_a}{G} = n = \frac{1}{cos\gamma}$$

Принимая во внимание основное тригонометрическое тождество и выражение для перегрузки, можно найти, что $tg\gamma = \sqrt{n^2 - 1}$.Тогда радиус кривизны траектории можно вычислить по формуле:

$$R = \frac{V_{вир}^2}{g\sqrt{n^2 - 1}}$$

Найдем соотношение между скоростью при вираже $V_{вир}$ и скоростью горизонтального полета $V_г$,если значения $C_{y\alpha}$ одинаковы. Рассмотрим равенство:

$$G = Y_\alpha cos\gamma = C_{y\alpha} \frac{\rho V_{\text{вир}}^2}{2} Scos\gamma$$

Отсюда с учетом можно найти:

$$V_{\text{вир}} = V_г\sqrt{n}$$

Из этого выражения следует, что чем больше перегрузка, тем больше скорость при вираже. Другими словами, скорость при вираже пропорциональна корню квадратному из перегрузки.

Тяга, потребная для преодоления лобового сопротивления при горизонтальном полете $P_п$, равна:

$$P_п = C_x \frac{\rho V_{\text{вир}}^2}{2} S$$

С учетом потребная тяга при вираже вырастет пропорционально перегрузке:

$$P_{\text{п.вир.}} = n \cdot P_{\text{п.}},$$

поэтому следует выполнить проверку на запас тяги: $P_{\text{п.вир.}} < P_{\text{расп..}}$ – неравенство должно быть выполнено.

Тяга, обеспечиваемая двигателем на заданной высоте $P_{\text{расп.}}$ равна произведению статической тяги у земли P_0 на коэффициент тяги двигателя на заданной высоте f_h:

$$P_{\text{расп.}} = P_0 \cdot f_h$$

Зная радиус виража, можно определить время виража:

$$t_{\text{в}} = \frac{2\pi R}{V_{\text{вир}}}$$

Числитель в выражении равен длине окружности и, следовательно, характеризует угол, на который развернулся самолёт. В данном случае разворот выполняется на 360°.

Задание

Определить время $t_в$ и радиус виража R самолета на заданной высоте полета Н. Рассчитать располагаемую $P_{\text{расп}}$ и потребную тягу для выполнения виража $P_{\text{п.вир}}$. Оценить возможность виража ($P_{\text{расп}} > P_{\text{п.вир}}$) с заданными условиями.

Данные

Вариант №	1	2	3	4	5	6	7	8	9
S, м^2	18.2	38.06	290.1	37.16	18.2	22.95	18.02	38.06	50.12
C_x	0.025	0.024	0.036	0.023	0.027	0.024	0.023	0.024	0.027
H, м	2 000	5 000	9 000	3 000	6 000	6 000	3 000	10 000	4 000
f_h	0.85	0.80	0.67	0.87	0.72	0.75	0.91	0.75	0.85
$V_{\text{г}}$, км/ч	600	850	800	750	550	900	900	900	650
P_0, Н	16 800	100 000	360 000	96 000	16 800	39 000	50 000	100 000	55 000
γ, °	20	60	25	45	30	50	35	25	30
Вариант №	10	11	12	13	14	15	16	17	18
S, м^2	37.16	15.4	55.12	38.06	15.79	15.4	37.16	141.1	22.95
C_x	0.023	0.022	0.027	0.025	0.021	0.023	0.023	0.031	0.024
H, м	9 000	1 000	11 000	2 000	2 000	5 000	8 000	8 000	9 000
f_h	0.63	0.98	0.52	0.95	0.95	0.80	0.70	0.79	0.62
$V_{\text{г}}$, км/ч	700	800	850	550	700	750	750	950	650
P_0, Н	96 000	15 000	55 000	100 000	44 600	15 000	96 000	340 000	39 000
γ, °	18	35	40	28	35	50	25	25	40
Вариант №	19	20	21	22	23	24	25	26	27
S, м^2	18.02	141.1	290.1	141.1	18.2	15.79	15.4	22.95	55.12
C_x	0.024	0.031	0.038	0.031	0.024	0.021	0.023	0.024	0.027
H, м	9 000	200	5 000	14 000	1 000	9 000	9 000	12 000	9 000
f_h	0.75	0.99	0.78	0.70	0.98	0.75	0.71	0.51	0.67
$V_{\text{г}}$, км/ч	750	700	700	800	880	850	600	850	700
P_0, Н	50 000	340 000	360 000	340 000	16 800	44 600	15 000	39 000	55 000
γ, °	60	20	15	30	45	55	62	25	40