

Резников Владимир Захарович

преподаватель специальных дисциплин

Государственное бюджетное образовательное учреждение среднего профессионального образования города Москвы «Московский авиационный техникум имени Н.Н. Годовикова»

г. Москва

**МЕТОДИЧЕСКАЯ РАЗРАБОТКА
«НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КОРПУС
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА»**

Данная методическая разработка является рекомендацией по проведению практической работы по теме: «Нагрузки, действующие на корпус летательного аппарата».

Цель урока:

Обучающая – совершенствование у студентов умений и навыков выполнения расчётов по определению нагрузок, действующих на корпус летательного аппарата, построение эпюр нагрузок, использование полученных знаний на практике при разработке конструкторской документации при проектировании агрегатов корпуса летательного аппарата.

Развивающая – закрепление и расширение теоретических знаний у студентов в области конструкции летательных аппаратов.

Воспитательная – умение работать индивидуально и в группе.

Данная разработка состоит из теоретического раздела, раздела расчётного определения действующих на корпус летательного аппарата нагрузок и задания на проведение расчётов для самостоятельной работы студентов. Предлагаемый набор заданий позволит студентам повторить теоретический

материал, понять физику восприятия нагрузок, действующих на корпус летательного аппарата.

Выполнение предложенных заданий позволит:

Преподавателю – проверить степень усвоения студентами темы: «Нагрузки, действующие на корпус летательного аппарата».

Студентам – использовать полученные навыки и знания в расчётах при выполнении курсового и дипломного проектов в техникуме и на предприятии.

Теоретический раздел

Нагрузки, действующие на корпус.

Назначение:

Корпус предназначен для создания аэродинамической подъёмной силы, для размещения в нём двигателя, целевого груза и оборудования. К корпусу крепятся консоли крыла.

На корпус Л. А. действуют следующие нагрузки:

- Аэродинамическая « $Y_{кор}$ »
- Нагрузка от присоединённых частей (крыла « $Y_{кр} - G_{кр} * n_y$ » и оперения « $Y_{оп} + G_{оп} * n_y$ »)
- Тяга «Р»
- Массовая нагрузка « q_m ».

1. **Аэродинамическая нагрузка.** Так как корпус Л.А. представляет собой симметричное тело вращения, то подъемная сила возникает при полете на углах атаки отличных от нуля. При полете на углах атаки до 10 градусов считаем, что подъемная сила создается носовой частью и приложенной на переднем срезе равновеликого цилиндра.

Равновеликий цилиндр – цилиндр, который имеет такой же объем и диаметр, как и корпус Л.А. $Y_{кор} = C_y^{\alpha} * \alpha \frac{\rho v^2}{2} * S_{кор}$

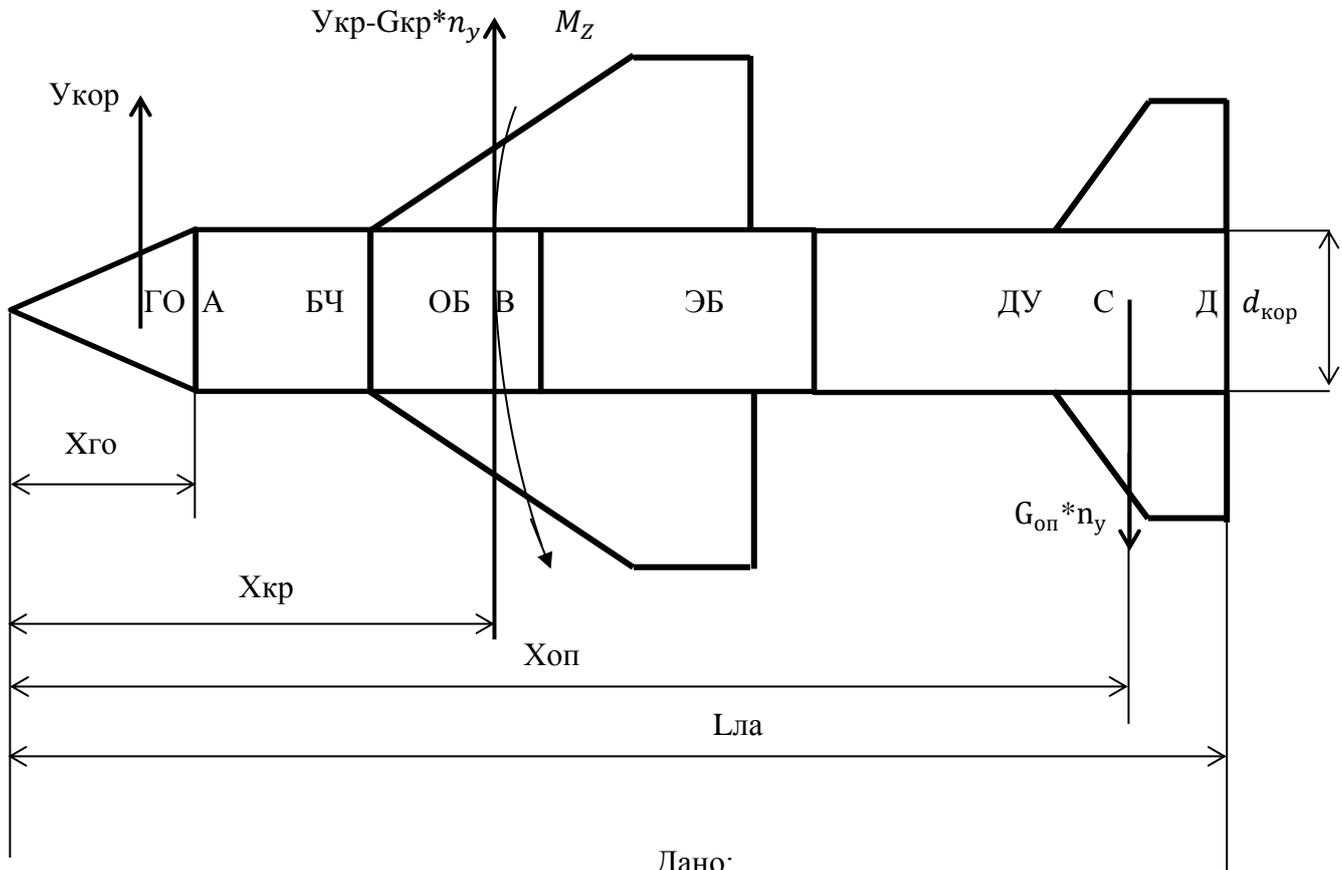
2. **Нагрузки от присоединённых частей.** С крыла на корпус переходит подъемная сила за вычетом массовой нагрузки « $Y_{кр} - G_{кр} * n_y$ », лобовое сопротивление с учетом массовой нагрузки « $X_{кр} + G_{кр} * n_x$ », изгибающий момент с правой и левой консоли взаимно уравниваются, крутящий момент крыла переходит на корпус в виде сосредоточенного изгибающего момента « Mz ». Эти нагрузки приложены к узлам крепления крыла к корпусу.

Аналогичные нагрузки переходят с оперения на корпус, но в виду их небольшой величины учитываем только подъемную силу с учетом массовой нагрузки « $Y_{оп} + G_{оп} * n_y$ ».

3. **Тяга.** Приложена к узлам крепления двигателя и направлена вдоль оси Л.А.
4. **Массовые нагрузки.** Корпус нагружается распределенной нагрузкой q_m складывающейся из двух слагаемых q_{m1} и q_{m2} . q_{m1} возникает в результате действия перегрузки n_y и пропорциональна ей. q_{m2} возникает при наличии углового ускорения.
Таким образом, расчетная схема корпуса - балка на опорах нагруженная: сосредоточенными силами, сосредоточенным изгибающим моментом Mz и распределённой нагрузкой q_{m1} .
После определения нагрузок на корпус строятся эпюры Q , M , N_x .

Практический раздел

Расчёт корпуса - схема «Нормальная»



Дано:

$m_0=105$ кг	$m_{эб}=0,08m_0$	$X_{кр}=410$ мм	$m_{го}=0,02m_0$	$\alpha=5^\circ$
$m_{оп}=0,01m_0$	$m_{ду}=0,33m_0$	$X_{оп}=1300$ мм	$V=280$ м/с	$n_x=15$
$m_{кр}=0,02m_0$	$\lambda_{н.ч.}=0,83$	$L_{ла}=1340$ мм	$m_{об}=0,02m_0$	
$m_{бч}=0,14m_0$	$h=12000$ м	$d_{кор}=155$ мм	$n_y=5$	

1) Определяем длину равновеликого цилиндра.

1.1 Определяем длину носовой части.

$l_{нч} = \lambda_{нч} * d_{кор} = 0,83 * 0,155 = 0,12865$ м, где

$\lambda_{\text{нч}}$ – удлинение носовой части;

$d_{\text{кор}}$ – диаметр корпуса.

1.2 Определяем объём носовой части.

$$V_{\text{нч}} = \frac{1}{3} * \pi R^2 * \lambda_{\text{нч}} = \frac{1}{3} * 3,14 * (0,0775)^2 * 0,12865 = 0,000808 \text{ м}^3$$

1.3 Определяем объём цилиндрической части.

$$V_{\text{цч}} = \pi * R^2 * (\lambda_{\text{ла}} - \lambda_{\text{нч}}) = 3,14 * (0,0775)^2 * (1,34 - 0,12865) = 0,0228 \text{ м}^3$$

1.4 Определяем объём ЛА.

$$V_{\text{ла}} = V_{\text{цч}} + V_{\text{нч}} = 0,0228 + 0,000808 = 0,0236 \text{ м}^3$$

1.5 Определяем площадь поперечного сечения ЛА.

$$S_{\text{ла}} = \frac{\pi * d_{\text{кор}}^2}{4} = \frac{3,14 * (0,155)^2}{4} = 0,01886 \text{ м}^2$$

1.6 Определяем длину равновеликого цилиндра.

$$l_w = \frac{V_{\text{ла}}}{S_{\text{ла}}} = \frac{0,0236}{0,00471} = 1,25 \text{ м}$$

2) Определяем нагрузки, действующие на корпус.

2.1 Определяем подъёмную силу корпуса ЛА.

$$Y_{\text{кор}} = C_y^\alpha * \alpha * \frac{\rho v^2}{2} * S_{\text{кор}}, \text{ где}$$

C_y^α – производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки α ;

α – угол атаки (в радианах);

ρ – плотность воздуха на заданной высоте;

v – скорость полёта на заданной высоте;

$S_{кор}$ – площадь поперечного сечения корпуса.

$C_y^{\alpha}=0,05$; $\rho=3,1180$ (для $h=12000$) ; $\alpha=5^{\circ}=0,087$ рад.

$$Y_{кор} = 0,05 * 0,087 * \frac{3,1180 * 280^2}{2} * 0,01886 = 10 \text{ Н}$$

2.2 Определяем нагрузки от присоединённых частей.

а) Определяем вес ЛА.

$$G_0 = m_0 * g = 105 * 9,81 = 1030,05 \text{ Н}$$

б) Определяем вес крыла и подъёмную силу крыла.

$$G_{кр} = m_{кр} * m_0 * g = 0,02 * 105 * 9,81 = 20,6 \text{ Н}$$

$$Y_{кр} = G_0 * n_y = 1030,05 * 5 = 5150 \text{ Н}$$

в) Определяем нагрузки от оперенья.

Т.к. $Y_{оп}$ мало, то его не учитываем.

$$G_{оп} = m_{оп} * m_0 * g = 0,01 * 105 * 9,81 = 10,3 \text{ Н}$$

2.3 Определяем массовую нагрузку.

$$q_{m1} = \psi * \frac{G_0 * n_y}{l_w} = 0,97 * \frac{1030,05 * 5}{1,25} = 3996,59 \text{ Н/м}$$

$$\psi = 1 - \frac{G_{внеш.ог}}{G_0} = 1 - \frac{G_{кр} * G_{оп}}{G_0} = 1 - \frac{20,6 + 10,3}{1030,05} = 0,97$$

2.4 Проверяем условие равновесия.

$$\sum Y = 0$$

$$Y_{кор} + Y_{кр} - G_{кр} * n_y - G_{оп} * n_y - q_{m1} * l_w = 10 + 5150 - 20,6 * 5 - 10,3 * 5 - 3996,59 * 1,25 = 9,76$$

Проверяем процент ошибки.

$$\frac{9,76}{3996,59} * 100\% = 0,2\%$$

Ошибка менее 5% допустима в расчетах, и мы принимаем, что уравнение = 0

2.5 Определяем сосредоточенный изгибающий момент, для этого составляем уравнение моментов относительно точки (Д) $\sum M_D = 0$

$$Y_{\text{кор}} * l_w + M_z + (Y_{\text{кр}} - G_{\text{кр}} * n_y) * ВД - G_{\text{оп}} * n_y * СД - q_{m1} * l_w * \frac{l_w}{2}$$

$$M_z = -Y_{\text{кор}} * l_w - (Y_{\text{кр}} - G_{\text{кр}} * n_y) * ВД + G_{\text{оп}} * n_y * СД + q_{m1} * l_w * \frac{l_w}{2} = -10 * 1,25 - (5150 - 20,6 * 5)$$

$$* 0,93 + 10,3 * 5 * 0,04 + 3996,59 * 1,25 * \frac{1,25}{2} = -1587,8 \text{ Н*м}$$

3) Построение эпюры (Q)

$$1) Q_a = Y_{\text{кор}} = 10 \text{ Н}$$

$$2) Q_{B \text{ лев}} = Y_{\text{кор}} - q_{m1} * AB = 10 - 3996,59 * 0,32 = -1268,9 \text{ Н}$$

$$AB = x_{\text{кр}} - 0,09 = 0,41 - 0,09 = 0,32 \text{ м}$$

$$3) Q_{B \text{ прав}} = Q_{B \text{ лев}} + Y_{\text{кр}} - G_{\text{кр}} * n_y = -1268,9 + 5150 - 20,6 * 5 = 3778,1 \text{ Н}$$

$$4) Q_{C \text{ лев}} = Y_{\text{кор}} + Y_{\text{кр}} - G_{\text{кр}} * n_y - q_{m1} * AC = 10 + 5150 - 20,6 * 5 - 3996,59 * 1,21 = 221,126 \text{ Н}$$

$$AC = l_w - (l_{\text{ла}} - x_{\text{оп}}) = 1,25 - (1,34 - 1,3) = 1,21 \text{ м}$$

$$5) Q_{C \text{ прав}} = Q_{C \text{ лев}} - G_{\text{оп}} * n_y = 221,126 - 10,3 * 5 = 169,626 \text{ Н}$$

$$6) Q_D = Y_{\text{кор}} + Y_{\text{кр}} - G_{\text{кр}} * n_y - G_{\text{оп}} * n_y - q_{m1} * l_w = 10 + 5150 - 20,6 * 5 - 10,3 * 5 - 3996,59 * 1,25 \approx 0 \text{ Н}$$

$$7) Q_K = Y_{\text{кор}} = q_{m1} * AK = 0$$

$$AK = \frac{Y_{\text{кор}}}{q_{m1}} = \frac{10}{3996,59} = 0,0025 \text{ м}$$

4) Построение эпюры изгибающего момента (М)

1) $M_a = 0$

2) $M_K = Y_{кор} * AK - q_{ml} * \frac{AK^2}{2} = 10 * 0,0025 - 3996,59 * \frac{(0,0025)^2}{2} = 0,0125 \text{ Н*М}$

3) $M_{B \text{ лев}} = Y_{кор} * AB - q_{ml} * \frac{AB^2}{2} = 10 * 0,32 - 3996,59 * \frac{(0,32)^2}{2} = -201,42 \text{ Н*М}$

4) $M_{B \text{ прав}} = M_{B \text{ лев}} + M_z = -201,42 - 1587,8 = -1789,22 \text{ Н*М}$

5) $M_C = Y_{кор} * AC - q_{ml} * \frac{AC^2}{2} + (Y_{кр} - G_{кр} * n_y) * BC - M_z = 10 * 1,21 - 3996,59 * \frac{(1,21)^2}{2} + (5150 - 20,6 * 5) * 0,89 - 1587,8 = -9,57 \text{ Н*М}$

$BC = AC - AB = 1,21 - 0,32 = 0,89 \text{ м}$

6) $M_D = Y_{кор} * l_w + (Y_{кр} - G_{кр} * n_y) * BD - G_{оп} * n_y * CD + M_z - q_{ml} * \frac{l_w^2}{2} = 10 * 1,25 + (5150 - 20,6 * 5) * 0,93 - 10,3 * 5 * 0,04 - 1587,8 - 3996,59 * \frac{(1,25)^2}{2} \approx 0 \text{ Н*М}$

5) Построение эпюры продольной сжимающей силы (□ □)

5.1 Определяем вес отсеков ЛА.

1) $G_{го} = 0,2 * m_0 * g = 0,02 * 105 * 9,81 = 20,601 \text{ Н}$

2) $G_{бч} = 0,14 * m_0 * g = 0,14 * 105 * 9,81 = 144,207 \text{ Н}$

3) $G_{об} = 0,02 * m_0 * g = 0,02 * 105 * 9,81 = 20,601 \text{ Н}$

4) $G_{эб} = 0,08 * m_0 * g = 0,08 * 105 * 9,81 = 82,404 \text{ Н}$

5) $G_{дв} = 0,33 * m_0 * g = 0,33 * 105 * 9,81 = 339,9165 \text{ Н}$

5.2 Определяем продольные сжимающие усилия \square_{\square} по сечениям отсека.

$$1) N_{x_{го}} = G_{го} * n_x = 20,601 * 15 = 309,015 \text{ Н}$$

$$2) N_{x_{бч}} = (G_{бч} + G_{го}) * n_x = 144,207 * 15 + 309,015 = 2472,12 \text{ Н}$$

$$3) N_{x_{об}} = (G_{об} + G_{го} + G_{бч}) * n_x = 20,601 * 15 + 309,015 + 2472,12 = 3090,15 \text{ Н}$$

$$4) N_{x_{эб}} = (G_{эб} + G_{го} + G_{бч} + G_{об}) * n_x = 82,404 * 15 + 309,015 + 2472,12 + 3090,15 = 7107,345 \text{ Н}$$

$$5) N_{x_{дв}} = (G_{дв} + G_{го} + G_{бч} + G_{об} + G_{эб}) * n_x = 339,9165 * 15 + 309,015 + 2472,12 + 3090,15 + 7107,345 = 18077,3775 \text{ Н}$$

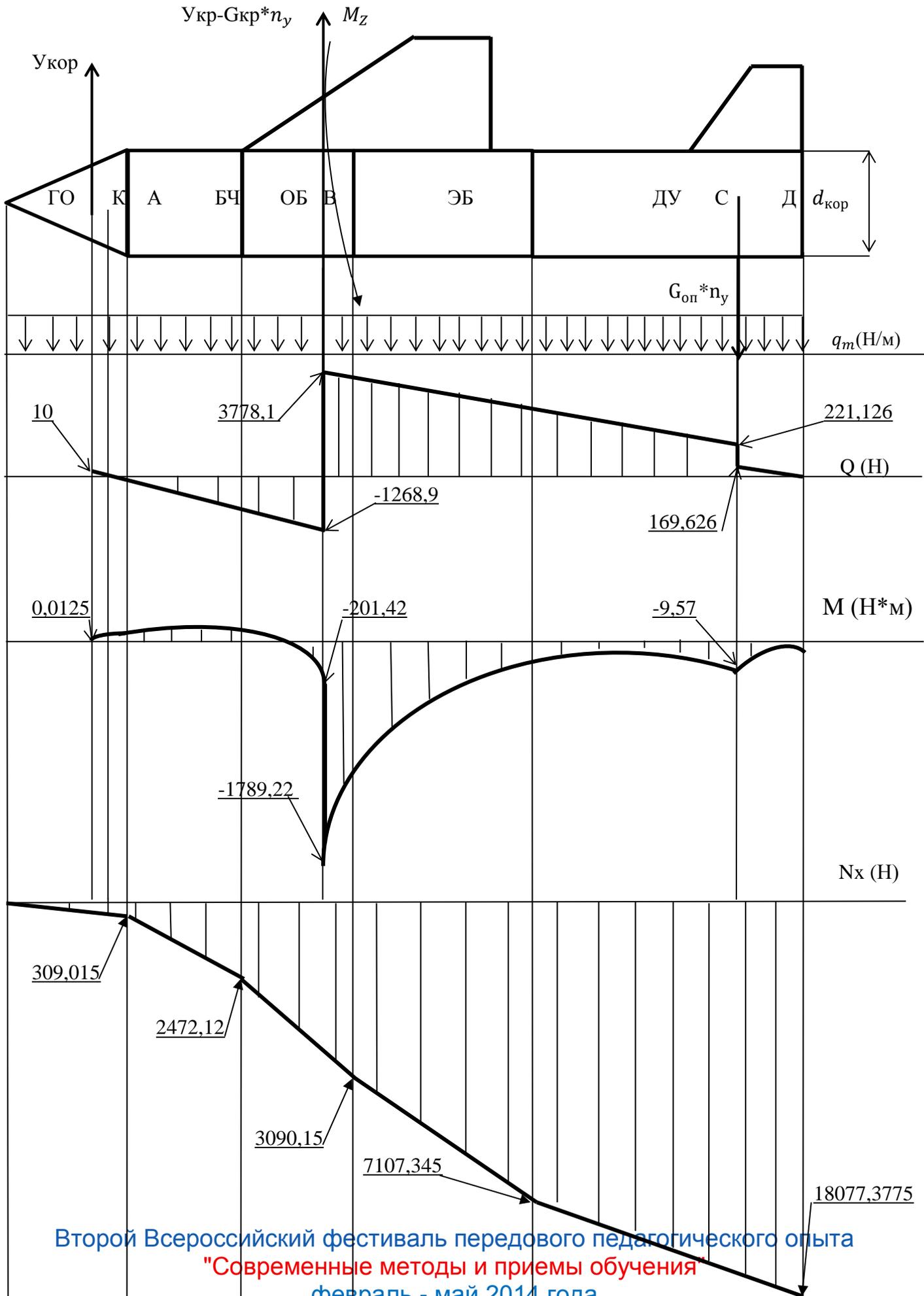


таблица нормальная

№	m_0	m_{01}	m_{02}	m_0	m_{04}	m_{06}	m_{08}	m_{09}	λ_{01}	V	α	h	$X_{кр}$	$X_{оп}$	$l_{на}$	$\varnothing_{кор}$
кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	м/с	°	м	мм	мм	мм	мм	мм
1	200	0,01m ₀	0,02m ₀	0,03m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,9	400	2	4000	600	1300	1500	180
2	200	0,01m ₀	0,022m ₀	0,03m ₀	0,15m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,5m ₀	1,4	430	2	2000	560	1250	1500	170
3	250	0,01m ₀	0,023m ₀	0,03m ₀	0,16m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,56	430	3	6000	500	1750	1800	160
4	150	0,01m ₀	0,02m ₀	0,03m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,38m ₀	1	560	4	10000	510	1500	1600	190
5	100	0,01m ₀	0,02m ₀	0,03m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,35m ₀	1,2	600	2	10000	600	1300	1340	140
6	130	0,01m ₀	0,023m ₀	0,03m ₀	0,15m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,35m ₀	1,3	610	1,5	8000	650	1350	1400	150
7	150	0,01m ₀	0,023m ₀	0,02m ₀	0,16m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,38m ₀	1,2	600	2	10000	700	1450	1500	250
8	180	0,01m ₀	0,022m ₀	0,025m ₀	0,16m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,38m ₀	1,47	560	2	12000	650	1800	2000	170
9	340	0,01m ₀	0,025m ₀	0,02m ₀	0,19m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,12	490	2	8000	600	2950	3100	250
10	280	0,01m ₀	0,026m ₀	0,02m ₀	0,17m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,38	480	2	4000	590	2800	2900	210
11	190	0,01m ₀	0,024m ₀	0,02m ₀	0,19m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,39	500	3	10000	1000	2810	3050	215
12	370	0,01m ₀	0,022m ₀	0,025m ₀	0,19m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1	510	2	10000	1300	3560	3600	300
13	450	0,01m ₀	0,027m ₀	0,03m ₀	0,19m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,39m ₀	0,78	390	4	2000	1950	4800	5000	450
14	400	0,01m ₀	0,024m ₀	0,025m ₀	0,19m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	0,82	400	3	4000	1800	460	4700	410
15	95	0,01m ₀	0,02m ₀	0,02m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,32m ₀	0,76	300	1,5	10000	400	1250	1300	160
16	105	0,01m ₀	0,02m ₀	0,02m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,33m ₀	0,83	280	1,5	12000	410	1300	1340	155
17	150	0,01m ₀	0,02m ₀	0,02m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,35m ₀	1,1	400	2	10000	390	1900	1950	170
18	180	0,01m ₀	0,022m ₀	0,02m ₀	0,15m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,35m ₀	1,37	400	2	10000	440	1930	2000	175
19	300	0,01m ₀	0,024m ₀	0,03m ₀	0,17m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,35m ₀	1,16	450	2	10000	800	2900	2950	250
20	200	0,01m ₀	0,021m ₀	0,025m ₀	0,18m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,21	480	3	6000	830	2000	2100	190
21	115	0,01m ₀	0,021m ₀	0,025m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,38m ₀	1,1	380	2	8000	450	1700	1800	170
22	135	0,01m ₀	0,022m ₀	0,02m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,38m ₀	1,2	405	2	2000	470	1300	1500	150
23	180	0,01m ₀	0,022m ₀	0,02m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,43	400	3	2000	540	1400	1480	160
24	190	0,01m ₀	0,022m ₀	0,02m ₀	0,14m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,27	400	3	2000	550	1870	1950	165
25	210	0,01m ₀	0,022m ₀	0,02m ₀	0,15m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,35m ₀	1,26	490	3	2000	695	2200	2300	170
26	100	0,01m ₀	0,02m ₀	0,02m ₀	0,15m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,35m ₀	1,1	295	3	4000	650	1950	1200	170
27	135	0,01m ₀	0,02m ₀	0,02m ₀	0,17m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,1	290	2	4000	670	1300	1340	180
28	190	0,01m ₀	0,02m ₀	0,02m ₀	0,16m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,1	400	2,5	2000	700	2700	2400	190
29	170	0,01m ₀	0,02m ₀	0,02m ₀	0,16m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,4m ₀	1,3	430	2	2000	680	1800	1900	150
30	205	0,01m ₀	0,022m ₀	0,022m ₀	0,16m ₀	0,02m ₀	0,08m ₀	0,39m ₀	1,59	450	3	2000	810	2240	2300	170

Используемая литература

Основная

1. Конструкция и проектирования летательных аппаратов. И.С. Голубев, А.В. Самарин, В.И Новосельцев. Москва «Машиностроение» 1995 г.
2. «Конструкция самолётов». А.Н. Глаголов, М.Я. Гольденев. Москва «Машиностроение» 1975 г.

Дополнительная

3. Беспилотные летательные аппараты. П.П. Афанасьев и др. Москва МАИ 2010 г.