

УДК 629.7

МАЛОРАЗМЕРНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ НАРОДНО-ХОЗЯЙСТВЕННОГО ПРИМЕНЕНИЯ «ГОРИЗОНТ»

Воронков Ю.С.

Координационный совет ОНТТЭ «Ювенал», Таганрог, e-mail: yuven@mail.ru

ОНТТЭ «Ювенал» совместно с кафедрой летательных аппаратов Таганрогского государственного радиотехнического университета (ТРТУ) приняли совместное решение о поэтапном выполнении проекта «Разработка системы беспилотных малоразмерных высокотехнологичных летательных аппаратов с дистанционным управлением широкого назначения (для использования в регионах северного Кавказа и Поволжья) в рамках Программы «Разработка и реализация Федерально-Региональной политики в области науки и образования» в соответствии с разделом «Содействие развитию научно-технического потенциала регионов страны и уникальных объектов системы образования» путем участия в ежегодно проводимых Министерством образования РФ конкурсах.

Ключевые слова: малоразмерные летательные аппараты (МЛА) народно-хозяйственного применения, целевая нагрузка, аэродинамические характеристики

SMALL-SIZED AIRCRAFT FOR ECONOMIC USAGE «HORIZONT»

Voronkov Y.S.

The Coordinating Council ONTTE «Juvenal», Taganrog, e-mail: yuven@mail.ru

ONTTE «Juvenal» together with the Department of aircraft Taganrog State University (TSURE) made a joint decision to phase implementation of the project «Development of small-sized high-tech unmanned aerial vehicles with remote control general-purpose (for use in the North Caucasus and the Volga region) in the framework of the «Development and implementation of the Federal Regional policy in the field of science and education», in accordance with section «Promoting scientific and technological potential of the country's regions and the unique educational facilities» through participation in the annual Ministry of Education of the Russian Federation Competitions.

Keywords: small-size aircraft (SSA) for economic usage, target load, aerodynamic characteristics

Как известно, авиация – это всегда самые современные технологии и конструкционные материалы, в ней сочетаются красота и прочность конструкции при минимальном весе, но летательный аппарат – одно из самых сложных, дорогих, наукоемких творений рук человеческих.

Авиамоделизм – первая ступень овладения авиационной техникой, и он популярен во всем мире. О пользе занятий авиамоделизмом хорошо сказал Генеральный конструктор авиационной техники, Герой Социалистического труда, лауреат Ленинской и Государственной премий О.К. Антонов: «Модель самолета, даже самая маленькая – это самолет в миниатюре со всеми его свойствами, с его аэродинамикой, прочностью, конструкцией. Чтобы построить хорошую модель, нужно «кое-что» знать. Постройка модели сталкивает моделиста не с разносторонними науками, а с их взаимодействием. Тот, кто строил модели и не потерял к ним интерес, никогда не станет бюрократом в науке. Вот почему в нашем коллективе особенно ценят тех, кто занимался авиамоделизмом, кто с юности почувствовал технику с разных сторон, хотя бы и на первой ступени сложности. А за первой идут новые ступени, все выше, все дальше, для каждого, кто хочет шагнуть вперед».

Примером высших ступеней в авиамоделизме являются радиоуправляемые мо-

дели-копии самолетов. Так, трудоемкость постройки модели-копии самолета Ан-26 составляет 25 000 человеко-часов, а изготовление ее деталей и агрегатов обеспечено работой авиамоделистов по более чем 60 специальностям. Оценка же стоимости одного килограмма высокотехнологичной авиационной техники, которая составляет 1000 – 3000\$, справедлива как для радиоуправляемой модели-копии самолета или радиоуправляемой пилотажной модели, так и для боевого самолета-истребителя поколения 4+.

К сожалению, в нашей стране, все чаще, возникают малозатратные кружки начального технического моделирования примитивного уровня. Деятельность подобных кружков не удовлетворяет современным требованиям к уровню научно-технического развития ребят, преемственности их практической подготовки, далека от современной техники, науки и в целом дискредитирует техническое творчество в глазах взрослых ребят, школьников и молодежи.

Представленная упрощенная методика проектирования дистанционно – пилотируемого летательного аппарата, имеющего большое сходство с радиоуправляемой моделью самолета, имеет целью обратить внимание старших школьников-авиамоделистов, и учащихся колледжей, на назревшую необходимость постепенного ухода от «по-

толично-пенопластового» моделизма, к авиамоделизму и технологиям, которые могли прогнозировать незабываемые победы Авиамодельного спорта СССР на Чемпионатах мира, с использованием моделей, спроектированных нашими Чемпионами на строго научной основе.

Летательный аппарат «Горизонт»

Проектирование технических объектов (самолетов, ракет, автомобилей и т.д.), определяется Техническим Задаанием (Т.З.), разрабатываемым «Заказчиком».

Проектируемый Летательный Аппарат (ЛА) предназначен для исследований приземных слоев атмосферы в интересах Гидрометеослужб (ГМС), которые могут быть наравне с сельскохозяйственными предприятиями – «Заказчиком» этого объекта.

Предположим, что «Заказчик» данного ЛА в соответствии с Т.З. определил следующие исходные данные:

- 1) крейсерская скорость $V_k = 50$ км/ч
- 2) высота полета $H = 1000$ м
- 3) масса целевой нагрузки $m_{ц.н.} = 2,0$ кг.
- 4) полетная масса аппарата $m_o = 6,5$ кг.
- 5) продолжительность полета $T_{пол} \geq 0,5$ ч.

1. Определение массовых параметров ЛА «Горизонт»

Первое приближение. Масса аппарата в первом приближении рассчитывается по формуле [1]:

$$m_o = m_k + m_{c.y.} + m_T + m_{об.упр.} + m_{ц.н.} \quad (1)$$

где m_o – взлетная масса; m_k – масса конструкции; $m_{c.y.}$ – масса силовой установки; m_T – масса топлива; $m_{об.упр.}$ – масса оборудования и управления; $m_{ц.н.}$ – масса целевой нагрузки.

Разделим (1) на m_o :

$$1 = \bar{m}_k + \bar{m}_{c.y.} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об.упр.} + m_{ц.н.} / m_o;$$

$$(m_o)_I = \frac{m_{ц.н.}}{1 - \bar{m}_k - \bar{m}_{c.y.} - \bar{m}_T - \bar{m}_{об.упр.}}; \quad (2)$$

по статистике и опыту проектирования принимаем:

$$\begin{aligned} m_k &= 0,46; \\ m_{c.y.} &= 0,09; \\ m_T &= 0,07; \\ m_{об.упр.} &= 0,075. \end{aligned}$$

$$(m_o)_I = \frac{2,0}{1 - 0,46 - 0,09 - 0,07 - 0,075} = 6,5 \text{ кг};$$

$$(m_o)_I = 6,5 \text{ кг};$$

масса распределится следующим образом:

$$m_k = 3,0 \text{ кг};$$

$$m_{c.y.} = 0,585 \text{ кг};$$

$$m_T = 0,455 \text{ кг};$$

$$m_{об.упр.} = 0,5 \text{ кг}.$$

$$\begin{aligned} \sum m_o &= m_k + m_{c.y.} + m_T + m_{об.упр.} + m_{ц.н.} = \\ &= 3,0 + 0,585 + 0,455 + 0,5 + 2,0 = \\ &= 6,54 \approx 6,5 \text{ кг}; \end{aligned}$$

$$m_o = 6,5 \text{ кг} = 6500 \text{ г}.$$

2. Определение основных геометрических параметров

2.1. Параметры крыла

Площадь крыла $S_{кр}$ [2]:

$$\begin{aligned} S_{кр} &= 0,0088 m_o + 15,4 = 0,0088 \cdot 6500 + \\ &+ 15,4 = 72,6 \text{ дм}^2; \end{aligned}$$

Принимаем: $S_{кр} = 70 \text{ дм}^2$.

Средняя аэродинамическая хорда САХ –

$$B_{сах} = 280 \text{ мм} = 2,8 \text{ дм};$$

задаемся:

$$B_{сах} = B_a = 2,8 \text{ дм};$$

тогда размах крыла

$$L = S_{кр} / B_a = 70 / 2,8 = 25 \text{ дм} = 2500 \text{ мм};$$

$$L = 2500 \text{ мм};$$

Удлинение крыла

$$\lambda = L / B_a = 2500 / 280 = 8,9;$$

Принимаем $\lambda = 8$.

Удельная нагрузка на крыло:

$$P = \frac{(m_o)_I}{S_{кр}} = \frac{6500}{70} = 92,9 \approx 93 \text{ г/дм}^2.$$

2.2. Параметры горизонтального оперения

Плечо горизонтального оперения по статистике от размаха крыла $L_{г.о}$ [1]:

$$\begin{aligned} L_{г.о} &= 0,344 L = 0,344 \cdot 2500 = 860 \text{ мм} = \\ &= 8,6 \text{ дм}. \end{aligned}$$

Площадь горизонтального оперения по статистике от размаха крыла $S_{г.о}$:

$$S_{г.о} = 0,24 S_{кр} = 0,24 \cdot 70 = 16,8 \text{ дм}^2;$$

Принимаем

$$S_{г.о} = 17,0 \text{ дм}^2.$$

Размах $l_{г.о} = 920 \text{ мм};$

Поскольку горизонтальное оперение имеет трапецевидную форму, то хорды:

$$B_{\max г.о} = 200 \text{ мм};$$

$$B_{\text{САХго}} = B_{\text{max го}} + B_{\text{min го}}/2 = 185 \text{ мм.}$$

$$B_{\text{min го}} = 170 \text{ мм.}$$

Удлинение горизонтального оперения

$$\lambda_{\text{го}} = 920/185 = 4,97 \approx 5;$$

Принимаем $\lambda_{\text{го}} = 5$.

2.3. Коэффициент продольной устойчивости модели

Коэффициент продольной устойчивости ЛА весьма важная величина и зависит от площадей крыла и горизонтального оперения, а также от их взаимного положения.

$$A_{\text{пр}} = A_{\text{го}} = \frac{S_{\text{го}} \cdot L_{\text{го}}}{b_a S_{\text{кр}}} = \frac{17 \cdot 8,6}{2,8 \cdot 70} = 0,75;$$

где $b_a = B_a$

$$A_{\text{пр}} = A_{\text{го}} = 0,75.$$

2.4. Число Рейнольдса

Число Рейнольдса в аэродинамике летающих моделей и самолетов дозвуковых скоростей играет очень большую роль. Оно характеризует отношение сил инерции воздуха к силам вязкости. Определим числа Рейнольдса при:

$$50 \text{ км/ч} \approx 13,6 \text{ м/с: } Re = 69VB_a = \\ = 69 \cdot 13,6 \cdot 280 = 262752;$$

$$72 \text{ км/ч} \approx 20 \text{ м/с: } Re = 69VB_a = \\ = 69 \cdot 20 \cdot 280 = 386400;$$

$$125 \text{ км/ч} \approx 35 \text{ м/с: } Re = 69VB_a = \\ = 69 \cdot 35 \cdot 280 = 676200;$$

Диапазон чисел Re (262752 – 676200) показывает, что аппарат в критическую зону чисел Re (10 000 – 200 000) не попадает. Режим обтекания закритический.

3. Потребная мощность силовой установки

Потребная мощность силовой установки N_n определяется по формуле [2]:

$$N_n = k \cdot m_o \text{ [л.с]},$$

где $k = 0,0001$ для неманевренных ЛА (соответствует нашему аппарату); m_o – полетная масса в I приближении;

$$N_n = 0,0001 \cdot 6500 = 0,65 \text{ л.с};$$

$$N_{\text{дв}} \geq N_n.$$

С целью обеспечения резерва мощности для более крутого взлета и при выполнении широкого спектра работ принимаем:

$$N_{\text{дв}} = 1,2 \text{ л.с};$$

Кроме двигателей импортного производства, возможно применение двигателя отечественного производства «Радуга-10кр», его и применяем.

4. Масса во втором приближении

Для определения массы аппарата во втором приближении, воспользуемся специальными номограммами (рис. 1, 2, 3, 4), из [2].

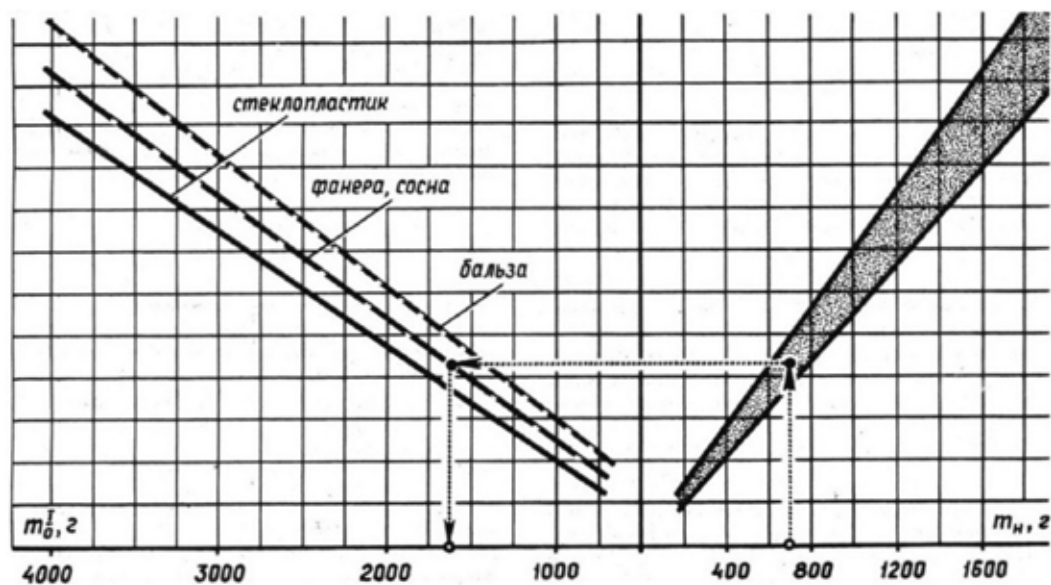


Рис. 1

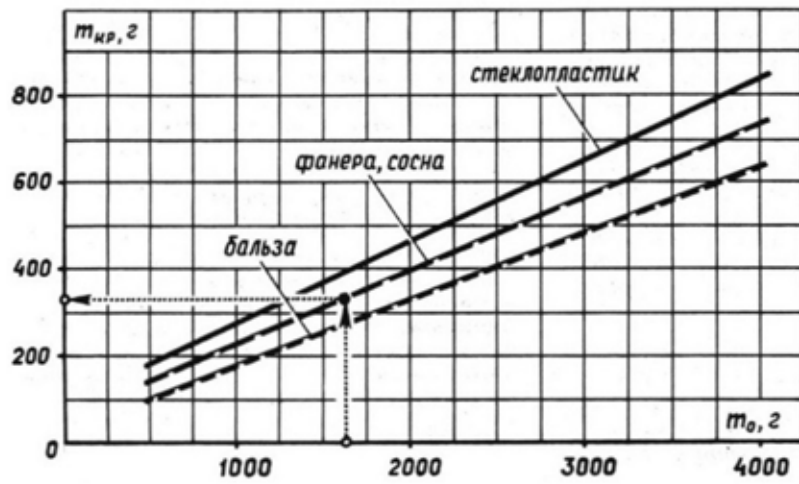


Рис. 2

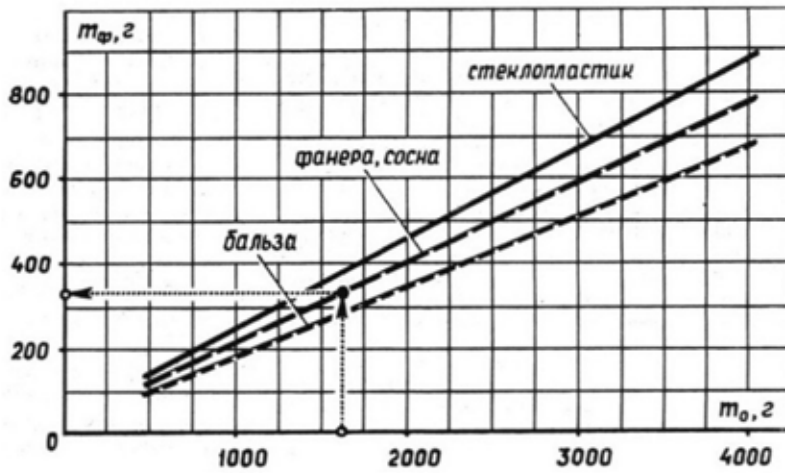


Рис. 3

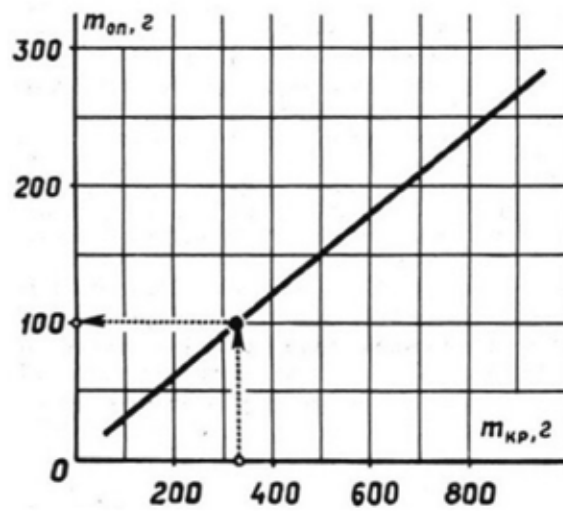


Рис. 4

По статистике массы [2], по номограммам (рис. 1, 2, 3, 4):

$$m_{кр} = 1280 \text{ г,}$$

где $m_{кр}$ – масса крыла

$$m_{оп} = 380 \text{ г,}$$

где $m_{оп}$ – масса оперения

$$m_{ф} = 1400 \text{ г,}$$

где $m_{ф}$ – масса фюзеляжа.

Масса во втором приближении определяется по формуле

$$(m_o)^{II} = 1,15 m_n + m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + n_{ку}^2,$$

где $m_n = m_{ру} + m_{св} + m_{тс} + m_{ш} = 3000 \text{ г}$; $m_{ру}$ – масса бортовой аппаратуры радиоуправления с источником питания; $m_{св}$ – масса двигателя с воздушным винтом; $m_{тс}$ – масса топлива и топливной системы; $m_{ш}$ – масса шасси, или иных взлетно-посадочных устройств; m_n – определяется путем взвешивания данного оборудования; $n_{ку}$ – количество каналов радиоуправления.

Для нас: $n_{ку} = 8$.

$$(m_o)^{II} = 1,15 \cdot 3000 + 1280 + 1400 + 380 + 80 = 6,590;$$

$$(m_o)^{II} = 6,59 \text{ кг.}$$

Из этой массы в соответствии с [2]:

$$\sum m_{констр} = 3000 \text{ г;}$$

$$(m_o)^{II} = 6,590.$$

Принимаем массу во втором приближении:

$$(m_o)^{II} = 6,500 \text{ кг.}$$

Масса горизонтального оперения

$$m_{г.о.} = 270 \text{ г;}$$

Масса вертикального оперения:

$$m_{в.о.} = 110 \text{ г.}$$

Параметры поверхностей управления и вертикального оперения:

а) Площадь вертикального оперения [1, 2]:

$$S = 0,117 S_{кр} = 0,117 \cdot 70 = 8,19 \text{ дм}^2.$$

$$B_{\max \text{ в.о.}} = 2,26 \text{ дм; } S_{\text{форкиля}} = 0,43 \text{ дм;}$$

$$B_{\min \text{ в.о.}} = 1,64 \text{ дм; } S_{\text{фальшкиля}} = 0,86 \text{ дм.}$$

$$L_{\text{в.о.}} = 2,6 \text{ дм.}$$

б) Площадь руля направления:

$$S_{\text{р.н.}} = 0,016 \text{ дм}^2.$$

$$B_{\max} = 0,09 \text{ м} = 0,9 \text{ дм;}$$

$$B_{\min} = 0,05 \text{ м} = 0,5 \text{ дм;}$$

$$l = 240 \text{ мм} = 2,4 \text{ дм.}$$

в) Площадь элерона:

$$S = 0,03 \text{ м}^2 = 3 \text{ дм}^2;$$

$$l = 3,8 \text{ дм;}$$

$$B = 0,8 \text{ дм.}$$

г) Площадь руля высоты:

$$S_{\text{р.в.}} = 7,8 \text{ дм}^2;$$

$$L_{\text{р.в.}} = 9,2 \text{ дм;}$$

$$B_{\max \text{ р.в.}} = 1 \text{ дм;}$$

$$B_{\min \text{ р.в.}} = 0,7 \text{ дм.}$$

5. Аэродинамический расчет

5.1. Построение поляры

Исходная поляра (рис. 7).

Определим $C_{хвр}$ не создающих подъемной силы элементов аппарата (табл. 1):

$$C_{хвр} = \frac{\sum S_n C_{xn}}{S_{кр}} = 0,013.$$

Таблица 1

Параметры элементов, не создающих подъемной силы.

Элементы ЛА	S_n (м ²)	C_{xn}	$S_n \cdot C_{xn}$	$\frac{S_n \cdot C_{xn}}{S_{кр}}$
Фюзеляж	0,012	0,2	0,0024	0,003
Мотогондола	0,006	0,1	0,0006	0,0008
Оперение	0,26	0,02	0,0052	0,007
Прочие элементы	0,0004	0,74	0,0003	0,0004
Итого:	$\sum C_{хвр}$		0,0085	0,0112

С учетом интерференции $C_{xвр}$ увеличим на 15%

$$C_{xвр} = 0.0112 \cdot 1,15 = 0.013;$$

Величина индуктивного сопротивления:

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda}$$

для $\lambda = 8$ строим поляру исходного крыла и $C_{y0} = f(\alpha)$ (табл. 2), (рис. 10, 11);

$$C_x = C_{xпр} + C_{xi}$$

Строим параболу индуктивного сопротивления (рис. 10) $C_{xi} = f(C_y)$.

Откладываем величину $C_{xвр}$ от параболы индуктивного сопротивления C_{xi} ($\lambda = 8$), получаем координаты поляры реального изолированного крыла с $\lambda = 8$ (рис. 10). Учитывая $C_{xвр}$, переносим ось C_y на величину $C_{xвр} = 0,013$;

$$C_x = C_{xкр} + 1,15 C_{xвр}$$

Получим поляру аппарата в целом (табл. 3) (рис. 10). Проводим касательную к поляре аппарата и получаем:

$$K_{max} = \frac{C_y}{C_x} = \frac{0,8}{0,0455} = 17,6;$$

K_{max} – максимальное аэродинамическое качество аппарата.

В связи с изменением λ изменяется и величина скоса потока

$$\Delta\alpha = \frac{57,3 \cdot C_y}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{\lambda} - \frac{1}{\lambda_0} \right) =$$

$$= \frac{57,3 \cdot 1}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{8} - 0 \right) = 2,3^\circ.$$

Таблица 2
Зависимость C_{xi} от C_y

C_y	$\lambda = 8$
	C_{xi}
0	0
0,2	0,0015
0,4	0,0063
0,6	0,0140
0,8	0,0250
1,0	0,0390
1,2	0,0570
1,4	0,0770
1,6	0,1010

Таблица 3

Сводная таблица параметров для построения поляры проектируемого аппарата.

Профиль крыла FX63137; $\lambda = 8$;

$$K_{max} = 17,6; C_{xвр} = 0,013$$

C_y	$\alpha_{пр}$																	
	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7	1,8
$V_{пр}$	42,6	26,5	23,8	20,0	17,0	15,08	14,0	13,3	12,5	12,0	11,2	10,8	10,5	10,2	10,0	9,7	9,4	9,1
Re	823032	511980	459816	386400	328440	291346	270400	256956	241500	231840	216384	208656	202860	1977064	193200	187404	181608	175812
C_p	-	0,0137	-	0,0107	-	0,0095	-	0,0075	-	0,0085	-	0,007	-	0,004	-	0,001	-	-
C_{xi}	-	0,0015	-	0,0063	-	0,0140	-	0,0250	-	0,0390	-	0,0570	-	0,0770	-	0,1010	-	-
$C_{xвр}$	-	0,013	-	0,013	-	0,013	-	0,013	-	0,013	-	0,013	-	0,013	-	0,013	-	-
ΣC_x	-	0,0282	-	0,03	-	0,0365	-	0,0455	-	0,0605	-	0,077	-	0,094	-	0,115	-	-
$\sqrt{\frac{C_x^2}{C_y^3}} = k$	-	0,32	-	0,12	-	0,068	-	0,062	-	0,06	-	0,059	-	0,057	-	0,056	-	-
$V_{y1}^{p=71}$	-	1,12	-	0,42	-	0,24	-	0,217	-	0,21	-	0,2	-	0,2	-	0,196	-	-
$V_{y2}^{p=93}$	-	1,2	-	0,456	-	0,26	-	0,24	-	0,23	-	0,22	-	0,217	-	0,21	-	-
$V_{y3}^{p=100}$	-	4,0	-	1,5	-	0,86	-	0,79	-	0,77	-	0,75	-	0,73	-	0,72	-	-
$C_{xпр} + C_{xi}$	0,0175	0,0152	0,016	0,017	0,02	0,0235	0,0275	0,0325	0,04	0,0475	0,055	0,064	0,074	0,081	0,088	0,102	0,105	0,106
K	-	7,14	-	13,1	-	16,4	-	17,6	-	16,5	-	15,6	-	14,1	-	13,6	-	-
α	-	-4°	-	-2°	-	0°	-	2,6°	-	5,2°	-	8°	-	12°	-	14°	-	-

Знак (+) показывает, что угол скоса надо увеличить относительно исходного профиля. Полученное значение $\Delta\alpha = 2,3^\circ$ откладываем против значения $C_y = 1$ вправо от оси, через полученную точку проводим прямую O . Кривую $C_{y0} = f(\alpha)$ поворачиваем на угол $\Delta\alpha$ вправо (рис. 11). По полученной зависимости $C_{y0} = f(\alpha)$ производим разметку углов α на поляре крыла с удлинением $\lambda = 8$, (Рис. 10); (Рис. 11). В точке касательной к поляре, находим $\alpha_{\text{нв}}$ – наивыгоднейший угол атаки крыла, $\alpha_{\text{нв}} = 2,6^\circ$.

По формуле $k = \sqrt{\frac{Cx^2}{Cy^3}}$ определяем коэффициент k и результаты заносим в табл. 3.

Вне зоны критических чисел Re (10 000 – 200 000) $k_{\text{мин}} = 0,059$, что соответствует «экономическому режиму» полета аппарата, при $C_y = 1,2$.

5.2. Скорость снижения аппарата

Вертикальная скорость V_y :

$$V_y = 1,278 \cdot k \cdot \sqrt{\frac{G}{S}}$$

Все данные заносим в табл. 3 при разных удельных нагрузках:

$$p = 71 \text{ г/дм}^2;$$

$$p = 93 \text{ г/дм}^2;$$

$$p = 100 \text{ г/дм}^2.$$

Строим скоростную поляру аппарата в режиме планирования (рис. 12), строим зависимости

$$K = f(\alpha); \frac{C_x}{C_y^{3/2}} = f(\alpha) \text{ (рис. 13).}$$

5.3. Проверочный расчет боковой устойчивости аппарата

$$\frac{\sum S_{\text{хв}} \cdot l_{\text{хв}}}{\sum S_{\text{нос}} \cdot l_{\text{нос}}} = 5 \div 8 [3, 4];$$

$$\frac{\sum S_{\text{хв}} l_{\text{хв}}}{\sum S_{\text{нос}} l_{\text{нос}}} = \frac{(10,9 \cdot 5) + (6,4 \cdot 8,4)}{19,5} = 5,55 [3,4].$$

Полученное соотношение удовлетворяет условию, следовательно, боковая и поперечная устойчивость аппарата будут обеспечены.

5.4. Расчет дальности и продолжительности полета

$$L = 3,6 \frac{G_T V}{q_{\text{ч}}} [\text{км}] [5];$$

$$t = \frac{G_T}{q_{\text{ч}}} [\text{ч}];$$

$$t = \frac{1000}{858} = 1 \text{ ч } 10 \text{ мин};$$

где G_T – количество топлива, см^3 ($V_{\text{бака}} = 1000 \text{ см}^3$); $q_{\text{ч}}$ – часовой расход топлива $\text{см}^3/\text{ч}$ ($q_{\text{ч}} = 858 \text{ см}^3/\text{ч}$); V – скорость полета, м/с ($V = 50 \text{ км/ч} = 13,9 \text{ м/с}$)

$$L = 3,6 \cdot \frac{1000 \cdot 13,9}{858} = 58,32 \text{ км.}$$

Продолжительность полета 1 час, с запасом топлива на 10 минут.

5.5. Потребная мощность для полета аппарата

Потребная мощность двигателя для различных высот полета [5] (табл. 4):

$$N_{\text{пот}} = \frac{P \cdot V}{75} \text{ л.с.};$$

$$P = \frac{G}{K},$$

где $K = 17,6$; $P = \frac{6,5}{17,6} = 0,37 \text{ кг}$;

$$V_0 = \sqrt{\frac{2G}{C_y \rho S}} = 4 \sqrt{\frac{P}{C_y \rho}};$$

$$V_0 = 4 \sqrt{\frac{9,28}{0,8}} = 13,6 \text{ м/с} \approx 50 \text{ км/ч};$$

$$N_{\text{потр}} = \frac{0,3713,6}{75} = 0,067 \text{ л.с.}$$

Без учета высоты и η в горизонтальном установившемся полете

$$N_{\text{потр}} = N_{\text{н}} = 2 \frac{\sqrt{2} G C_x}{75 \eta C_y^{3/2}} \frac{\sqrt{P}}{\sqrt{P_{\text{н}}}};$$

Таблица 4

Сводная таблица параметров $\eta, \sqrt{\Delta} = \sqrt{\frac{P_H}{P}}, N_H$

$\eta = 0,7H, \text{ м}$	$\sqrt{\Delta} = \sqrt{\frac{P_H}{P}}$	$N_H, \text{ л.с.}$
0	1	0,062
100	0,997	0,06
500	0,974	0,06
1000	0,952	0,063
1500	0,930	0,064
2000	0,907	0,066
2500	0,883	0,068
3000	0,861	0,0696

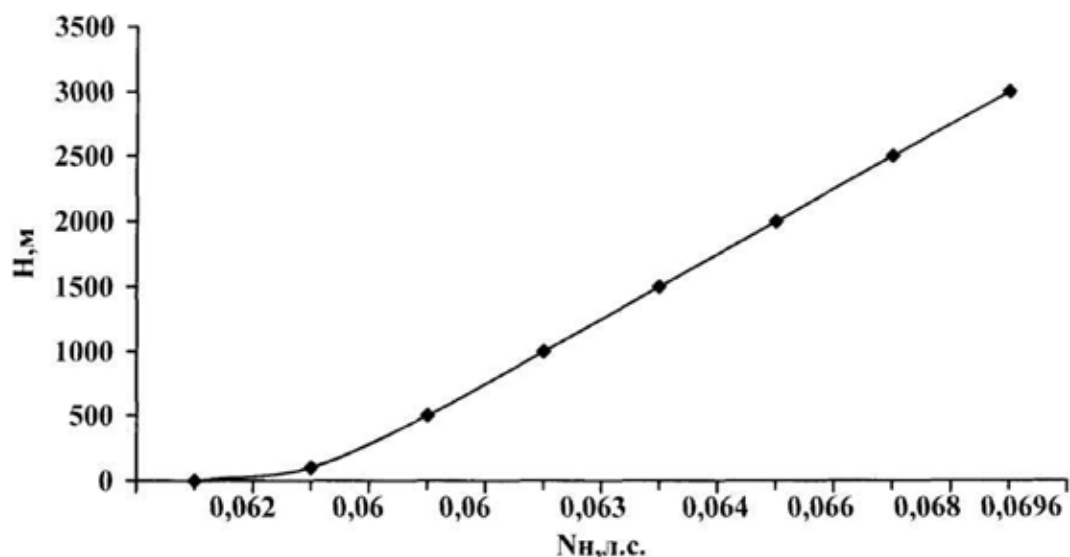


Рис. 5. График зависимости функции $N_H = f(H)$

5.6. Расчет максимальной скорости полета

$$P = X, C_x \frac{\rho V^2}{2} S = \frac{75N\eta}{V}, N_p = 1,2 \text{ л.с.};$$

Расчет максимальной скорости [5] производится по формуле

$$V_{\max} = 3,63 \sqrt{\frac{150N\eta}{C_x \rho S}} = 38,23 \sqrt{\frac{N\eta}{C_x S}} = 38,23 \sqrt{\frac{1,2 \cdot 0,7}{0,028 \cdot 0,7}} = 133,7 \text{ км/ч};$$

$$V_{\max} = 133,7 \text{ км/ч};$$

при этом

$$C_y = \frac{2G}{\rho S V^2} = 16 \frac{P}{V^2} = 16 \frac{9,28}{27,8^2} = 0,19 \approx 0,2$$

ему соответствует $C_x = 0,028$; аэродинамическое качество $K = C_y / C_x$

$$K=0,2/0,028=-7,14.$$

5.7. Расчет максимальной высоты полета

$$N = 1,2 \cdot 0,7 = 0,84 \text{ л.с}; \eta = 0,7; G = 6,5 \text{ кг};$$

$$P = 9,28 \text{ кг/м}^2; C_y = 0,8; C_x = 0,0455.$$

$A = 0,598$ – коэффициент падения мощности.

Расчет максимальной высоты полета [5] производится по формуле

$$f(H) = \frac{1}{\sqrt{P}} \cdot \frac{C_y^{3/2}}{C_x} \left(18,75 \frac{N_0 \eta}{G} - \frac{0,125}{A} \right) =$$

$$= \frac{1}{\sqrt{9,28}} \cdot \frac{0,8^{3/2}}{0,0455} \left(18,75 \frac{0,84 \cdot 0,7}{6,5} - \frac{0,125}{0,47} \right) =$$

$$= 0,33 \cdot 15,76 (1,696 - 0,27) = 7,2;$$

Величине $f(H)=7,2$ соответствует $H=10000$ м.

Запас мощности силовой установки позволяет набрать аппарату высоту до 10000 м. По условиям ТЗ эта высота должна быть ограничена. Принимаем $H_{\max}=3000$ м.

6. Продольная балансировка и устойчивость аппарата в режиме планирования

6.1. Продольная балансировка и устойчивость

При САХ крыла = 280 мм = 0,28 м.

$$\bar{X}_T = 0,345.$$

Для прямоугольного крыла: $Y_T = 0,64$

$m_{zo,кр} = C_{zo,кр} = -0,15$ коэффициент момента профиля FX 63137 (рис. 9, 16)

$$A_{г.о.} = \frac{S_{г.о.} \cdot L_{г.о.}}{S \cdot B_a} = \frac{0,17 \cdot 0,86}{0,7 \cdot 0,28} = 0,75.$$

Для плохо обтекаемых фюзеляжей $k_\phi = 0,9$ [5]

$$a_{г.о.} = 0,078; \lambda_{г.о.} = 5.$$

Строим графики $m_z = f(C_y)$ (рис. 15) и $C_{y,баланс} = f(\phi_{г.о.})$ (рис. 17).

Изменение момента при перестановке стабилизатора на 1° равно:

$$\Delta m_z = -A_{г.о.} k_\phi a_{г.о.} = 0,75 \cdot 0,9 \cdot 0,078 = -0,053;$$

$$\Delta m_z = 0,05.$$

Для балансировки аппарата на $C_y = 0,8$ нужно стабилизатор с $\phi = 0^\circ$ переставить в положение:

$$\phi^\circ = -\frac{m_z(0)}{\Delta m_z} = -\frac{-0,2}{-0,053} = -3,77^\circ$$

Из рис. 15 степень устойчивости на $C_y = 0,8$ равна:

$$\sigma = \frac{\Delta m'_z}{\Delta C_y} = \frac{-0,02}{0,05} = -0,4.$$

Критическая задняя центровка аппарата:

$$\bar{x}_{к.з.} = \bar{x}'_a - 0,05 = 0,445 - 0,05 = 0,395;$$

$\bar{x}_{к.з. \text{ сах}} = 110,6$ мм от передней кромки.

Положение фокуса аппарата

$$\bar{x}'_a = \bar{x}'_{кр} + \Delta \bar{x}'_\phi + \Delta \bar{x}'_{г.о.},$$

где $\bar{x}'_{кр} = 0,25; \Delta \bar{x}'_\phi = -0,03; \Delta \bar{x}'_{г.о.} = 0,3.$

$$\bar{x}'_a = 0,25 - 0,03 + 0,3 \cdot A_{г.о.} =$$

$$= 0,22 + 0,3 \cdot 0,75 = 0,445;$$

$x'_{a \text{ сах}} = 124,6$ мм от передней кромки крыла аппарата.

$$\bar{x}f_a - 0,1 = 0,445 - 0,1 = 0,345;$$

Положение ц.т. $x_T = 96,6$ мм от передней кромки крыла.

Критическая передняя центровка аппарата

Таблица 5

Параметры расчета продольной балансировки

Рассчитываемая величина	Номера точек			
	1	2	3	4
C_y	0	0,2	0,4	0,8
α	-7°	-4°	-2°	$2,6^\circ$
C_x	0,035	0,028	0,0305	0,0455
$C_{x1} = C_x - C_y \cdot \alpha^2 / 57,3$	0,035	0,042	0,0445	0,0095
$m_{zкр} = m_{zo,кр} - (\bar{x}_f - \bar{x}_T) C_y + y_T C_{x1}$	-0,13	-0,1	-0,084	-0,045
$\varepsilon = 36,5 C_y / \lambda$	0	1,46	2,92	5,84
$m_{zг.о.} = -A k_\phi a_{г.о.} (\alpha - \varepsilon)$ при $\phi = 0$	0,35	0,27	0,24	-0,16
$m_z = m_{zкр} + m_{zг.о.}$	0,22	0,17	0,156	-0,2

$$\bar{X}_{к.п.} = X_{к.з.} - \Delta\bar{X}_T; \bar{X}_T = 0,15;$$

$$\bar{X}_{к.п.} = 0,395 - 0,15 = 0,245;$$

$$\bar{X}_{к.п.} = 68,6 \text{ мм};$$

Диапазон центровок

$$\bar{X}_{к.з.} - \bar{X}_{к.п.} = 0,395 - 0,245 = 0,15;$$

$$(X_{к.з.} - X_{к.п.}) B_A = 0,15 \cdot 0,28 = 0,042 \text{ м};$$

$$(\bar{X}_{к.з.} - \bar{X}_{к.п.}) = 42 \text{ мм};$$

$$\Delta\bar{X}_{ц.т.} > 0.$$

Аппарат продольно устойчив.

6.2. Расчет балансировки аппарата в моторном полете

а) задаемся $C = 0,55$; $p = 93 \text{ г/дм}^2$;
 $V = 14 \text{ м/с}$; $\alpha_{уст} = 0^\circ$; $P = 0,42 \text{ кг}$; $D_{винта} = 0,3 \text{ м}$ [5];

$$F_{винта} = \frac{\pi \cdot 0,3^2}{4} = 0,07 \text{ м/с};$$

Коэффициент нагрузки винта

$$B_B = \frac{2 \cdot P}{\rho \cdot V^2 \cdot F_B} = \frac{2 \cdot 0,42}{0,125 \cdot 14^2 \cdot 0,07} = 0,49.$$

Ось винта $+6^\circ$, наклон вбок вправо 2°

$$\varphi_B = 6^\circ + \alpha_{уст} = 6^\circ + 0^\circ = 6^\circ;$$

Доля горизонтального оперения обдуваемого винтом $\bar{S}_{обд} = 0,3$

Для $i = 0,55$ снимаем с $C_y = f(\alpha)$ угол атаки в полете $\alpha = -0,3^\circ$

Скос потока у оперения

$$\Delta\varepsilon_M = \frac{\sqrt{1+B_B}-1}{\sqrt{1+B_B}} (\varphi_B^\circ + \alpha^\circ) \cdot \bar{S}_{обд} =$$

$$= \frac{\sqrt{1+0,49}-1}{\sqrt{1+0,49}} (6^\circ - 0,3^\circ) \cdot 0,3 = 0,3;$$

момент от горизонтального оперения при $\varphi = -3,77^\circ$

$$m_{з.г.о.м.} = -A_{г.о.} k_\phi a_{г.о.} (1 + \bar{S}_{обд} B_B) (\alpha - \varepsilon - \Delta\varepsilon_M + \varphi) =$$

$$= -0,75 \cdot 0,9 \cdot 0,078 (1 + 0,3 + 0,49) \times$$

$$\times (-0,3 - 4 - 0,3 - 3,77) = 0,48;$$

где $\varepsilon = 36,5 \cdot \frac{C_y}{\lambda} = 36,5 \cdot \frac{0,55}{5} = 4^\circ$ – скос

потока после крыла.

б) зададимся $C_y = 0,8$ и повторим $V = 20 \text{ м/с}$; $P = 0,37 \text{ кг}$; $\alpha = 2,6^\circ$.

$$B_B = \frac{2 \cdot P}{\rho \cdot V^2 \cdot F_B} = \frac{2 \cdot 0,37}{0,125 \cdot 20^2 \cdot 0,07} = 0,2;$$

$$\varepsilon = 36,5 \cdot \frac{0,8}{5} = 5,84^\circ;$$

$$\Delta\varepsilon_M = \frac{\sqrt{1+0,2}-1}{\sqrt{1+0,2}} (6^\circ + 2,6^\circ) \cdot 0,3 = 0,22;$$

$$m_{з.г.о.м.} = 0,75 \cdot 0,9 \cdot 0,078 (1 + 0,3 + 0,2) \times$$

$$\times (2,6 - 5,84 - 0,22 - 3,77) = -0,38;$$

Моменты от винта

$$m_{zP} = \frac{1}{57,3} B_B \cdot \frac{F_B X_B}{S B_A} (-\varphi_B Y_B) =$$

$$= \frac{1}{57,3} \cdot 0,2 \cdot \frac{0,07 - 0,11}{0,7 \cdot 0,28} (-6 \cdot 0,18) =$$

$$= -0,00013 \rightarrow 0.$$

Добавим коэффициент момента от винта. Этим смещаем $m_{za} = f(C_y)$ параллельно самой себе вниз $m_{za(\varphi=6)} = m_{za} + m_{зр}$ близко к 0, (рис. 18).

Вывод: аппарат фактически сбалансирован на $C_y = 0,67$

6.3. Моменты инерции аппарата

Момент инерции складывается:

$$I_z = \frac{G_{оп}}{g} L_{оп}^2 + \frac{G_M}{3g} L_M^2 + \frac{G_{гр}}{g} L_{гр}^2 +$$

$$+ \frac{G_\phi}{3 \cdot g \cdot L_\phi} (L_{ФН}^3 + L_{ФХВ}^3);$$

$$I_z = \frac{0,38}{9,81} \cdot 0,81^2 + \frac{1,44}{3 \cdot 9,81} \cdot 0,13^2 +$$

$$+ \frac{2,0}{9,81} \cdot 0,24^2 +$$

$$+ \frac{1,4}{3 \cdot 9,81 \cdot 0,81} \cdot (0,5^3 + 1,0^3) = 0,074;$$

$$I_z = 0,074 \text{ кг/м} \cdot \text{с}^2;$$

$$I_x = \frac{1}{12} \cdot \frac{G_{кр}}{g} \cdot l^2 = \frac{1}{12} \cdot \frac{1,28}{9,81} \cdot 2,5^2 = 0,068 \text{ кг/м} \cdot \text{с}^2;$$

$$I_x = 0,068 \text{ кг/м} \cdot \text{с}^2;$$

$$I_y = \frac{1}{12} \cdot \frac{G_{кр}}{g} \cdot l^2 + \frac{G_{оп}}{g} L_{оп}^2 + \frac{G_M}{3g} L_M^2 +$$

$$= \frac{G_{гр}}{g} L_{гр}^2 + \frac{G_\phi}{3gL_\phi} (L_{ФН}^3 + L_{ФХВ}^3) =$$

$$= 0,142 \text{ кг/м} \cdot \text{с}^2$$

$$I_v = 0.142 \text{ кг/м} \cdot \text{с}^2.$$

Безразмерные моменты инерции относительно осей x, y, z :

$$i_z = \frac{I_z}{m \cdot B_A^2} = \frac{0,074}{0,66 \cdot 0,28} = 0,4;$$

$$i_x = \frac{4 \cdot I_x}{m \cdot l^2} = \frac{4 \cdot 0,068}{0,66 \cdot 6,25} = 0,065;$$

$$i_y = \frac{4 \cdot I_y}{m \cdot l^2} = \frac{4 \cdot 0,142}{0,66 \cdot 6,25} = 0,14;$$

$$k_p = \frac{P}{G} = \frac{0,37}{6,5} = 0,057;$$

$$k_m = k_p(1 + \bar{S}_{\text{обд}} B) = 0,057(1 + 0,3 \cdot 0,38) = 0,06;$$

$$\lambda_{\text{г.о.}} = 5; a_{\text{г.о.}} = 0,5; \lambda = 8; C^{\alpha y} = 0,56; C^{\omega y} = 1,6;$$

$$\Delta \bar{C}_y = \frac{\Delta C_y}{C_{y \text{ проф}}^{\text{проф}}} = \frac{1}{1,6} = 0,625;$$

$$\bar{S}_{\text{п.в.}} = \frac{S_{\text{п.в.}}}{S_{\text{г.о.}}} = 0,46;$$

$$\bar{S}_z = \frac{S_z}{S_{\text{кр}}} = 0,086;$$

$$\bar{S}_{\text{п.н.}} = \frac{S_{\text{п.н.}}}{S_{\text{в.о.}}} = 0,195;$$

$$\bar{X}_T = 0,345;$$

$$b_a = 0,28; \bar{L}_{\text{г.о.}} = 3; I_z = 0,074.$$

Потребный угол отклонения руля высоты

$$B = \frac{16 \cdot P}{V^2 \cdot F_a} = \frac{16 \cdot 0,37}{15^2 \cdot 0,07} = 0,38; S_{\text{обд}} = 0,3; \delta_B = -\frac{1}{m_z^{\delta_B}} (m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z + m_z^{\delta} \alpha + m_z^z \xi_z);$$

1) потребное отклонение руля высоты для выхода на C_y н.в.

$$\Delta \delta_B^{\circ} = -\frac{C_{\text{ун.в.}}}{m_z^{\delta_B}} \cdot \left\{ \left[0,25 + A_{\text{г.о.}} K_M \alpha_{\text{г.о.}}^{\circ} \left(\frac{135}{C_y^{\alpha}} - \frac{1}{\lambda} \right) - \bar{X}_T \right] - 0,25 \cdot \Delta \bar{C}_y \right\} = 10,5^{\circ};$$

$$\text{где } m_z^{\delta_B} = A_{\text{г.о.}} K_M \alpha_{\text{г.о.}}^{\circ} \sqrt{\bar{S}_B} = -0,75 \cdot 0,06 \cdot 0,5 \cdot \sqrt{0,46} = -0,015;$$

$$\Delta \delta_B^{\circ} = -\frac{0,8}{-0,015} \cdot \left\{ \left[0,25 + 0,75 \cdot 0,06 \cdot 0,5 \cdot \left(\frac{1}{0,56} - \frac{35}{8} \right) - 0,345 \right] - 0,25 \cdot 0,625 \right\} = 10,5^{\circ};$$

$$\Delta \delta_B^{\circ} = 10,5^{\circ};$$

2) потребное отклонение руля высоты для преодоления момента демпфирования:

$$m_z^{\bar{\omega}_z} = -a_{\text{г.о.}} A_{\text{г.о.}} \bar{L}_{\text{г.о.}} \sqrt{k_M} = -57,3 \cdot 0,5 \cdot 0,75 \cdot 3 \cdot \sqrt{0,06} = -15,8;$$

При скорости $V=15$ м/с и радиусе разворота $r=50$ м

$$\omega_z = \frac{V}{r} = \frac{15}{50} = 0,3 \text{ рад/с};$$

$$F_{\text{ц.б.}} = \frac{6,5 \cdot 15^2}{50} = 29,25 \text{ кг};$$

$n = 4,5$ перегрузка

$$\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z \cdot B_a}{V} = \frac{0,3 \cdot 0,28}{15} = 0,0056.$$

Потребное отклонение руля высоты:

$$\Delta\delta_{B_z}^\circ = -\frac{m_z^{\omega_z} \cdot \bar{\omega}_z}{m_z^{\delta_B}} = \frac{(-15,8) \cdot 0,0056}{0,015} = 5,9^\circ;$$

$$\Delta\delta_B^\circ = 5,9^\circ;$$

3) потребное отклонение руля высоты для преодоления момента от запаздывания скаса потока. Принимаем скорость изменения угла атаки 2° в с ($\alpha = \frac{2}{57,3}$ рад/с) [5]

$$\Delta\delta_{B_3}^\circ = -\frac{1}{m_z^{\delta_B}} \cdot m_z^{\omega_z} \cdot \frac{C_y^\alpha}{\pi \cdot \lambda} \cdot \alpha =$$

$$= -\frac{1}{0,015} \cdot (-15,8) \cdot \frac{1,6 \cdot 2}{3,14 \cdot 8 \cdot 57,3} = 2,3^\circ;$$

$$\Delta\delta_B^\circ = 2,3^\circ;$$

4) потребное отклонение руля высоты для преодоления момента инерции аппарата

$$m_z^{\varepsilon_z} = -\frac{I_z}{q \cdot S \cdot B_A} = -\frac{0,074}{14 \cdot 0,7 \cdot 0,28} = 0,027$$

принимая условие: аппарат должен достигать угловой скорости $\omega_z = 2,5$ рад/с за $t = 1$ с [5].

Угловое ускорение равно

$$\varepsilon_z = \frac{\omega_z}{t} = \frac{2,5}{1} = 2,5 \text{ рад/с}^2.$$

Угол отклонения руля высоты

$$\Delta\delta_{B_4}^\circ = -\frac{1}{m_z^{\delta_A}} \cdot m_z^{\varepsilon_z} \cdot \varepsilon_z =$$

$$= -\frac{1}{0,015} \cdot (-0,027) \cdot 2,5 = 4,5^\circ.$$

Суммарный угол:

$$\delta_B^\circ = \sum_{i=1}^4 \Delta\delta_{B_i}^\circ = 5,9^\circ + 2,3^\circ + 2,3^\circ + 4,5^\circ = 15^\circ$$

$$\delta_B^\circ = 23,2^\circ < \delta_{\max}^\circ; \delta_{\max}^\circ = 35^\circ;$$

$$\delta_B^\circ = 23,2^\circ < 35^\circ.$$

Вывод: управляемость аппарата хорошая.

7. Расчет на прочность основных агрегатов и узлов аппарата

Для расчета аппарата на прочность принимаем:

$$G_{\text{взл}} = 6,5 \text{ кг};$$

перегрузка разрушающая $n_y^p = 5$;

перегрузка эксплуатационная $n_y^e = 3$;
коэффициент безопасности $f = 1,5$.

7.1. Расчет крыла

Определение погонной аэродинамической нагрузки:

$$q_{\text{аэп}} = \frac{n_y^p \cdot G_{\text{взл}}}{I_{\text{кр}}} = \frac{5 \cdot 6,5}{2,5} = 13 \text{ кг/м}.$$

Определение погонной массовой нагрузки:

$$q_m = \frac{n_y^p \cdot S_{\text{кр}}}{I_{\text{кр}}} = \frac{5 \cdot 1,28}{2,5} = 2,56 \text{ кг/м}.$$

Определение погонной суммарной нагрузки:

$$q_\Sigma = q_{\text{аэп}} + q_m = 13 + 2,56 = 10,44 \text{ кг/м};$$

Определение перерезывающих сил в сечениях и построение эпюры Q .

$$Q = q_\sigma l;$$

$$Q_1 = 10,44 \cdot 1,2 = 12,5 \text{ кг};$$

$$Q_2 = 10,44 \cdot 0,8 = 8,35 \text{ кг};$$

$$Q_3 = 10,44 \cdot 0,4 = 4,18 \text{ кг};$$

$$Q_4 = 10,44 \cdot 0,2 = 2,09 \text{ кг};$$

Определение изгибающего момента в сечениях и построение эпюры $M_{\text{изг}}$:

$$M_{\text{изг}} = \frac{q_\sigma \cdot l^2}{2};$$

$$M_{\text{изг1}} = \frac{10,44 \cdot 1,2^2}{2} = 7,5 \text{ кг}\cdot\text{м};$$

$$M_{\text{изг2}} = \frac{10,44 \cdot 0,8^2}{2} = 3,3 \text{ кг}\cdot\text{м};$$

$$M_{\text{изг3}} = \frac{10,44 \cdot 0,4^2}{2} = 0,8 \text{ кг}\cdot\text{м};$$

$$M_{\text{изг4}} = \frac{10,44 \cdot 0,2^2}{2} = 0,2 \text{ кг}\cdot\text{м}.$$

Расчет сечений полок лонжеронов от $M_{\text{изг}}$ по нормальным напряжениям.

Сечение 1

$$M_1 = 7,5 \text{ кгм}; H_{\text{cp}} = 0,04 \text{ м};$$

$$S = \frac{M_{\text{изг}}}{H_{\text{cp}}} = \frac{7,5}{0,04} = 187,5 \text{ кг};$$

$$F_B = \frac{S}{[\sigma_{\text{всж}}]} = \frac{187,5}{350} = 0,54 \text{ см}^2;$$

$$F_n = \frac{S}{[\sigma_{вр}]} = \frac{187,5}{830} = 0,23 \text{ см}^2;$$

Сечение 2

$$M_2 = -3,3 \text{ кгм}; H_{ср} = 0,04 \text{ м};$$

$$S = \frac{M_{изг}}{H_{ср}} = \frac{3,3}{0,04} = 82,5 \text{ кг};$$

$$F_b = \frac{S}{[\sigma_{всж}]} = \frac{82,5}{350} = 0,23 \text{ см}^2;$$

$$F_n = \frac{S}{[\sigma_{вр}]} = \frac{82,5}{830} = 0,099 \text{ см}^2;$$

Сечение 3

$$M_3 = -0,8 \text{ кгм}; H_{ср} = 0,04 \text{ м};$$

$$S = \frac{M_{изг}}{H_{ср}} = \frac{0,8}{0,04} = 20 \text{ кг};$$

$$F_b = \frac{S}{[\sigma_{всж}]} = \frac{20}{350} = 0,057 \text{ см}^2;$$

$$F_n = \frac{S}{[\sigma_{ир}]} = \frac{20}{830} = 0,024 \text{ см}^2;$$

Сечение 4

$$M_4 = -0,2 \text{ кгм}; H_{ср} = 0,04 \text{ м};$$

$$S = \frac{M_{изг}}{H_{ср}} = \frac{0,2}{0,04} = 5 \text{ кг};$$

$$F_b = \frac{S}{[\sigma_{всж}]} = \frac{5}{350} = 0,01 \text{ см}^2;$$

$$F_n = \frac{S}{[\sigma_{ир}]} = \frac{5}{830} = 0,006 \text{ см}^2;$$

Полки лонжерона крыла аппарата имеют следующие сечения:

Верхняя	Нижняя
$F_{1b} = 0,54 \text{ см}^2$	$F_{1h} = 0,23 \text{ см}^2$
$F_{2b} = 0,23 \text{ см}^2$	$F_{2h} = 0,1 \text{ см}^2$
$F_{3b} = 0,057 \text{ см}^2$	$F_{3h} = 0,024 \text{ см}^2$
$F_{4b} = 0,01 \text{ см}^2$	$F_{4h} = 0,06 \text{ см}^2$

Конструктивно принимаем следующие размеры полок лонжерона:

В сечении №1:

верхняя $A_b \times B_b = 10 \times 6 \text{ мм}$;

нижняя $A_n \times B_n = 10 \times 4 \text{ мм}$.

В сечении №4:

верхняя $A_b \times B_b = 10 \times 4 \text{ мм}$;

нижняя $A_n \times B_n = 10 \times 3 \text{ мм}$.

Ширина $A = \text{Const} = 10 \text{ мм}$ для всех полок.

Высота B – переменная:

с 6 до 4 мм – верхняя полка;

с 4 до 3 мм – нижняя полка.

Запас прочности по сравнению с расчетным в резерве.

Расчет стенок лонжерона на сдвиг от перерезывающей силы Q по касательным напряжениям:

Сечение 1

$$Q_1 = 12,5; F = \frac{12,5}{140} = 0,09 \text{ см}^2;$$

$$\sum \delta_{см} = \frac{0,09}{4,0} = 0,02 \text{ см} = 0,2 \text{ мм};$$

$$\delta_{см} = \frac{0,2}{2} = 0,1 \text{ мм}.$$

Конструктивно принимаем $\delta_{см} = 1,2 \text{ мм}$ в сечении №1, №2. Расчет сечений №2, №3, №4 не имеет смысла, так как Q_2, Q_3, Q_4 меньше Q_1 и толщина стенки получится меньше.

В сечениях №3 и №4 толщина стенки $\delta = 0,8 \text{ мм}$.

Расчет толщины обшивки крыла до лонжерона (образующими замкнутый контур) не имеет смысла, так как носок крыла обшивается бальзой толщиной явно больше расчетной.

7.2. Расчет переднего стыкового узла крыла

$$S_{сжат}^{раст} = \frac{3,5}{0,04} = 87,5 \text{ кг};$$

1) проверка проушины на разрыв по сечению

Потребное сечение:

$$F = \frac{S}{\sigma} = \frac{87,5}{40} = 2,2 \text{ мм}^2;$$

Конструктивно имеем $\sum F = 18 \text{ мм}^2$.

2) проверка пластины на разрыв по сечению

Потребное сечение:

$$F = \frac{S}{\sigma} = \frac{87,5}{40} = 2,2 \text{ мм}^2;$$

Имеем $\sum F = 18 \text{ мм}^2$.

Конструктивно размеры проушины и пластины гораздо больше, чем это необходимо, следовательно, при таких нагрузках прочность узла гарантирована по всем видам деформаций.

3) расчет стыковочного болта на срез от силы $S_{сжат}^{раст}$

$$F = \frac{S}{\sigma} = \frac{87,5}{35} = 2,5 \text{ мм}^2;$$

Потребная $F = 2,5 \text{ мм}^2$.
Имеем

$$F = \frac{\pi D}{4} = \frac{3,14 \cdot 5^2}{4} = 19,6 \text{ мм}^2,$$

так как имеем две плоскости среза, то $F_{\Sigma} = 19,6 \cdot 2 = 39,2 \text{ мм}^2$, что гарантирует прочность узлов с большим запасом.

8. Описание конструкции аппарата

Малоразмерный летательный аппарат народно-хозяйственного применения «Горизонт» рис. 6 а, б выполнен по схеме моноплан с верхним расположением крыла и «Г» – образным оперением, с силовой установкой закрепленной на пилоне сверху крыла в месте его разьема. Шасси на аппарате отсутствуют, на фюзеляже для посадки на грунт и травяное покрытие предусмотрено лыжа.

Конструктивно аппарат представляет собой легкую деревянно-пластиковую конструкцию с широким использованием бальзы и композитов на основе стекло, и углеволокна.

Установка винтомоторной группы на пилоне, над крылом, позволила разместить в носовой части фюзеляжа целевую нагрузку, в том числе датчики, выводимые в невозмущенный поток воздуха впереди носовой части фюзеляжа. Это решение избавляет аппаратуру целевой нагрузки от вредных влияний на неё работы силовой установки и дает возможность обеспечить свободный доступ к аппаратуре.

Из необходимости повышения ресурса работы конструкции аппарата, с одновременным снижением затрат на ее изготовление, фюзеляж выполнялся наборным, состоящим из продольного набора – деревянных лонжеронов, а также поперечного набора – фанерных шпангоутов.

Сверху фюзеляж был обшит пластинами из бальзы на цианоакрилатном клее и покрыт специальной полимерной пленкой с возможностью ее термоусадки.

Носовая часть аппарата была снабжена съемным обтекателем, выклеенным по болванке из стеклоткани на эпоксидном связующем. В местах усиления фюзеляжа были применены детали из стеклопластика.

Крыло – наборной конструкции, выполнено по однолонжеронной схеме с задней стенкой. Продольным набором крыла являлись лонжероны, представляющие собой полки со стенкой. Полки выполнены из прямослойной сосны с усилением органолоном на эпоксидном связующем.

Поперечным набором являлись нервюры из бальзовых пластин. Задняя стенка, к которой прикреплены узлы навески элеронов из алюминиевого сплава, как принадлежность продольного набора, также была усилена органолоном на эпоксидном связующем. Крыло, имея специальные фрезерованные узлы, крепилось к узлам внутри фюзеляжа, выполненным из алюминиевого сплава, посредством винтов, образуя легкоразъемное в полевых условиях соединение. Разъем крыла у правой и левой боковин фюзеляжа производился путем отвинчивания двух винтов внутри фюзеляжа через специальные лючки с последующим удалением корневых частей крыла из гнезд его крепления.

Верхняя и нижняя поверхности носовых частей крыла до лонжерона с целью сохранения более точных теоретических обводов профиля крыла и повышения прочности были обшиты листовой бальзой. Обшивка всего крыла, верх и низ, выполнена из полимерной пленки типа «Ораковер» с возможностью ее термоусадки.

В местах стыка консолей разъемного крыла аппарата, система поперечного управления снабжена высокоточными узлами передачи усилий, легко расстыковывающимися в полевых условиях.

Горизонтальное оперение (ГО) выполнено наборным по однолонжеронной схеме со стенкой, на которую посредством специальных узлов навешивался руль высоты. Обшивалось ГО спереди до лонжерона пластинами из бальзы. Окончательно ГО обшивалось специальной полимерной пленкой «Ораковер» с возможностью ее термоусадки.

Вертикальное оперение (ВО) имело аналогичную конструкцию.

Мотогондола аппарата была выклеена из стеклоткани на эпоксидном связующем по болванке. Внутри мотогондолы на эпоксидном связующем установлены усиленные шпангоуты, связанные между собой лонжеронами. На одном из шпангоутов посредством стального крепежа закреплена, фрезерованная из дюралюминия, моторама. В пространстве за усиленными шпангоутами размещен цилиндрический топливный бак. Мотогондола с внутренними элементами и силовой установкой являлась отдельным легкозаменяемым модулем.

Аппарат был оснащен калильным двигателем рабочим объемом 10 см^3 мощностью 1,2 л.с. закрепленным на моторама внутри мотогондолы посредством винтов с амортизаторами. Топливный бак, емкостью до 1,0 л. располагался выше уровня жиклера, и топливо поступало в двигатель самоте-

ком. Предусмотрена, была, принудительная подача топлива из бака в двигатель избыточным давлением, отбираемым из картера двигателя.

Управление аппаратом осуществлялось дистанционно комплектом пропорциональной радиоаппаратуры 9CAP Futaba. В её составе T9CAP PCM 1024 Futaba – передатчик и R149DP Futaba – приемник. Сигналы управления передавались по каналам курса, крена, тангажа, изменения режимов работы двигателя. Позднее для изменения режимов работы бортовой аппаратуры и целевой нагрузки, для обеспечения стабильного полета при выполнении задания в каналы управления по курсу, крену, тангажу были включены пьезогирометры GY 240 по одному на каждый канал с соответствующей их настройкой при установке. Сервоприводы S3001 Futaba управления рулем высоты, рулем направления и целевой нагрузкой были размещены в фюзеляже на специальных амортизированных платах. Сервоприводы S3001 Futaba управления элеронами размещались в крыле.

В любой момент времени с целью проверок и отработок аппаратура могла быть включена.

Аппарат оснащался двухлопастным воздушным винтом диаметром Ø300 мм с шагом 120 мм.

В соответствии с проектом, аппарат имел отсек целевой нагрузки размером 400×100×80 мм. Отсек был предназначен для размещения:

1. Микротермометра с линией передачи данных.
2. Высотомера барометрического принципа действия.
3. Измерителя влажности воздуха.
4. Аппаратуры изокинетического отбора проб воздуха.

Выводы

В результате заданных данных:

Масса аппарата полетная

$$m_o = 6500 \text{ г} = 6,5 \text{ кг.}$$

Масса целевой нагрузки

$$m_{\text{цн}} = 2000 \text{ г} = 2,0 \text{ кг.}$$

Были получены расчетные параметры аппарата:

Масса крыла

$$m_{\text{кр}} = 1280 \text{ г} = 1,280 \text{ кг.}$$

Масса фюзеляжа

$$m_{\text{ф}} = 1400 \text{ г} = 1,400 \text{ кг.}$$

Масса оперения

$$m_{\text{оп}} = 380 \text{ г} = 0,380 \text{ кг.}$$

Масса горизонтального оперения

$$m_{\text{го}} = 270 \text{ г} = 0,270 \text{ кг.}$$

Масса вертикального оперения

$$m_{\text{во}} = 110 \text{ г} = 0,110 \text{ кг.}$$

Масса конструкции аппарата

$$m_{\text{констр}} = 3000 \text{ г} = 3,000 \text{ кг.}$$

Аэродинамический профиль крыла Wortmann FX 63 137.

Аэродинамический профиль ГО NASA 0009.

Аэродинамический профиль ВО NASA 0012.

Форма крыла в плане прямоугольная.

Площадь крыла $S = 70 \text{ дм}^2$.

Размах крыла $L = 2500 \text{ мм.}$

САХ крыла $\text{САХ} = 280 \text{ мм.}$

Удлинение крыла $\lambda = 8$

Угол установки крыла $\varphi^0 = 0^0$

Площадь элерона $S_{\text{элэр}} = 3,04 \text{ дм}^2$

Длина элерона $L_{\text{элэр}} = 380 \text{ мм.}$

Хорда элерона $b_{\text{элэр}} = 80 \text{ мм.}$

Форма ГО в плане трапециевидная

Площадь ГО $S_{\text{го}} = 17 \text{ дм}^2$

Размах ГО $L_{\text{го}} = 920 \text{ мм.}$

САХ ГО $\text{САХ}_{\text{го}} = 185 \text{ мм.}$

Максимальная хорда ГО $b_{\text{макс го}} = 200 \text{ мм.}$

Минимальная хорда ГО $b_{\text{мин го}} = 170 \text{ мм.}$

Удлинение ГО $\lambda_{\text{го}} = 5$

Площадь руля высоты (РВ) $S_{\text{рв}} = 7,8 \text{ дм}^2$

Максимальная хорда РВ $b_{\text{макс рв}} = 100 \text{ мм.}$

Минимальная хорда РВ $b_{\text{мин рв}} = 70 \text{ мм.}$

Длина РВ $L_{\text{рв}} = 920 \text{ мм.}$

Плечо оперения $L_{\text{го}} = 860 \text{ мм.}$

Площадь ВО с учетом форкиля, фальшкиля и т.п. $S_{\text{во}} = 8,19 \text{ дм}^2$

Площадь форкиля, фальшкиля и т.п. $S_{\text{фф}} = 3,19 \text{ дм}^2$

Максимальная хорда ВО $b_{\text{макс во}} = 226 \text{ мм.}$

Минимальная хорда ВО $b_{\text{мин во}} = 164 \text{ мм.}$

Высота ВО $L_{\text{во}} = 260 \text{ мм.}$

Площадь руля направления (РН) $S_{\text{рн}} = 1,68 \text{ дм}^2$

Максимальная хорда РН $b_{\text{макс рн}} = 90 \text{ мм.}$

Минимальная хорда РН $b_{\text{мин рн}} = 50 \text{ мм.}$

Высота РН $L_{\text{рн}} = 240 \text{ мм.}$

В результате выполненных расчетно-графических работ по проектированию летательного аппарата «Горизонт», определены его геометрические параметры, произведен выбор типа и параметров силовой установки, произведен аэродинамический расчет и определены летно-технические характеристики аппарата, характеристики устойчивости, управляемости – получен материал для выполнения графической части эскизного проекта в объеме технического проекта.

Малоразмерный летательный аппарат народно-хозяйственного применения
«Горизонт»

a



б

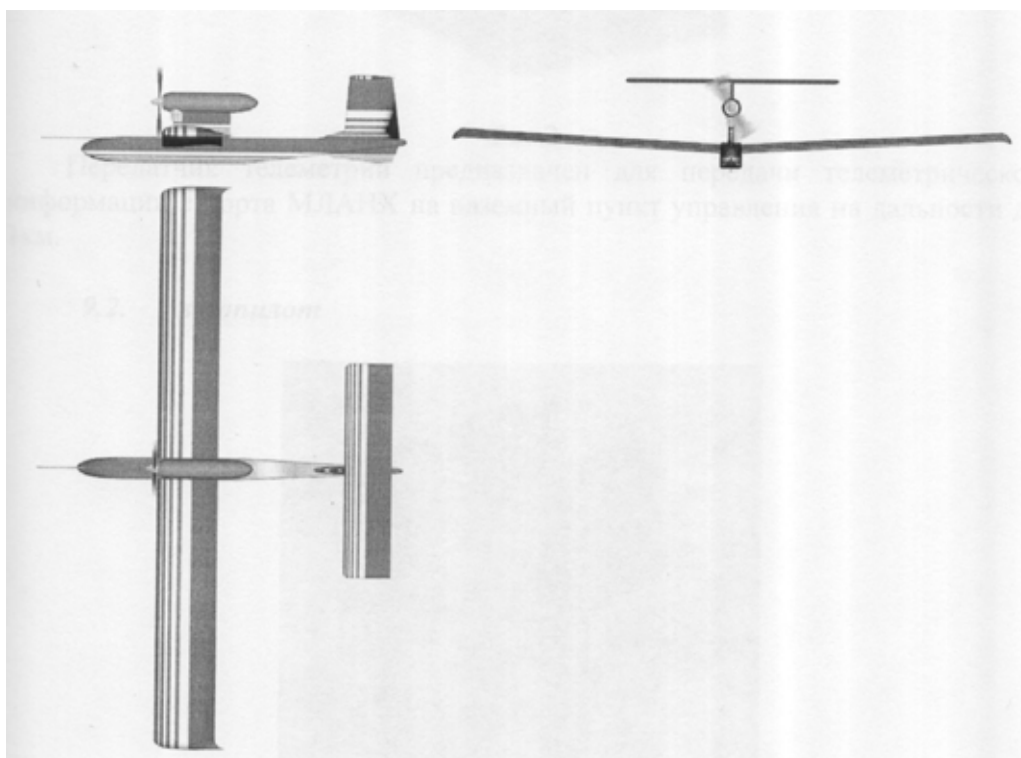


Рис. 6

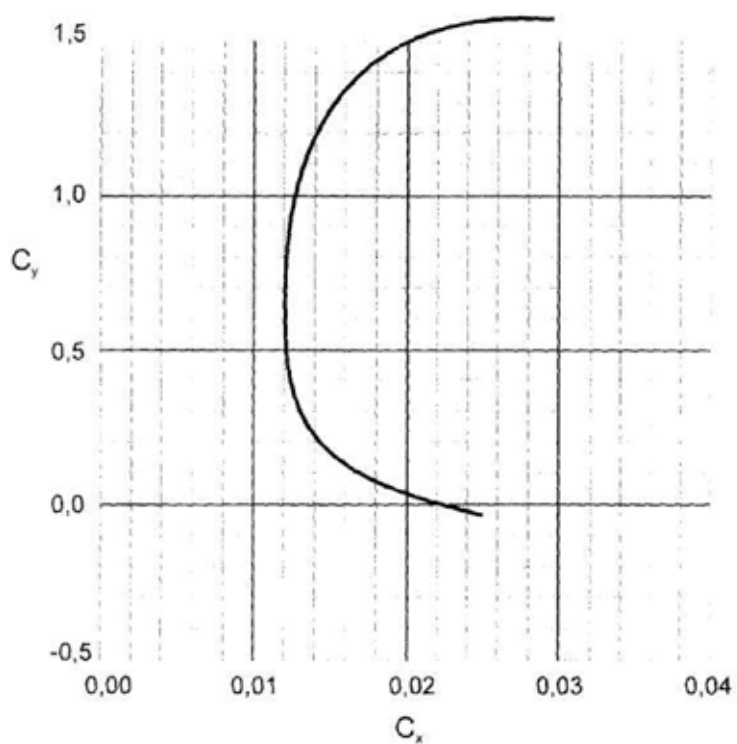


Рис. 7. Поляра профиля Wortmann FX 63–137

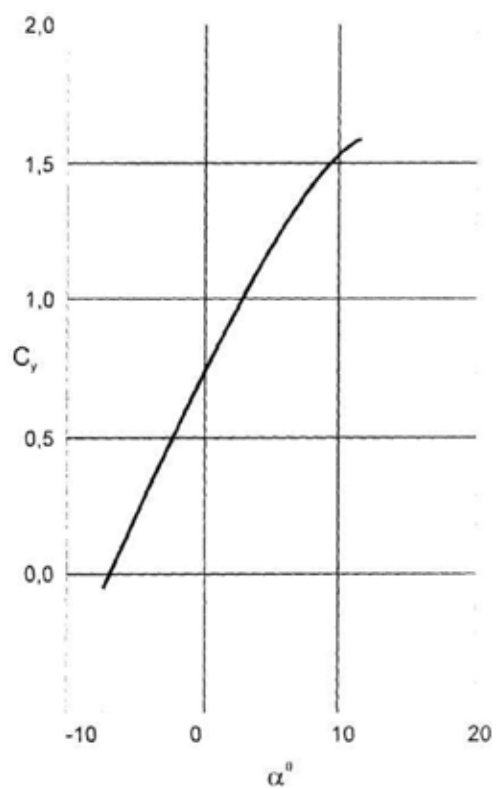


Рис. 8. Зависимость C_y от α

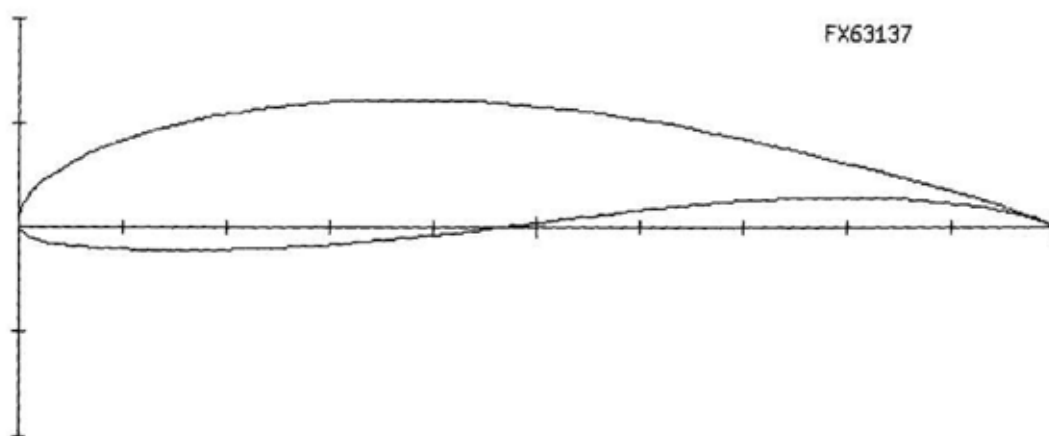


Рис. 9. Профиль Wortmann FX 63–137

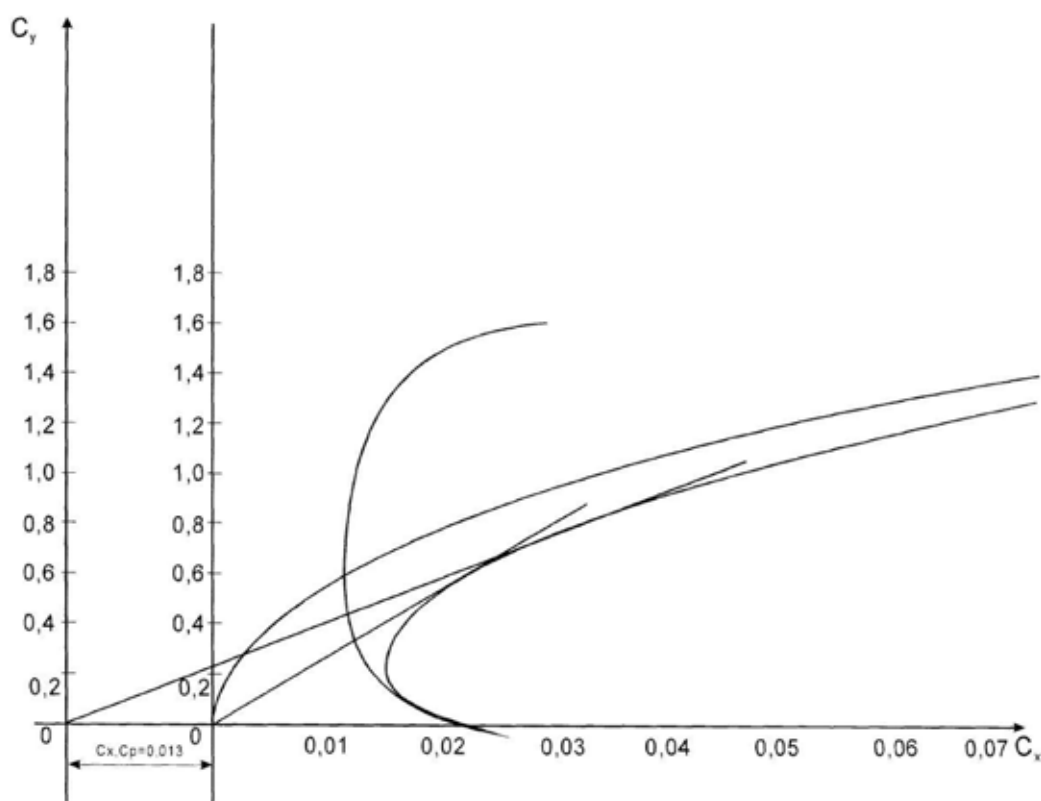


Рис. 10. Поляра проектируемого аппарата

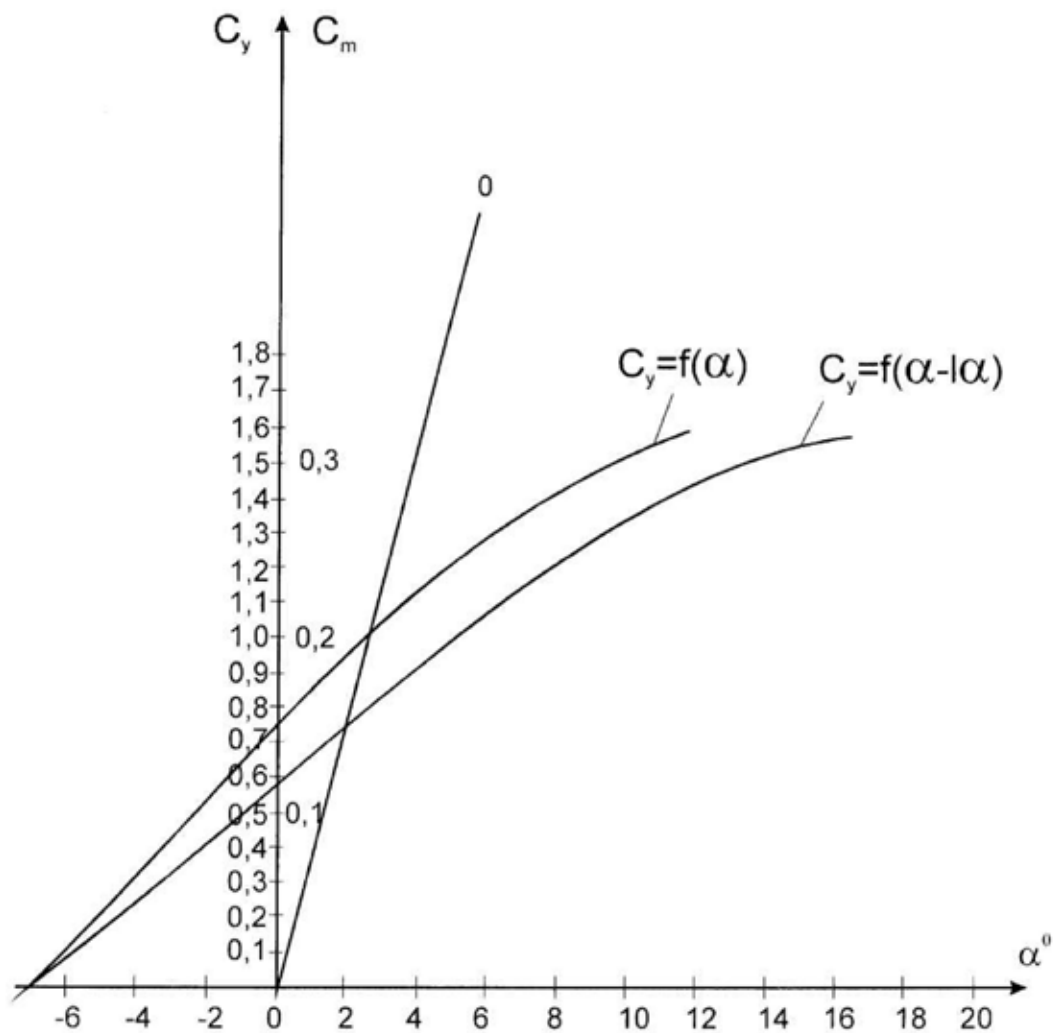


Рис. 11. График зависимости $C_y=f(\alpha)$

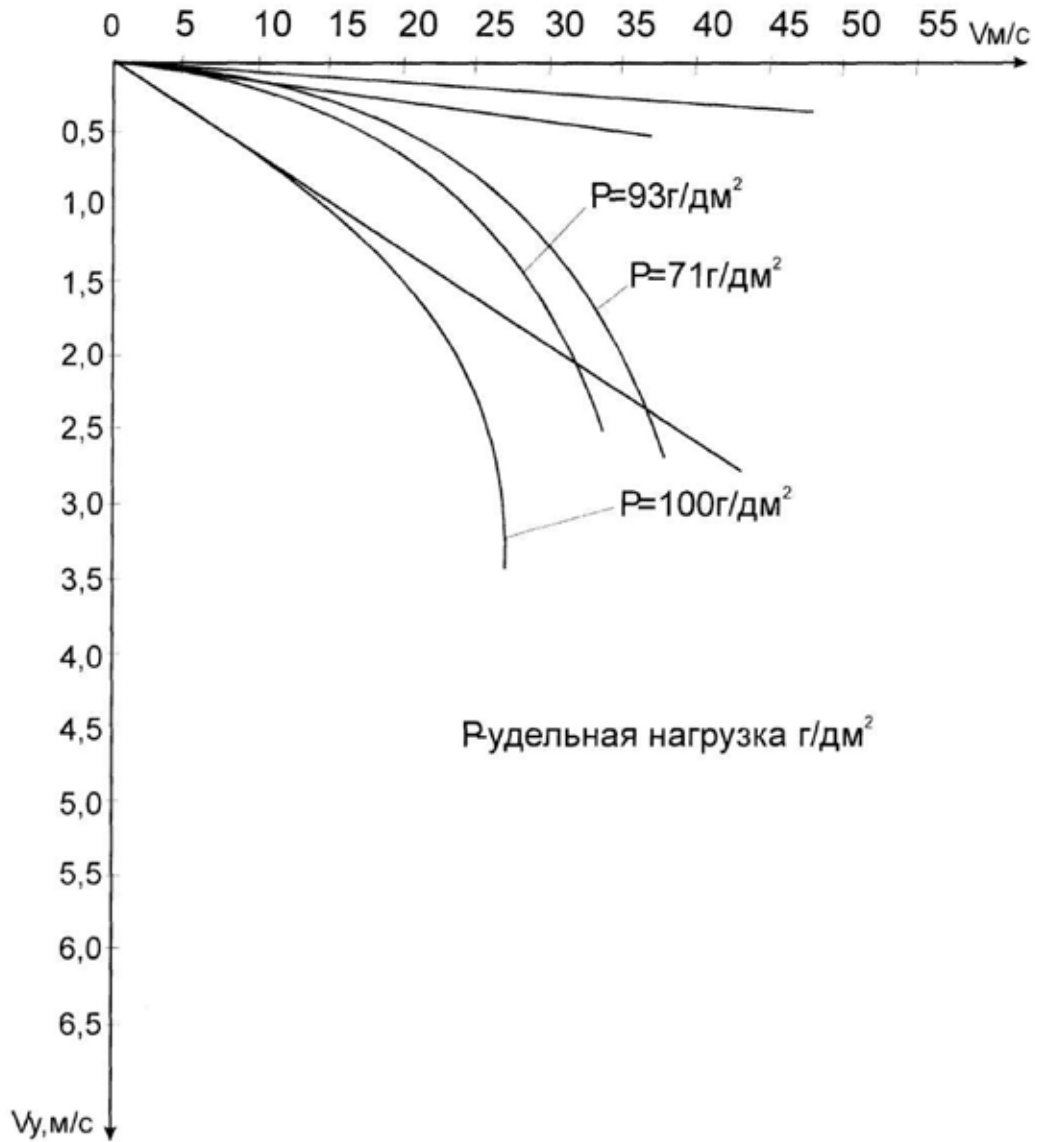


Рис. 12. Скоростная поляра в режиме планирования

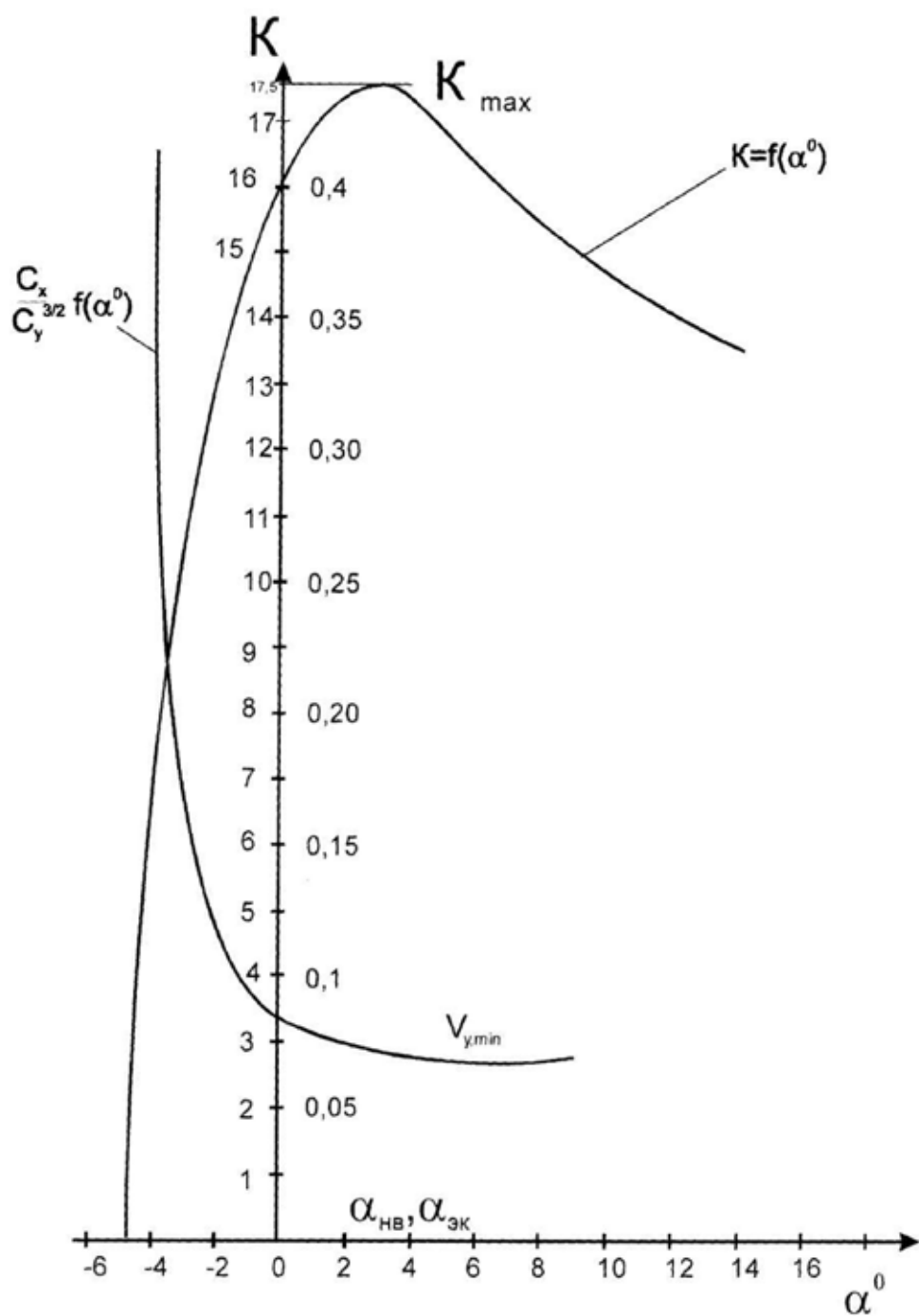


Рис. 13. График зависимости $\frac{C_x}{C_y^{3/2}}$

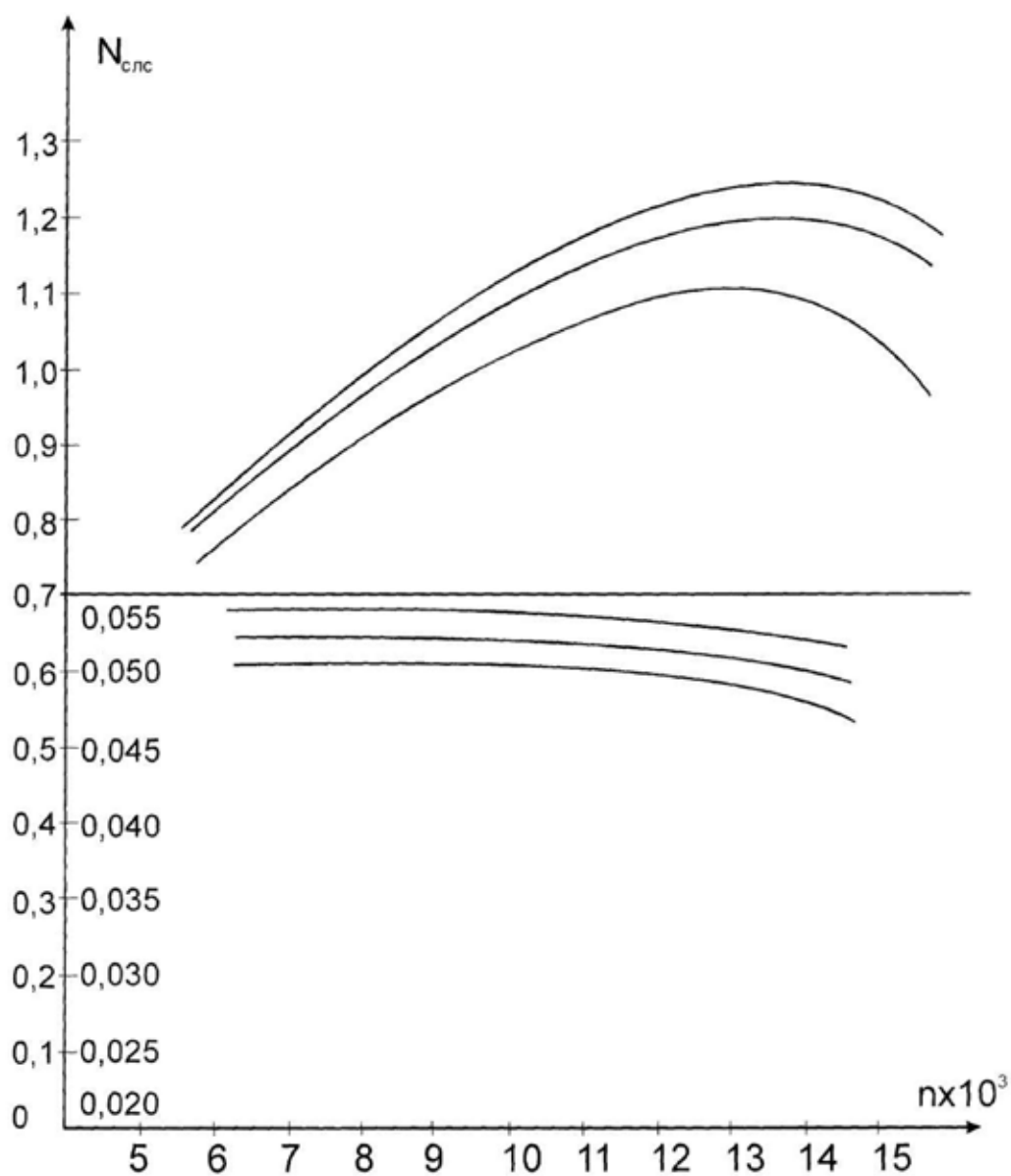


Рис. 14. Внешняя характеристика двигателя «Радуга-10ру»

График зависимости коэффициента момента $m_z=f(C_y)$.

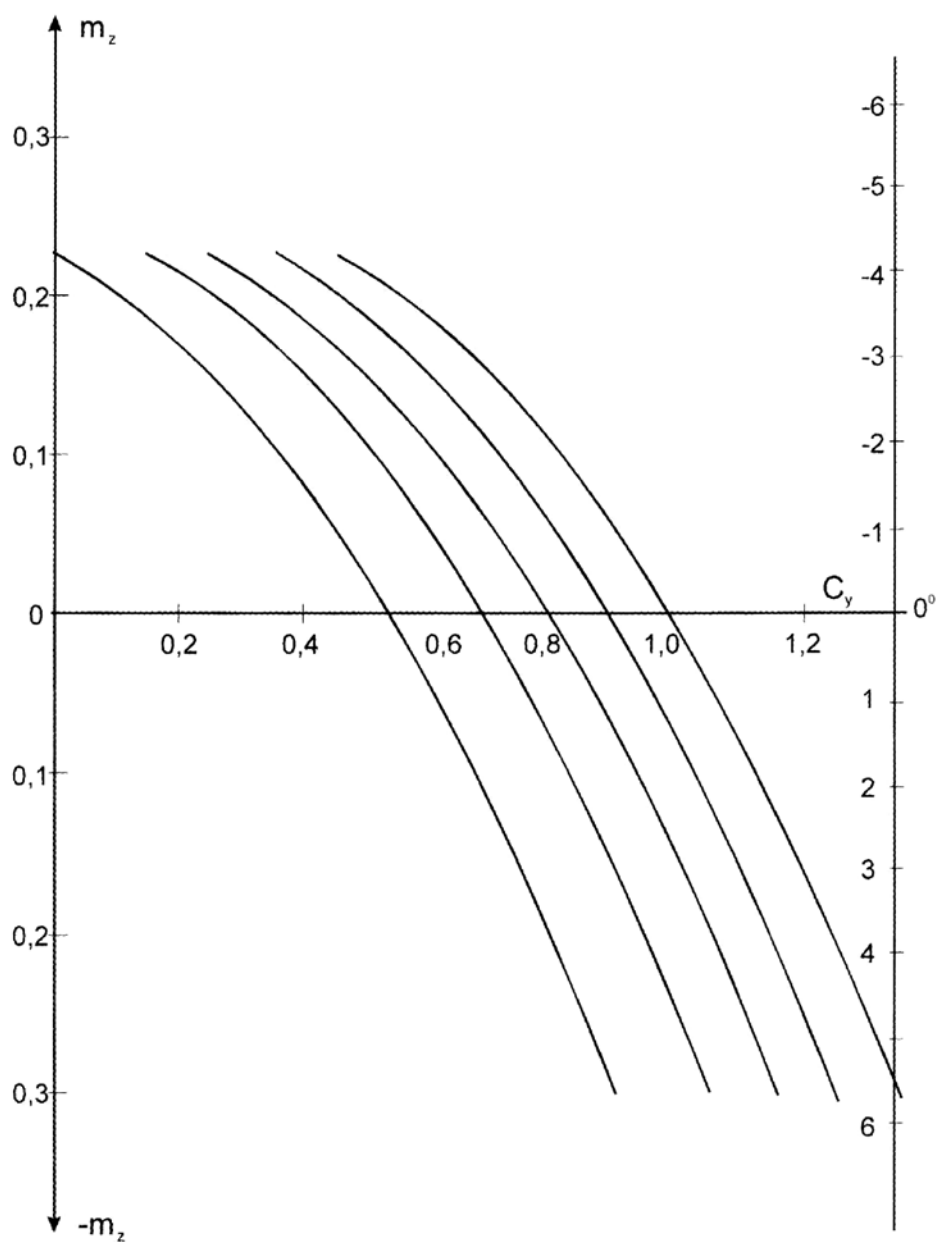


Рис. 15. График зависимости $m_{z_{крыла}}f(C_y)$, $m_{z_{оперки}}f(C_y)$, $m_{z_{аппарата}}f(C_y)$

Центровка аппарата

№ п/п	Наименование агрегата, груза	G, кг	X, м	G _x	Y, м	G _y
1	Крыло	1,28	0,48	0,61	0,06	0,077
2	Фюзеляж	1,4	0,61	0,85	0	0
3	Оперение	0,38	1,31	0,5	0,15	0,057
4	Силовая установка и оборудование системы радиуправления	1,24	0,58	0,72	0,22	0,27
5	Энергоисточники	0,2	0,52	0,1	0,02	0,004
6	Целевая нагрузка	2,0	0,2	0,4	0	0
Σ		6,5	ΣG _x = 3,18	ΣG _y = 0,838		

$$X_0 = \frac{\sum G_x}{G_a} = \frac{3,18}{6,5} = 0,49 \text{ м}; \quad Y_0 = \frac{\sum G_y}{G_a} = \frac{0,838}{6,5} = 0,129 \text{ м}.$$

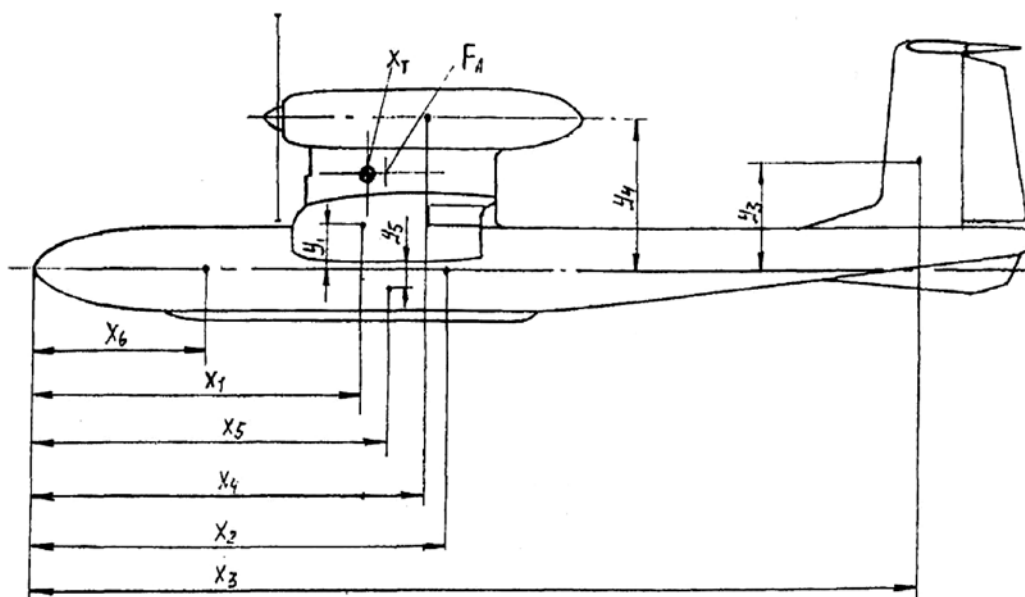


Рис. 16. Схема определения центра тяжести

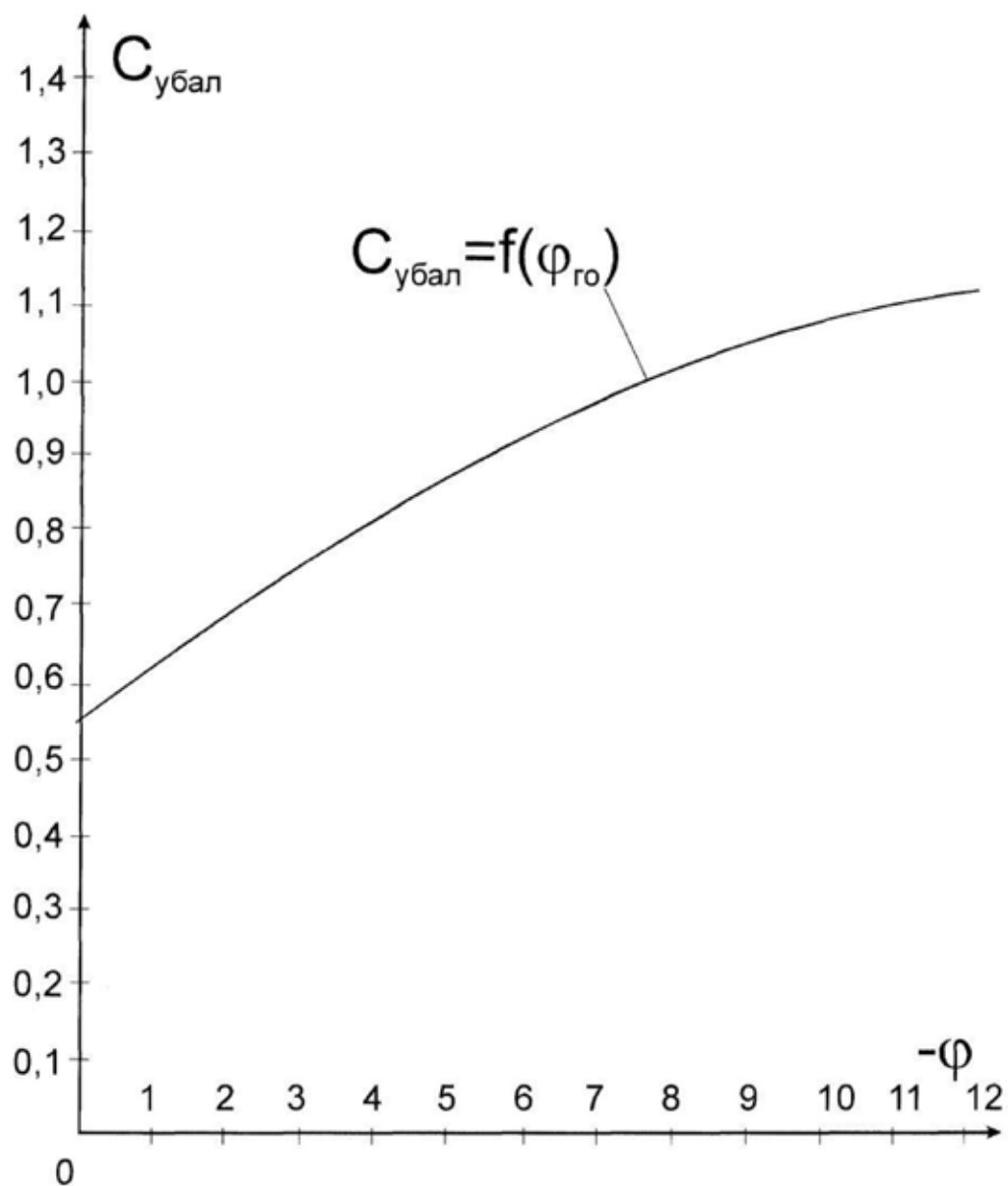


Рис. 17. График зависимости $C_{y\text{баланс}} = f(\varphi_{\text{г.о.}})$

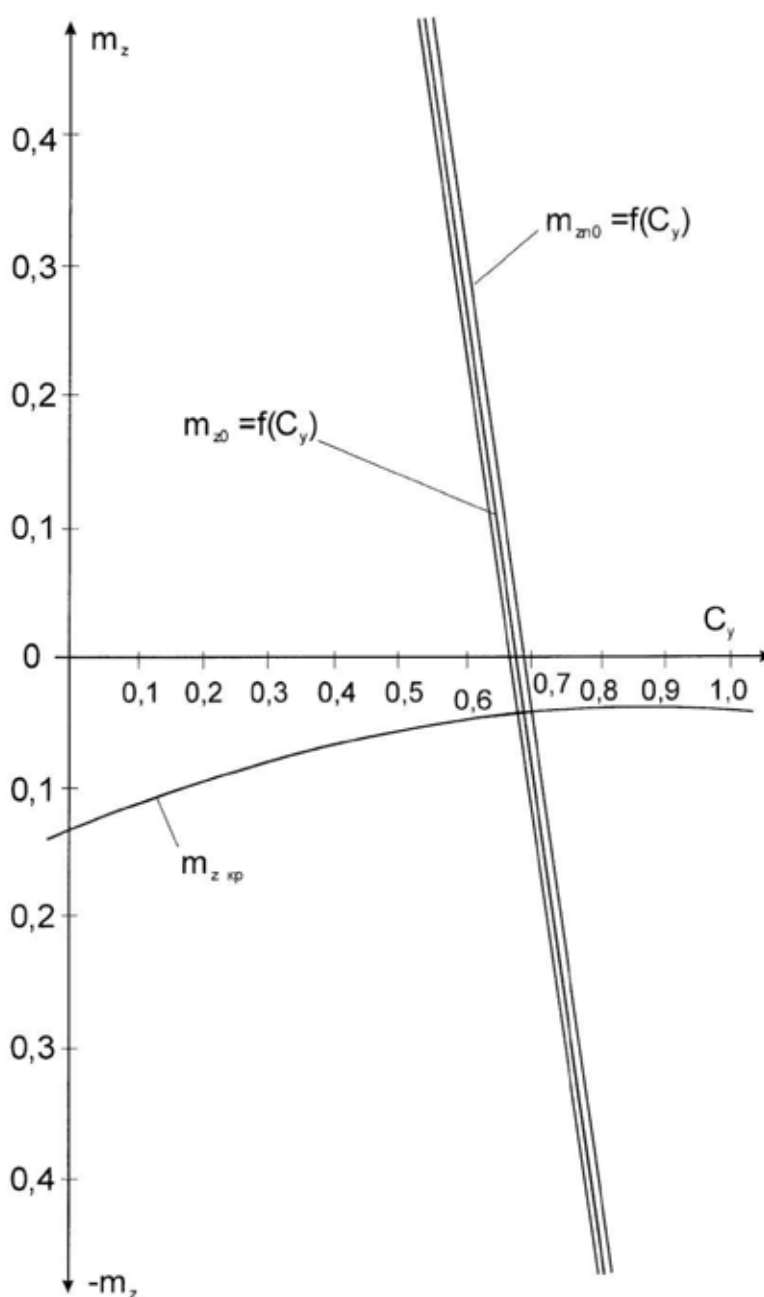


Рис. 18

Список литературы

1. Чумак П.И., Кривокрысенко В.Ф. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. – М.: Патриот, 1991.
2. Арепьев А. Выбор параметров // Крылья Родины. – 1989. – №4.
3. Мерзликин В.Е. Радиоуправляемые модели планеров – М.: ДОСААФ, 1982.
4. Вилле Р. Постройка летающих моделей-копий. – М.: ДОСААФ, 1986.
5. Болонкин А.А. Теория полета летающих моделей. – М.: ДОСААФ, 1962.
6. Миклашевский Г.В. Летающие модели – М.: Оборонгиз, 1946.
7. Гаевский О.К. Летающие модели планеров. – М.: ДОСААФ, 1955.
8. Гаевский О.К. Авиамоделирование. – М.: ДОСААФ, 1964г., 1990г.
9. Егер С.М., Шагалов И.А. Введение в специальность «Инженер-механик по Самолетостроению». – М.: МАИ им. С. Орджоникидзе, 1983.
10. Воронков Ю. С., Воронков О.Ю. Первый в Таганроге. Малоразмерный летательный аппарат народно-хозяйственного применения МЛАНХ – 2000 // Современные наукоемкие технологии. – 2013. – №11. – С. 27–34.