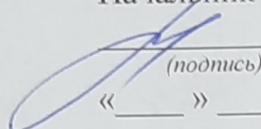


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

Работа выполнена в СКБ «Компьютерные и инженерные технологии»

СОГЛАСОВАНО

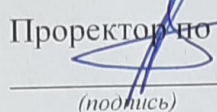
Начальник отдела ОНиПКРС
Е.М. Димитриади


(подпись)

«___» _____ 20__ г.

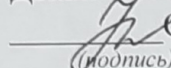
УТВЕРЖДАЮ

Проректор по научной работе
А.В. Космынин


(подпись)

«___» _____ 20__ г.

Декан ФАМТ


О.А. Красильникова
(подпись)

«___» _____ 20__ г.

«Проектирование самолёта сельскохозяйственного назначения»

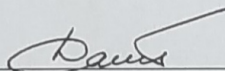
Комплект проектной документации

Руководитель СКБ «КИТ»


(подпись, дата)

А.В. Свиридов

Руководитель проекта


(подпись, дата)

Д.А. Потяхин

Комсомольск-на-Амуре 2026

Карточка проекта

Название	Проектирование лёгкого самолёта сельскохозяйственного назначения
Тип проекта	Научно-исследовательский проект (с дальнейшей публикацией в РИНЦ)
Исполнители	Студент И.Г. Гаврин – группа 4ТС-2
Срок реализации	ноябрь 2025 – апрель 2026

Использованные материалы и компоненты

[illegible]

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

ЗАДАНИЕ
на разработку

Название проекта: Проектирование лёгкого самолёта сельскохозяйственного назначения.

Назначение: Проектирование лёгкого самолёта для нужд сельского хозяйства

Область использования: В сельском хозяйстве на территории Дальнего Востока

Функциональное описание проекта: Появилась потребность в сельскохозяйственной авиации у аграрных предприятий на территории Дальнего Востока.

Техническое описание: Масса пустого – 250кг; максимальная взлётная масса – 500кг; грузоподъёмность – 150кг, крейсерская скорость – 90км/ч, а также простота конструкции, способность взлёта и посадки с неподготовленных площадок вблизи района работ, устойчивость к поперечному ветру и самое главное, это герметичность кабины пилота с приточной вентиляцией, оборудованной системой фильтрации поступающего в кабину воздуха.

Требования: Самолёт должен соответствовать заданным лётно-техническим характеристикам.

План работ:

Наименование работ	Срок
Задание требований к лётно-техническим характеристикам проектируемого самолёта. Анализ сельскохозяйственных самолётов, используемых сейчас в России и имеющих схожие параметры с проектируемым самолётом.	Ноябрь 2025
Проектирование сельскохозяйственного самолёта	Март 2026
Оформление отчета	Май 2026

Перечень графического материала:

1. Чертежи спроектированного самолёта.
 - вид спереди с лётно - техническими характеристиками
 - виды слева и сверху
 - компоновка самолёта
 - центровка самолёта
 - основные геометрические параметры крыла в плане

Руководитель проекта

(подпись, дата)

Д.А. Потянихин

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

ПАСПОРТ
«Проектирование лёгкого самолёта сельскохозяйственного назначения»

Руководитель проекта

(подпись, дата)

Д.А. Потянихин

Комсомольск-на-Амуре 2026

Содержание

1	Общий раздел	2
1.1.	Условные обозначения	2
1.2.	Технико-экономические требования	5
2	Конструкторский раздел	6
2.1.	Статистика и подбор прототипов	6
2.2.	Весовой расчёт самолёта	10
2.3.	Определение основных геометрических параметров самолёта	12
2.4.	Аэродинамический расчёт	24
2.5.	Техническое описание конструкции крыла	33
ПРИЛОЖЕНИЕ А Статья на конференцию и сертификат участника		37

1. Общий раздел

1.1. Условные обозначения.

$G_{\text{взл.}}$ — взлётный вес;
 $G_{\text{пуст.}}$ — вес пустого самолёта;
 $G_{\text{п.н.}}$ — вес полезной нагрузки;
 $G_{\text{констр.}}$ — вес конструкции самолёта;
 $G_{\text{топл}}$ — вес топлива;
 $G_{\text{гр}}$ — вес груза;
 $G_{\text{эк}}$ — вес экипажа;
 $G_{\text{с.у.}}$ — вес силовой установки;
 $G_{\text{кр}}$ — масса крыла;
 $G_{\text{тр}}$ — масса трубы;
 $G_{\text{обш}}$ — масса обшивки;
 $G_{\text{р}}$ — масса расчалок;
 R — наружный радиус трубы;
 r — внутреннеий радиус трубы;
 $L_{\text{тр}}$ — длина трубы;
 n — количество труб;
 $S_{\text{кр}}$ — площадь крыла;
 $L_{\text{трос}}$ — длина троса;
 C_y — коэффициент подъемной силы;
 C_x — коэффициент лобового сопротивления;
 λ — удлинение крыла;
 l — размах крыла;
 b — хорда;
 η — сужение;
 $\bar{c}$ — относительная толщина профиля;
 $\bar{f}$ — относительная кривизна профиля;

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		2

ψ – угол поперечного «V» крыла;
 φ – угол установки крыла;
 l_{ϕ} – длина фюзеляжа;
 B_{ϕ} – ширина фюзеляжа;
 H_{ϕ} – высота фюзеляжа;
 $V_{\max}$ – максимальная скорость;
 $V_{\text{крейс}}$ – крейсерская скорость;
 V_y – скороподъемность;
 $V_{\text{св}}$ – скорость сваливания;
 L – дальность полета;
 H – практический потолок;
 $V_{\text{отр}}$ – скорость отрыва;
 $V_{\text{пос}}$ – посадочная скорость;
 $L_{\text{разб}}$ – длина разбега ;
 $L_{\text{проб}}$ – длина пробега;
 $L_{\text{воз}}$ – длина воздушного участка взлетной дистанции;
 ρ_n – плотность воздуха у земли;
 D – диаметр винта;
 N_p – располагаемая мощность;
 N_n – потребная мощность;
 N – мощность двигателя, л. с.;
 η_v – КПД винта;
 $L_{\text{пл}}$ – дистанция планирования;
 $L_{\text{выд}}$ – дистанция выдерживания;
 $L_{\text{проб}}$ – дистанция пробега;
 $C_{y_{\text{азп}}}$ – коэффициент подъемной силы при заходе на посадку;
 $C_{y_{\text{мах}}}$ – максимальная подъемная сила;
 $C_{x_{\text{азп}}}$ – коэффициент лобового сопротивления при заходе на посадку;
 C_{x_0} – коэффициент вредного сопротивления самолета;

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		3

A – коэффициент «отвала поляры»;
 K – аэродинамическое качество самолета;
 $V_{зп}$ – скорость захода на посадку;
 $V_{крейс}$ – крейсерская скорость полета;
 t_n – продолжительность полета;
 m_f – количество топлива на борту;
 $m_{сч}$ – часовой расход топлива;
 $N_{п}$ – потребная мощность двигателя;
 C_e – удельный часовой расход топлива.

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		4

1.2. Техничко-экономические требования

Экономические затраты на обработку посевных площадей:

стоимость обработки одного гектара	400-450 рублей
время обработки одного гектара	18-23 секунды
количество раствора на один гектар	3 – 5 литров
ёмкость бака для заправки хим. раствора	100 – 150литров
за один вылет мотодельтоплан обрабатывает	30 – 40 га
время, затраченное на обработку этой площади	15 – 20 минут
средняя выработка по России	до 15 тысяч гектар за сезон

Требования, предоставляемые к самолёту:

масса пустого	250 кг
максимальная взлётная масса	500 кг
грузоподъёмность	150 кг
крейсерская скорость	90 км/ч
радиус виража	60 м
скорость сваливания	65 км/ч
способность взлёта и посадки с неподготовленных площадок	
устойчивость к поперечному ветру	
герметичность кабины пилота с приточной вентиляцией, оборудованной системой фильтрации поступающего в кабину воздуха	

2. Конструкторский раздел

2.1. Статистика и подбор прототипов

2.1.1. Авиатика-МАИ-890СХ



Рисунок 1 - Авиатика-МАИ-890СХ

МАИ-890СХ представляет собой одноместный легкий сельскохозяйственный самолет, предназначенный для ультрамалообъемного опыления сельскохозяйственных угодий.

2.1.2. А-35 Сканер



Рисунок 2 – Фото самолёта А-35 Сканер

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		6

Самолет А-35 Сканер разработан и изготовлен в ООО СК Авантаж», предназначен для выполнения сельскохозяйственных работ. Первый полет самолета состоялся в марте 2004 года.

2.1.3. Фермер-2



Рисунок 3 – Фото самолёта Фермер-2

Специализированный самолёт для проведения авиационно-химических работ (АХР) “Фермер-2” - одноместный подкосный низкоплан с тянущим винтом, с прочными главными стойками шасси пирамидального типа и хвостовой рессорой. Не требуется специальной взлетно-посадочной полосы, достаточно укатанной грунтовой.

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		7

2.1.4. МАИ-223СХ



Рисунок 4 – Фото самолёта МАИ-223СХ

МАИ-223СХ является сельскохозяйственным вариантом самолёта МАИ-223 Китенок. Разработка самолта началась в 2005 году. Первый полет МИА-223 состоялся 28 июля 2006 года. Со следующего года началась поставка серийных аппаратов. Поставки осуществляет ООО "ПРО-Авиа", действующее совместно с ОСКБЭС МАИ.

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
						8
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		

Общие лётно-технические характеристики сельскохозяйственных
самолётов и среднее значение параметров

Название	МАИ-890СХ	А-35 сканер	Фермер 2	МАИ-223СХ	Среднее
Размах крыла, м	8.11	10.22	10.40	8.56	9.3
Длина, м	5.32	6.69	7.15	6.15	6.3
Высота, м	2.25	3.07	2.20	—	2.5
Площадь крыла, м ²	14.29	13.67	13.00	11.40	13.1
Масса пустого, кг	331	477	606	362	444
Максимальная взлетная масса, кг	540	750	1100	630	755
Топливо, кг	37	—	85	70	64
Тип двигателя	1 ПД Rotax-912ULS	1 ПД Rotax 912ULS	1 ПД Lycoming IO-360	1 ПД Rotax-912ULS	—
Мощность, л.с.	1 x 100	1 x 100	1 x 180	1 x 100	112
Максимальная скорость, км/ч	110	180	200	163	163
Крейсерская скорость, км/ч	90-100	150	160	120-140	130
Рабочая скорость, км/ч	—	—	125-145	120	122.5
Продолжительность полета, ч.мин	2.53	—	—	—	—
Скороподъемность, м/мин	—	300	—	198	249
Максимальная дальность, км	—	900	—	570	735
Практический потолок, м	2010	3500	—	3300	2900
Экипаж, чел	1	2	1	2	—
Полезная нагрузка	105 л химикатов	—	295 кг химикатов	160 литровый бак для химикатов	186 кг

2.2. Весовой расчёт самолёта

Весовой расчёт сводится к тому, что определяются весовые данные всех элементов, составляющих полётный вес самолёта.

Суммировав значения масс всех элементов конструкции, определяем взлётный вес по весовой сводке агрегатов и частей самолёта.

Вес пустого летательного аппарата определяется по формуле:

$$G_{\text{пуст.}} = G_{\text{взл.}} - (G_{\text{ЭК}} + G_{\text{топл}} + G_{\text{гр}}) \quad (1)$$

$$G_{\text{пуст.}} = 500 - (80 + 15.2 + 150) = 254.8 \text{ кг}$$

Вес полезной нагрузки определяется по формуле:

$$G_{\text{п.н.}} = G_{\text{ЭК}} + G_{\text{топл}} + G_{\text{гр}} \quad (2)$$

$$G_{\text{п.н.}} = 80 + 15.2 + 150 = 245 \text{ кг}$$

Вес конструкции летательного аппарата определяется по формуле:

$$G_{\text{констр.}} = G_{\text{пуст.}} - G_{\text{с.у.}} \quad (3)$$

$$G_{\text{констр.}} = 254.8 - 130 = 124.8 \text{ кг}$$

Консоль крыла состоит из дюралюминиевых труб марки Д16 и масса крыла рассчитывается по формуле:

$$G_{\text{кр}} = ((G_{\text{тр1}} + G_{\text{тр2}} + G_{\text{тр3}} + \dots + G_{\text{трn}}) + G_{\text{р}}) * 4 + G_{\text{обш}} \quad (4)$$

Масса трубы рассчитывается по формуле:

$$G_{\text{тр}} = 2,78 * (3,14R - 3,14r) * L_{\text{тр}} * n \quad (5)$$

$$G_{\text{тр1}} = 2,78 * (3,14 * 60 - 3,14 * 58) * 3 * 1 = 3,036 \text{ кг}$$

$$G_{\text{тр2}} = 2,78 * (3,14 * 40 - 3,14 * 58,5) * 3 * 1 = 1,218 \text{ кг}$$

$$G_{\text{тр3}} = 2,78 * (3,14 * 30 - 3,14 * 29) * 1 * 4 = 1,112 \text{ кг}$$

$$G_{\text{тр4}} = 2,78 * (3,14 * 20 - 3,14 * 19) * 1,2 * 10 = 2,160 \text{ кг}$$

Масса обшивки рассчитывается по формуле:

$$G_{\text{обш}} = (46 * S_{\text{кр}}) * 2,5 \quad (6)$$

$$G_{\text{обш}} = (46 * 16) * 2,5 = 1890 \text{ г} \approx 2 \text{ кг}$$

На расчалки идёт стальной трос 3мм в сечении, вес 1-го метра троса, 0,031кг, масса расчалок рассчитывается по формуле:

$$G_{\text{р}} = 31 * L_{\text{трос}} \quad (7)$$

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
						10
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		

$$G_p = 0,031 * 7,2 = 230 \text{г} = 0,23 \text{кг}$$

$$\text{Отсюда: } G_{\text{кр}} = ((3,036 + 1,218 + 1,112 + 2,160) + 0,23) * 4 + 2 = 35 \text{кг}$$

Весовая сводка агрегатов летательного аппарата

Наименование агрегата и части летательного аппарата	Вес, кг
Нагрузка	95.2
Экипаж	80
Топливо	15.2
планер	
Крыло	35
Расчалки	2.5
Подкосы крыла	2
Элероны	5
Фюзеляж	70
Остекление кабины	1
Руль направления	2
Руль высоты	4
Киль	1.5
Стабилизатор	4
Основные стойки шасси	2*12=24
Передняя стойка шасси	6
Управление	4
Ручки управления	1.5
Качалка управления, троса	1.5
Педальный узел	1
Силовая установка	
Винт	5
Моторама	1.5
Топливная система	1.4
Топливные баки	0.8
Двигатель	110
Система охлаждения	1.5
РУД	1
Оборудование СКВ	1.5
Приборная доска	5
(Радиооборудование)	0.7
Электрооборудование	3.5
Сидение	1.5
Ремни крепления	1
Аккумулятор	6
Тормозная система	1.2
Прочее (мед.аптечка 0.3)	0.2
Полезная нагрузка	150
СКВ	2
Итого:	490

2.3. Определение основных геометрических параметров самолёта

2.3.1. Определение основных геометрических параметров крыла.

Выбор формы крыла в плане и определение его площади.

Форма крыла в плане оказывает большое влияние на аэродинамические, весовые и конструктивно - технологические характеристики всего самолета.

Форма крыла в плане в основном определяется удлинением ($\lambda = l^2/S_{кр}$), сужением ($\eta = b_{корн}/b_{конц}$) и углом стреловидности x (угол между линией, соединяющей точки, лежащие на расстоянии 25% хорды, от носка профиля крыла, и перпендикуляром к плоскости симметрии самолета).

Для самолетов, использующихся в качестве учебных, сельскохозяйственных и других по назначению средств авиации, требующих полетов на малой высоте с малыми скоростями и требующих максимальной безопасности и коэффициента подъемной силы, зачастую применяется крыло прямоугольной формы ($\eta = 1, x = 0$) с удлинением выше среднего значения ($\lambda = 7...9$). Такая форма крыла имеет высокое значение подъемной силы во всем диапазоне скоростей и, не смотря на высокое значение индуктивного сопротивления, высокой безопасностью при срыве потока. При использовании одинаковых по размаху профилей, срыв потока на больших углах атаки возникает раньше всего в средней части крыла, поэтому элероны, расположенные на концах крыла сохраняют эффективность даже в некоторой области закритических углов атаки. Оно удобно в производстве в следствии простоты формы. Несколько увеличенный вес прямоугольного крыла компенсируется высокой технологичностью изготовления, а в случае применения крыла на данном типе самолетов, целесообразно применение бипланной схемы, что значительно уменьшит размах крыла, повысит подъемную силу и улучшит манёвренность самолёта.

Для проектируемого сельскохозяйственного самолёта, применимо крыло прямоугольной формы в плане. Площадь крыла определяется по

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
						12
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		

заданному взлетному весу самолета равному 500 кг и принятой при этом величине удельной нагрузки на крыло P (кг/м²). Удельная нагрузка на крыло зависит от типа и назначения проектируемого самолета. Для достижения низких значений скорости сваливания, принимаются низкие значения удельных нагрузок. Для получения заданной скорости сваливания равной 65 км/ч, удельную нагрузку на крыло принимаем равной 32 кг/м². Тогда площадь крыла проектируемого самолета будет определяться по формуле:

$$S_{кр} = \frac{G_{взл}}{P} \quad (8)$$

$$S_{кр} = \frac{500}{32} \approx 16 \text{ м}^2.$$

Выбор удлинения и определение размаха крыла и его хорды.

При выборе удлинения крыла следует учитывать, что значение именно этого параметра оказывает наиболее сильное влияние на его аэродинамическое качество. Чем больше удлинение крыла, тем выше аэродинамическое качество крыла, а значит, и летательного аппарата в целом. Удлинение крыла оказывает большое влияние на коэффициент лобового сопротивления крыла C_x , а также на его весовые и жесткостные характеристики. Крыло большого удлинения имеет большое аэродинамическое качество ($K = \frac{C_y}{C_x}$), что позволяет достичь больших дальностей полета, но такое крыло имеет большой вес и малую жесткость. Выбор наивыгоднейшего значения удлинения для проектируемого самолета следует из требований к летным характеристикам, габаритам самолета и его конструктивно - технологическим особенностям.

Согласно вышеперечисленным требованиям, удлинения крыла принимаем равным:

$$\lambda = 7,$$

Определение размаха крыла осуществляется по формуле:

$$l = \sqrt{\lambda * S_{кр}} \quad (9)$$

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		13

$$l = \sqrt{7 * 16} \approx 10.6 \text{ м},$$

По конструктивным соображениям, размах крыла принимаем равным:

$$l = 10.6 \text{ м},$$

Определение хорды крыла осуществляется по формуле:

$$b_{кр} = \frac{S_{кр}}{l} \quad (10)$$

$$b_{кр} = \frac{16}{10.6} \approx 1,5 \text{ м}^2.$$

Выбор сужения и угла стреловидности крыла.

Сужение крыла оказывает влияние на качество, вес и характеристики устойчивости летательного аппарата, особенно поперечной. Увеличение сужения крыла, благодаря уменьшению индуктивного сопротивления, увеличивает его аэродинамическое качество. При увеличении сужения уменьшается и вес крыла. Однако чрезмерное увеличение сужения ухудшает срывные характеристики крыла (начало срыва смещается на конец крыла), а значит, ухудшает характеристики поперечной устойчивости.

Вместе с тем при выборе сужения крыла необходимо учитывать трудности технологического характера, связанные с изготовлением крыла. Так, если крыло имеет сужение, не равное единице, то:

- для изготовления каждой нервюры консоли потребуется свой шаблон;
- задний лонжерон двухлонжеронного крыла либо будет иметь излом в плоскости симметрии самолета, либо криволинейные полки;
- при переменной относительной толщине крыла криволинейными будут и полки основного лонжерона.

При выборе крыла переменной формы сужение крыла принимаем равным:

$$\eta = 1,$$

Стреловидность крыла самолета, выполненного по нормальной схеме, по основному лонжерону целесообразно выполнять равной нулю. Таким образом:

$$x = 0.$$

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		14

Выбор профиля крыла

Критерии выбора аэродинамического профиля:

1. $C_{y\max}$ - максимальный коэффициент подъемной силы должен быть наибольшим для достижения наименьших посадочных скоростей.

2. $C_{x\min}$ - коэффициент минимального профильного сопротивления крыла, должен быть наименьшим для достижения больших скоростей горизонтального полета и дальности полета.

3. $\frac{C_{y^{1,5}}}{C_x}$ - коэффициент мощности, обеспечивающий наибольшую скороподъемность.

4. $K = \frac{C_y}{C_x}$ - аэродинамическое качество, необходимое для достижения большей дальности полета должно быть наибольшим.

5. $\frac{C_{y\max}}{C_{x\min}}$ - параметр аэродинамического совершенствования. Должен быть наибольшим, что говорит о его хороших качествах.

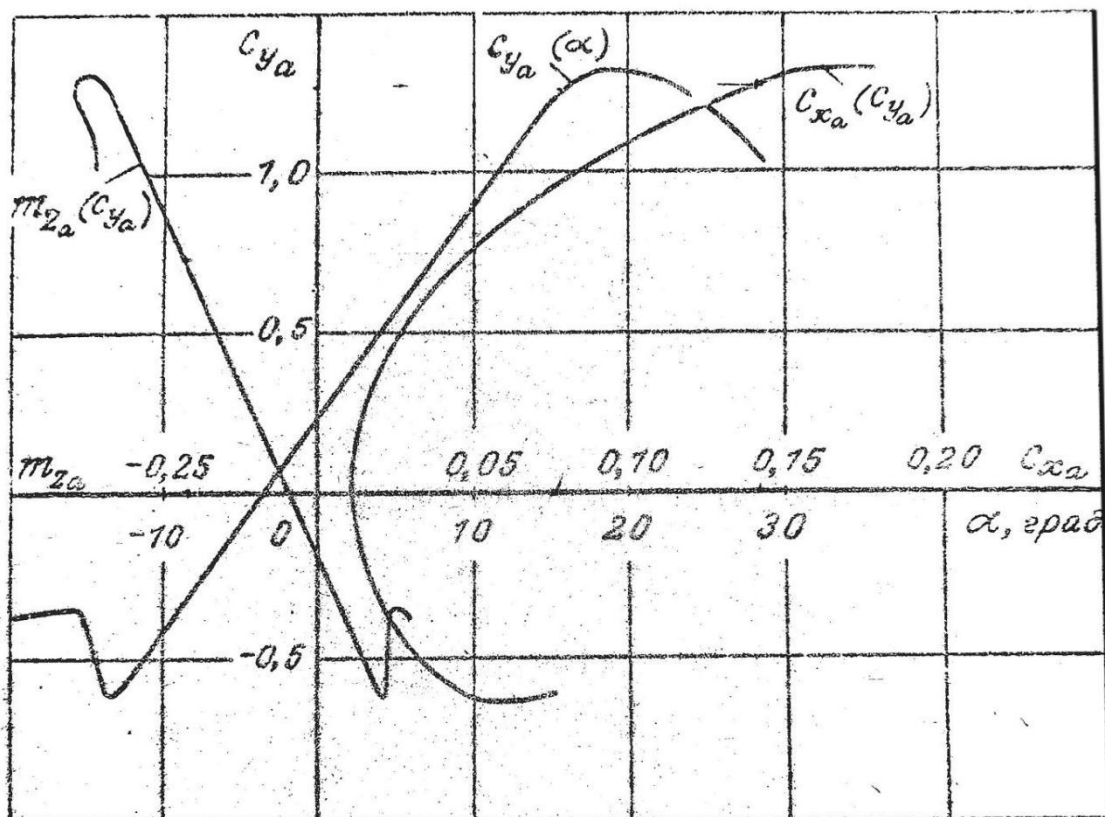
6. C_m - коэффициент моментов, должен стремиться к нулю для повышения устойчивости самолета.

Провидя анализ аэродинамических характеристик, к проектируемому самолёту применим профиль ЦАГИ Р – II – 14, являющийся распространенным у конструкторов сверхлегкой авиации и зарекомендовавший себя хорошими аэродинамическими параметрами. Относительная толщина профиля в процентном отношении составляет 14%.

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		15



Профиль ЦАГИ Р-И-14



Основные аэродинамические характеристики сечения ($\lambda = \infty$).

C_{x0}	α_0	α_{Cya}	$C_{ya_{max}}$	$C_{ya_{min}}$	m_{20}	m_{2a}	$\frac{C_{ya_{max}}}{C_{xa_{min}}}$	K_{max}	$C_{ya_{min}}$	$\left(\frac{C_{ya}}{C_{xa_{max}}}\right)^{3/2}$	$Re \cdot 10^{-5}$
0,011	-3°,4	5,22	1,52	-0,725	-0,048	-0,232	152	60,7	0,74	54,6	0,81

Рисунок 5 - Характеристики профиля ЦАГИ Р – II – 14.

Выбор угла установки и угла поперечного «V» крыла

Угол установки крыла φ значительно оказывает влияние на конечную устойчивость самолета. Для высокопланов угол φ задается в пределах от 0° до $+2^\circ$. Для сельскохозяйственного самолёта угол установки крыла принимаем равным:

$$\varphi = 2^\circ,$$

Форма крыла в поперечной плоскости самолета (вид спереди на

самолет) определяются углом ψ - углом поперечного «V», т.е. углом между плоскостью хорд консоли крыла и горизонтальной плоскостью, перпендикулярной к плоскости симметрии самолета. Поперечное «V» крыла обеспечивает поперечную устойчивость самолета, причем величина угла ψ выбирается из условия необходимого соотношения между степенью поперечной устойчивости и степенью устойчивости пути. При слишком большой поперечной устойчивости крыла самолету свойственны незатухающие колебания и крена (колебательная неустойчивость), а при недостаточной - вхождение в крутую спираль при возникновении скольжения на крыло (спиральная неустойчивость). Придание крылу положительного «V» крыло увеличивает его поперечную устойчивость, отрицательного - уменьшает.

Для самолета общего назначения угол поперечного «V» крыла принимаем равным:

$$\psi = 3^\circ.$$

Определение размера элеронов

Площадь элеронов определяется в долях от площади крыла. Для неманевренных самолетов площадь элеронов определяется по формуле и составляет:

$$2S_{\text{э}} = 0,1 + 0,25S_{\text{кр}} \quad (11)$$

$$2S_{\text{э}} = 0,1 * 16 \approx 1.6 \text{ м}^2,$$

Хорда элерона определяется по соответствующей формуле:

$$b_{\text{э}} = 0,23 \div 0,25b_{\text{кр}} \quad (12)$$

$$b_{\text{э}} = 0,25 * 1.6 \approx 0,3 \text{ м} = 300 \text{ мм},$$

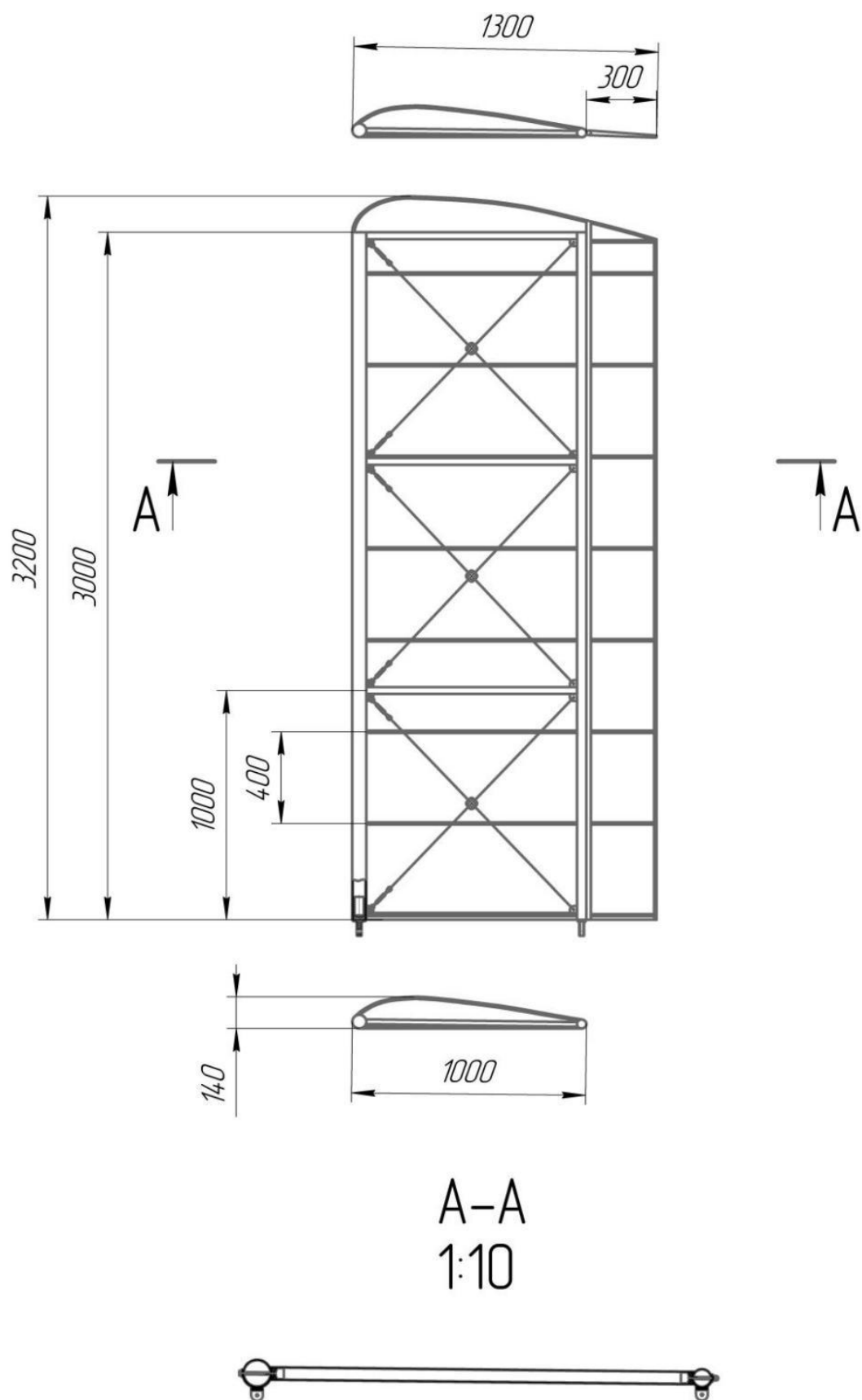


Рисунок 6 - Основные геометрические параметры крыла в плане.

Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.

СКБ КИТ.1.ИП.01000000

Лист

18

2.3.2. Определение основных геометрических параметров

фюзеляжа

Для легких многоцелевых самолетов размеры V_f и H_f зависят от компоновки летательного аппарата, размеров используемого оборудования и определяются по критериям аэродинамики, технологичности и удобства эксплуатации.

Длина фюзеляжа зависит от плеча установки оперения и схемы размещения двигателя, а также в некоторой степени от способа размещения в нем экипажа и оборудования.

Для проектируемого сельскохозяйственный самолета с максимальной скоростью до 120 км/ч целесообразно применить ферменную конструкцию фюзеляжа с композиционной обшивкой.

2.3.3. Компоновка самолёта

Основные принципы компоновки самолета заключаются в следующем:

1. Степень важности требований к самолету обусловлена его концепцией, поэтому в первую очередь выполняются наиболее важные требования, а остальные - по мере возможности.

2. В компоновке самолета, если это целесообразно, используются хорошо зарекомендовавшие себя на предшествующих самолетах конструктивно -технологические решения с некоторыми изменениями в соответствии с новыми требованиями.

3. В компоновке самолета должен широко использоваться принцип совмещения нескольких функций, которые выполняются одним и тем же элементом конструкции или агрегатом.

Процесс компоновки самолета состоит из трех параллельно протекающих и взаимосвязанных процессов:

- аэродинамической компоновки;
- объемно-весовой компоновки;

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
						19
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		

- конструктивно-силовой компоновки.

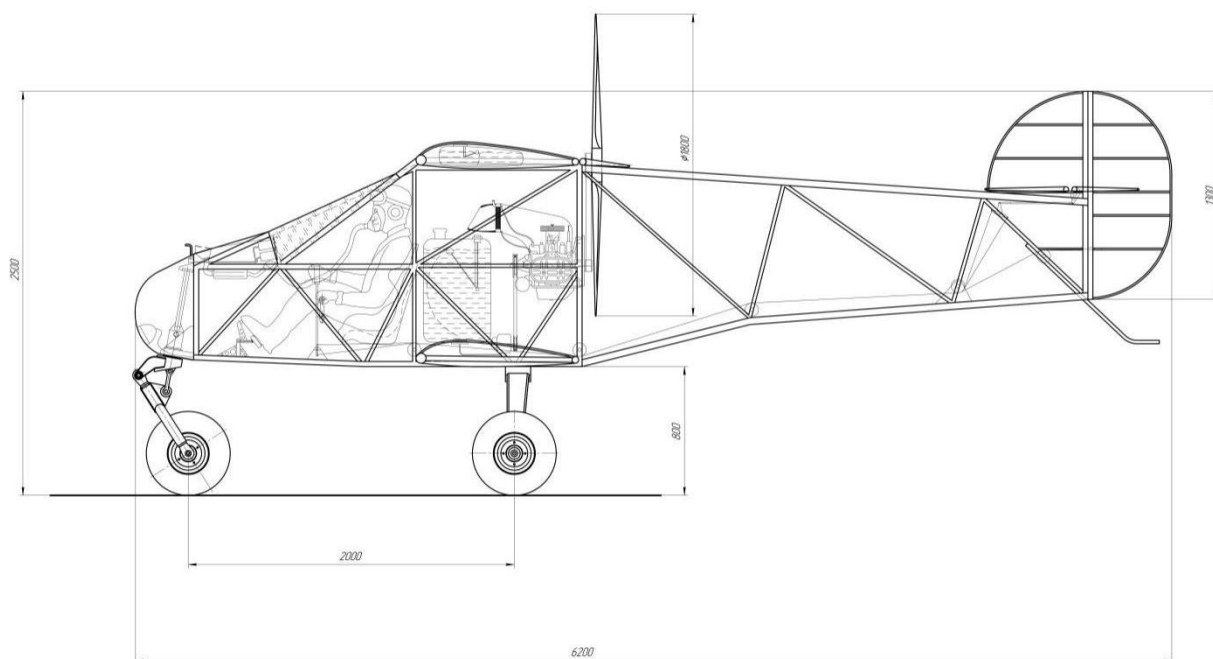


Рисунок 7 - Компоновка самолёта

2.3.4. Определение центра тяжести самолёта

Центровка самолета определяется в процессе его объемной и весовой компоновки. Проектное положение центра масс самолета должно обеспечивать необходимую устойчивость и управляемость на всех режимах полета. Продольная устойчивость самолета определяется взаимным расположением центра масс и фокуса самолета.

Возможны три случая расположения центра масс и фокуса самолета:

- центр масс расположен впереди фокуса;
- центр масс совмещен с фокусом;
- центр масс расположен впереди фокуса.

а) Центр масс расположен впереди фокуса самолета.

Если центр масс расположен впереди фокуса самолета, то такой самолет после вынужденного изменения угла атаки сам будет возвращаться к его исходному значению.

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		20

б) Центр масс совмещен с фокусом.

При управлении самолетом с нейтральной центровкой пилот должен все время исправлять малейшие изменения угла атаки, так как самолет такой способностью не обладает.

в) Центр масс расположен позади фокуса.

При случайном увеличении угла атаки угол атаки будет становиться еще больше. При случайном уменьшении угла атаки будет создаваться пикирующий момент, еще больше уменьшая его значение. Самолет, отойдя от заданного режима, не будет возвращаться в исходное положение, а станет увеличивать это отклонение.

Управлять таким самолетом крайне затруднительно и выполнять на нем полеты недопустимо из условия безопасности.

Для проектируемого самолёта требуется, чтобы самолет был устойчив по перегрузке, необходимо, чтобы центр масс самолета на всех режимах полета находился впереди его фокуса.

Крайнее переднее положение центра масс определяется из условия обеспечения управляемости и балансировки самолета на всех режимах его полета. Чтобы самолет был устойчивым и управляемым в полете центр тяжести рекомендуется определять в пределах 25% средней аэродинамической хорды крыла самолета. Допускается отклонения на 18% вперед и на 30% назад от теоретического центра тяжести.

До начала центровки должна быть составлена весовая ведомость по результатам определения масс частей самолета. Весовая ведомость одновременно является и центровочной ведомостью, поэтому в ней за графой веса помещается графа координат центров тяжести частей самолета и агрегатов, а затем графа статических моментов груза.

2.3.5. Определение действительного центра тяжести самолета.

Действительный центр тяжести определяется по формуле:

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		21

$$X_{ц.т.} = \frac{\sum G_i \cdot X_i}{G_{взл}} \quad (13)$$

Тогда: $X_{ц.т.} = \frac{1066405,65}{500} \approx 2\,123,68$ мм, что составляет 28,5% от САХ

крыла.

Действительный центр тяжести самолета без груза будет равен:

$$X_{ц.т.} = \frac{815037,65}{372} \approx 2\,190,08 \text{ мм, что составляет 26\% от САХ крыла.}$$

Расчет показал, что центр тяжести проектируемого летательного аппарата находится в допустимых пределах, а также его колебания допускают полет без груза.

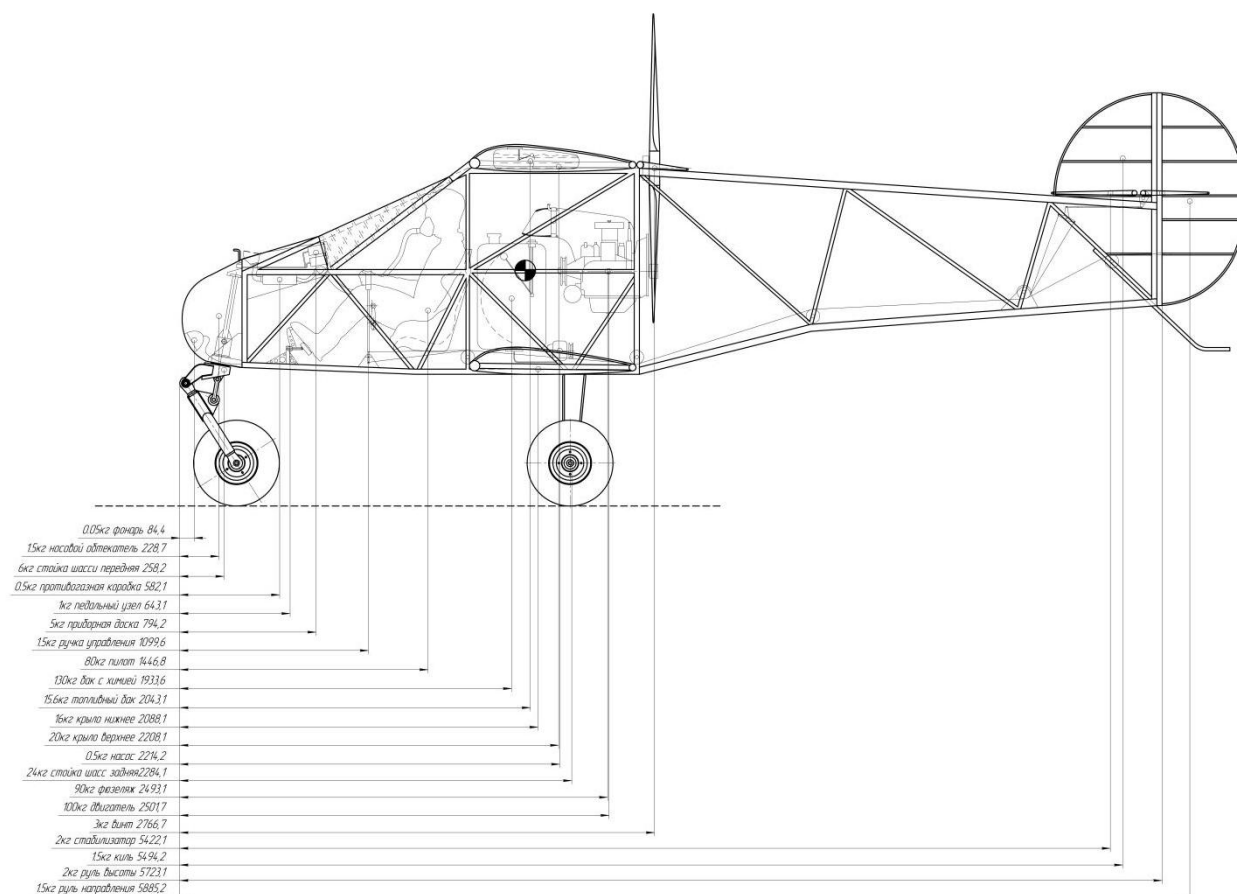


Рисунок 8 - Центровка

Центровочная ведомость

Наименование агрегата	Вес G_i (кг)	Координата (плечо) X_i (мм)	Статический момент $G_i \cdot X_i$ (кг*мм)
Фонарь	0.05	84.4	4.22
Носовой обтекатель	1.5	228.7	343
Передняя стойка шасси	6	258.2	1549.2
Противогазная коробка	0.5	582.1	291
Педальный узел	1	643.1	643.1
Приборная доска	5	794.2	3971
Ручка управления	1.5	1099.6	1649.4
Пилот	80	1446.8	115744
Бак с химикатами	130	1933.6	251368
Топливный бак	15.6	2043.1	31872.4
Крыло нижнее	16	2088.1	33409.6
Радиатор	1.5	2176.6	3265
Крыло верхнее	20	2208.1	44162
Насос	0.5	2214.2	1107.1
Стойка шасси задняя	24	2284.1	54818.1
Фюзеляж	90	2493.1	224379
Двигатель	100	2501.7	250170
Винт	3	2766.7	8300.1
Стабилизатор	2	5422.1	10844.2
Киль	1.5	5494.2	8241.3
Руль высоты	2	5723.1	11446.2
Руль направления	1.5	5885.2	8827.8
Общий вес	502,15	2 123,68	1066405,65
Без груза	372,15	2 190,08	815037,65

2.4. Аэродинамический расчёт

2.4.1. Определение скорости сваливания

Скорость сваливания проектируемого самолета определяется по формуле:

$$V_{св} = \sqrt{\frac{G_{взл}}{S_{кр}} * \frac{207}{C_{y_{a\max}}}} \quad (14)$$

Где: $C_{y_{a\max}}$ - максимальный коэффициент подъемной силы, значение которого, для крыла с механизацией принимается в пределах 1,8...2,1.

Таким образом, для проектируемого самолета значение $C_{y_{a\max}}$ принимаем равным 2.

Для прямоугольного крыла с убранной механизацией, значение коэффициента определяется по формуле:

$$C_{y_{a\max}} = 0,95 * C_{y_{a\text{сеч max}}} \quad (15)$$

Где: $C_{y_{a\text{сеч max}}}$ - значение подъемной силы сечения крыла (берется из атласа аэродинамических профилей).

$$\text{Тогда: } C_{y_{a\text{сеч max}}} = 0,95 * 1,52 = 1,37$$

Опираясь на найденные выше коэффициенты определяем скорость сваливания:

$$\text{Тогда: } V_{св} = \sqrt{\frac{500}{16} * \frac{207}{1,37}} \approx 65 \text{ км/ч.}$$

2.4.2. Определение коэффициента подъемной силы

Коэффициент подъемной силы для каждой из скоростей определяется по формуле:

$$C_{y_a} = (207 * \frac{G_{взл}}{S_{кр}}) / V^2 \quad (16)$$

Где: V - скорость, км/ч.

$$\text{Таким образом: } C_{y_a} = \frac{207 * 500}{16 * V^2} = 6470 / V^2,$$

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
						24
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		

Тогда: $C_{ya} = 9955,24/60^2 = 1,8$;

$C_{ya} = 9955,24/70^2 = 1,3$;

$C_{ya} = 9955,24/80^2 = 1,0$;

$C_{ya} = 9955,24/90^2 = 0,7$;

$C_{ya} = 9955,24/100^2 = 0,6$;

$C_{ya} = 9955,24/110^2 = 0,53$;

$C_{ya} = 9955,24/120^2 = 0,5$;

2.4.3. Определение максимально допустимой скорости полета

Максимально допустимая скорость, при достижении которой самолет не должен разрушиться, определяется по формуле:

$$V_{\max\max} = 1,5 * V_{\max} \quad (17)$$

Где: $V_{\max}$ - максимальная скорость полета самолета.

Тогда: $V_{\max\max} = 1,5 * 120 = 180 \text{ км/ч} = 50 \text{ м/с}$.

2.4.4. Определение посадочной скорости

Посадочная скорость самолета определяется соотношением по формуле:

$$V_{\text{пос}} \geq 14,4 * \sqrt{\frac{G_{B3}}{S_{кр}}} * \frac{1}{C_{у\text{пос}}} \quad (18)$$

Где: $C_{у\text{пос}}$ - коэффициент подъемной силы, соответствующий углу атаки в момент приземления. Обычно $C_{у\text{пос}}$ берётся не более $0,8 * C_{у\text{а\max}}$, поскольку скорость $V_{\text{пос}}$ не должна быть менее $1,1 * V_{\text{св}}$;

Тогда: $V_{\text{пос}} = 1,1 * 65 \approx 70 \text{ км/ч}$,

2.4.5. Определение скорости отрыва

Скорость отрыва самолета определяется по формуле:

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2 * G_{B3л}}{\rho_H * S_{кр} * C_{у\text{отр}} * k_{отр}}} \quad (19)$$

Где: $C_{у\text{отр}}$ - коэффициент подъемной силы достаточной для отрыва;

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
						25
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		

$k_{отр}$ - коэффициент, учитывающий увеличение $C_{уотр}$ вследствие обдувки крыла винтом, который в свою очередь определяется по формуле:

$$k_{отр} = 1 + \frac{P_{отр} * n_B}{q_{отр} * F_B} * \frac{S_{обд}}{S_{кр}} \quad (20)$$

Площадь диска винта определяется по формуле:

$$F_B = \pi * D^2 / 2 \quad (21)$$

$$F_B = 3,14 * \frac{1,8^2}{2} = 2,5 \text{ м}^2,$$

Скоростной напор определяется по формуле:

$$q_{отр} = \frac{\rho_H * V^2}{2} \quad (22)$$

Где: V_2 - скорость набора высоты, которая определяется из скорости сваливания по формуле:

$$V_2 = 1,2 * V_{св} \quad (23)$$

$$\text{Откуда: } V_2 = 1,2 * 65 = 78 \text{ км/ч},$$

$$\text{Тогда: } q_{отр} = \frac{0,125 * 78^2}{2} = 380 \text{ кг} * \text{м}^3 * (\text{км/ч})^2,$$

Площадь крыла, обдуваемая винтом находится по формуле:

$$S_{обд} = D * b_{кр} \quad (24)$$

$$S_{обд} = 1,8 * 1 = 1,8 \text{ м}^2,$$

$$\text{Таким образом: } k_{отр} = 1 + \frac{250 * 1}{380 * 2,5} * \frac{1,8}{16} = 1,0268,$$

Определив выше необходимые параметры, скорость отрыва будет равна:

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2 * 500}{0,125 * 16 * 1,3 * 1,0268}} = 19,3 \text{ м/с} = 69 \text{ км/ч},$$

2.4.6. Определение вертикальной скорости

Вертикальная скорость полета самолета определяется по формуле:

$$V_y = 75 * \frac{(N_p - N_n)}{G_{ВЗЛ}} \quad (25)$$

Располагаемая мощность находится по формуле (26):

$$N_p = N * \eta_B \quad (26)$$

$$\text{Тогда: } N_p = 120 * 0,71 = 85,2 \text{ л. с.},$$

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		26

Потребная мощность определяется по формуле:

$$N_n = \frac{G * V}{180 * K} \quad (27)$$

Где: G - полетный вес самолета;

K - качество самолета, которое равно отношению подъемной силы самолета к его лобовому сопротивлению определяется по формуле:

$$K = \frac{C_y}{C_x} \quad (28)$$

Откуда: $K = \frac{1.3}{0.14} = 9.3,$

Тогда: $N_n = \frac{500 * 120}{180 * 9.3} = 41 \text{ л. с.},$

Таким образом, вертикальная скорость будет равна:

$$V_y = 50 * \frac{(85.2 - 41)}{500} = 4.4 \text{ м/с.}$$

2.4.7. Определение крейсерской скорости на различных высотах

Крейсерская скорость полета самолета на различных высотах определяется по формуле:

$$V_{\text{крейс}} = 3,6 * \sqrt{\frac{2 * G_{ВЗЛ}}{C_y * \rho_H * S_{кр}}} \quad (29)$$

Где: C_y - потребный коэффициент подъемной силы самолета;

ρ_H - плотность воздуха на высоте H;

При H = 500 м:

$$V_{\text{крейс}} = 3,6 * \sqrt{\frac{2 * 500}{0,8 * 0,119 * 16}} = 92 \text{ км/ч},$$

При H = 0 м:

$$V_{\text{крейс}} = 3,6 * \sqrt{\frac{2 * 500}{0,8 * 0,125 * 16}} = 90 \text{ км/ч.}$$

2.4.8. Определение длины разбега

Длина разбега самолета определяется по формуле:

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		27

$$L_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{\frac{P_{\text{ср}}}{G_{\text{взл}}} - f_{\text{тр}}} * 0,004 \quad (30)$$

Где: $V_{\text{отр}}$ - скорость отрыва;

$P_{\text{ср}}$ - средняя тяга двигателя при разбеге, принимается по формуле:

$$P_{\text{ср}} = (2 \div 2,5) * N_{\text{дв}} \quad (31)$$

Тогда: $P_{\text{ср}} = 2 * 120 = 240$ кг,

$G_{\text{взл}}$ - взлетный вес самолета;

$f_{\text{тр}}$ - коэффициент трения-качения, который равен:

для бетона - 0,03;

для твердого грунта - 0,05;

для травы - 0,09.

Длина разбега по бетону равна: $L_{\text{разб}} = \frac{69^2}{\frac{240}{500} - 0,03} * 0,004 = 42\text{м},$

Длина разбега по грунту: $L_{\text{разб}} = \frac{69^2}{\frac{240}{500} - 0,05} * 0,004 = 44 \text{ м},$

Длина разбега по траве: $L_{\text{разб}} = \frac{69^2}{\frac{240}{500} - 0,09} * 0,004 = 49 \text{ м}.$

2.4.9. Определение взлетной дистанции

Взлетная дистанция самолета определяется по формуле:

$$L_{\text{взл}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{воз}} \quad (32)$$

Где: $L_{\text{воз}}$ - длина воздушного участка взлетной дистанции, которая определяется по формуле:

$$L_{\text{воз}} = \frac{H_6 + \frac{V_z^2 - V_{\text{отр}}^2}{254}}{\frac{P_{\text{в}}}{G_{\text{взл}}} - \frac{1}{k_{\text{наб}}}} \quad (33)$$

Где: V_2 - безопасная скорость набора высоты, которая на 25% больше скорости сваливания:

$V_2 = 65 + 25\% \approx 78$ км/ч,

H_6 - безопасная высота, значение которой принимаем равным 10,7 м;

$P_{\text{в}}$ - тяга двигателя на взлетном режиме;

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		28

$G_{\text{взл}}$ - взлетный вес самолета;

$K_{\text{наб}}$ - аэродинамическое качество самолета.

$$\text{Тогда: } L_{\text{воз}} = \frac{10,7 + \frac{78^2 - 69^2}{254}}{\frac{240}{500} - \frac{1}{9,3}} = 56 \text{ м,}$$

Таким образом, взлетная дистанция с бетонного аэродрома равна:

$$L_{\text{взл}} = 42 + 56 = 98 \text{ м,}$$

Взлетная дистанция с грунтового аэродрома равна:

$$L_{\text{взл}} = 44 + 56 = 100 \text{ м,}$$

Взлетная дистанция с травяного аэродрома равна:

$$L_{\text{взл}} = 49 + 56 = 105 \text{ м.}$$

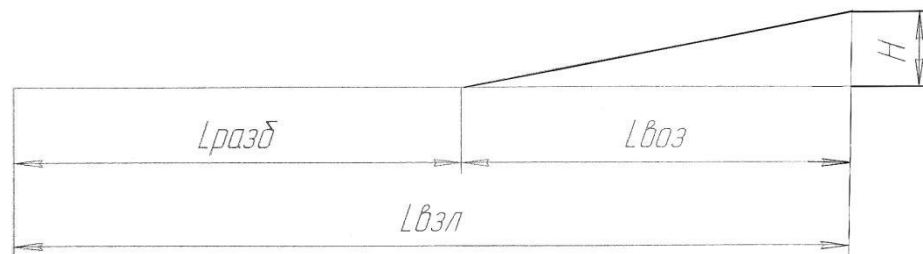


Рисунок 9 - Параметры взлетной дистанции самолета.

2.4.10. Определение длины посадочной дистанции с высоты 10 м.

Длина посадочной дистанции самолета определяется по формуле:

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{пл}} + L_{\text{выд}} + L_{\text{проб}} \quad (34)$$

Дистанция планирования определяется по формуле:

$$L_{\text{пл}} = 10 * \frac{C_{\text{уазп}}}{C_{\text{хазп}}} \quad (35)$$

Где: $C_{\text{уазп}}$ - коэффициент подъемной силы при заходе на посадку, который вычисляется по формуле:

$$C_{\text{уазп}} = 0,59 * C_{\text{умах}} \quad (36)$$

$$C_{\text{уазп}} = 0,59 * 1,3 = 0,77,$$

$C_{\text{хазп}}$ - коэффициент лобового сопротивления при заходе на посадку, который вычисляется по формуле:

$$C_{\text{хазп}} = C_{\text{х0}} + A * 0,35 * C_{\text{умах}}^2 \quad (37)$$

Где: $C_{\text{х0}}$ - коэффициент вредного сопротивления самолета;

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		29

A - коэффициент «отвала поляры», характеризующий индуктивное сопротивление самолета ($A = 0,051$).

Тогда: $C_{x_{азп}} = 0,24 + 0,051 * 0,35 * 1,3^2 = 0,27$,

Таким образом, дистанция планирования будет равна: $L_{пл} = 10 * \frac{0,77}{0,27} = 28$ м,

Дистанция выдерживания самолета над ВПП находится по формуле:

$$L_{выд} = 0,004 * K_{ср} * (V_{зп}^2 - V_{пос}^2) \quad (38)$$

Где: $K_{ср}$ - аэродинамическое качество самолета;

$V_{зп}$ - скорость захода на посадку, которая определяется из условия:

$$V_{зп} \geq 1,3 * V_{св},$$

Откуда: $V_{зп} = 1,3 * 65 = 84$ км/ч,

$V_{пос}$ - посадочная скорость самолета, равная 1,1 от скорости сваливания.

Таким образом, дистанция выдерживания равна:

$$L_{выд} = 0,004 * 9,3 * (84^2 - 70^2) = 80 \text{ м},$$

Дистанция пробега определяется по формуле:

$$L_{пр} = \frac{10,7}{\left(\frac{0,8}{K_{max}}\right) + f_{тр}} \quad (39)$$

Где: K_{max} - аэродинамическое качество самолета;

$f_{тр}$ - коэффициент трения заторможенных колес равный 0,25.

$$\text{Тогда: } L_{пр} = 0,0045 * \frac{75,5^2}{\left(\frac{0,8}{9,3}\right) + 0,25} = 76 \text{ м},$$

Таким образом, определив выше необходимые значения, посадочная дистанция равна: $L_{пос} = 28 + 80 + 76 = 184$ м.

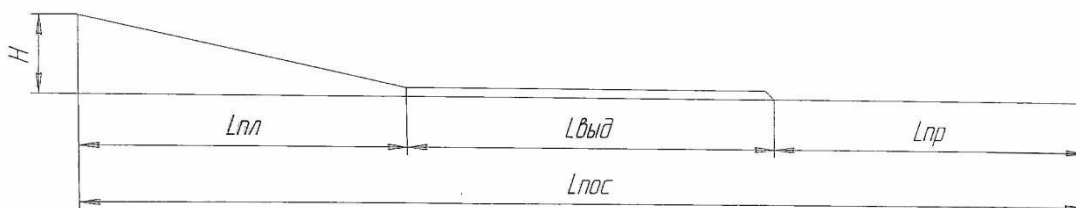


Рисунок 10 - Параметры посадочной дистанции.

2.4.11. Определение практической дальности полета самолета

Дальность полета самолета определяется по формуле:

$$L = t_n * V_{\text{крейс}} \quad (40)$$

Продолжительность полета определяется по формуле:

$$t_n = m_{ce}/m_r \quad (41)$$

Где: m_r - количество топлива на борту самолета равное 48 кг;

m_{ce} - часовой расход топлива, который находится по формуле:

$$m_{ce} = N_{\Pi} * C_e \quad (42)$$

Где: N_{Π} - потребная мощность двигателя для полета на заданной высоте (500 м) , соответствующая крейсерской скорости, которая равна:

$$N_{\Pi} = 85,2 \text{ л. с.},$$

C_e - удельный часовой расход топлива (кг/л.с.*ч), который берется из характеристик двигателя:

$$C_e = 0,22 \text{ кг/л. с.*ч},$$

Где: C_p - расход топлива за один летный час, который равен 9,8 кг/ч.

Тогда: $m_{ce} = 85,2 * 0,22 = 18,7 \text{ кг/ч},$

$$t_n = 15,6/18,7 = 0,9 \text{ ч} = 54 \text{ мин},$$

Таким образом, определив выше все необходимые параметры, практическая дальность самолета равна:

$$L = 0,9 * 120 \approx 110 \text{ км}$$

2.4.12. Расчет виража на различных углах крена

Изменение направления полета самолета в горизонтальной плоскости производится главным образом за счет возникающей при накренивании самолета горизонтальной проекции подъемной силы.

Тем самым создается центростремительная сила Z_g , искривляющая траекторию полета. Поскольку вертикальная компонента Y_g , должна быть равна весу самолета, подъемная сила $Y_a > G_{\text{взл.}}$.

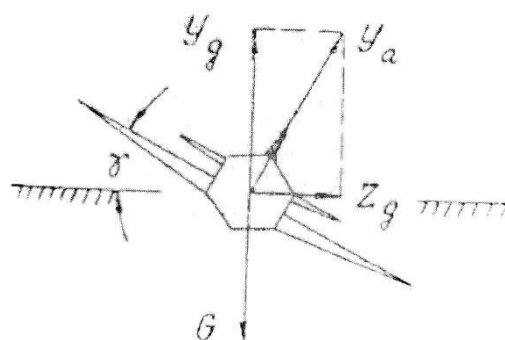


Рисунок 11 - Горизонтальная проекция подъемной силы.

Основным управляющим воздействием на развороте является задаваемый летчиком угол крена. Радиус виража и время разворота проектируемого самолета на 360° зависит от угла γ и крейсерской скорости на высоте 500 м. ($V_{кр}$. 92 км/ч) и определяются следующей формулой:

$$r_B = 0.008 * \frac{V^2}{tg * \gamma}, \text{ м} \quad (43)$$

Таким образом, радиус виража при угле крена 30° равен:

$$R_B = 0.008 * \frac{92^2}{0.577} = 117 \text{ м},$$

При угле крена 45° :

$$R_B = 0.008 * \frac{92^2}{1} = 80 \text{ м},$$

При угле крена 60° :

$$R_B = 0.008 * \frac{92^2}{1.732} = 39 \text{ м},$$

Время выполнения виража определяется по формуле:

$$t_B = 22.6 * \frac{R_B}{V_{кр}} \quad (44)$$

Тогда:

$$t_{B30^\circ} = 22.6 * \frac{117}{92} = 28 \text{ сек},$$

$$t_{B45^\circ} = 22.6 * \frac{80}{92} = 19 \text{ сек},$$

$$t_{B60^\circ} = 22.6 * \frac{39}{92} = 9 \text{ сек}.$$

2.5. Техническое описание конструкции крыла

Основное назначение крыла - создание подъемной силы, потребной для осуществления полета самолета.

Разработанный самолёт с бипланной схемой расположения крыла имеет два крыла (верхнее и нижнее). Нижнее крыло состоит из двух консолей, крепящихся к фюзеляжу самолёта с помощью узлов типа ухо-вилка, верхнее же крыло состоит из центроплана, жёстко закреплённом в верхней части фюзеляжа и крепящихся к нему двух консолей.

Кроме того, крыло обеспечивает поперечную устойчивость самолету и несет на себе органы поперечного управления - элероны.

Внутренние объемы крыла используются для размещения топлива, различного оборудования с коммуникациями.

Консоли двухлонжеронной конструкции, в качестве лонжеронов используются дюралевые трубы, расположенные в передней (труба Д16Т, Ø60х2), а в задней (Ø40х1.5) между ними установлены раскосы из труб (Д16Т, Ø30х1), расчалок (трос 3.5 мм, тандера), в качестве нервюр устанавливаются в карманы обшивки профилированные латы (труба Д16Т Ø10х1), кронштейнов навески крыла и кронштейнов крепления подкосов (Д16Т), в качестве обшивки ткань «Дакрон» и другие синтетические материалы, имеющие аналогичные характеристики.

Такая конструкция несущих поверхностей повсеместно используется в конструкции сверхлёгких летательных аппаратах и мото-делтапланах. Она легко изготавливается без применения металлорежущих станков и ремонтпригодна.

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		33

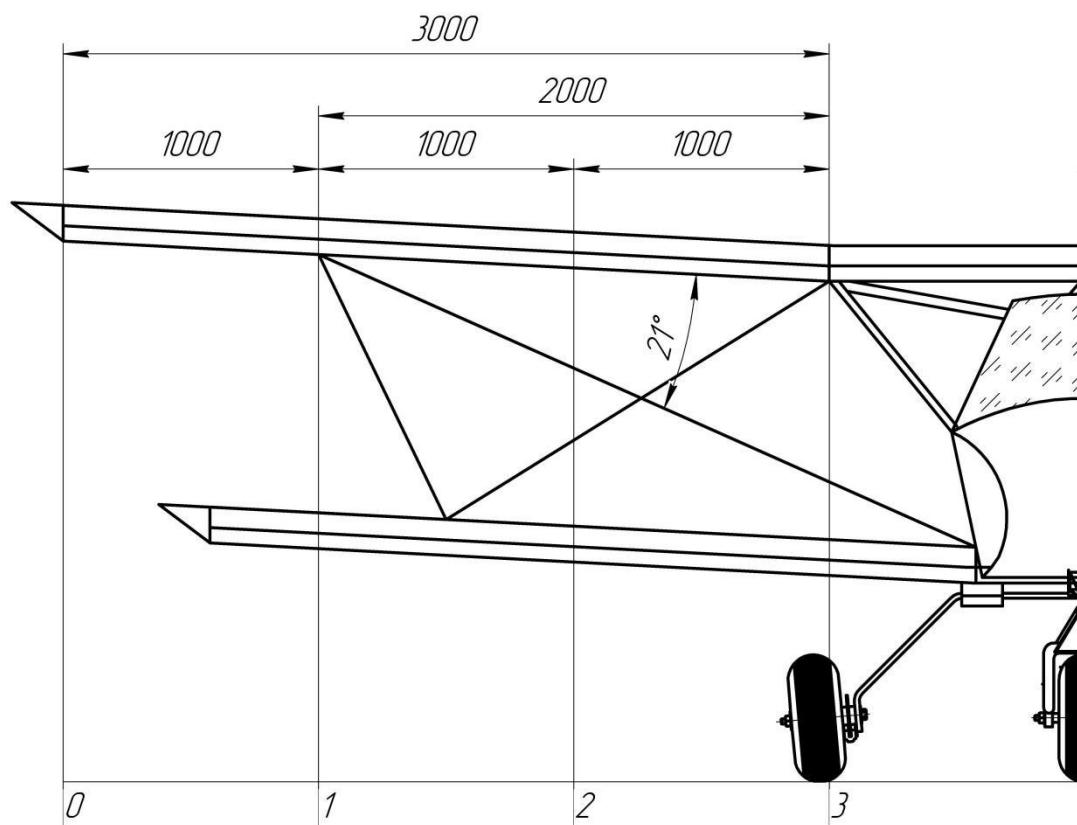


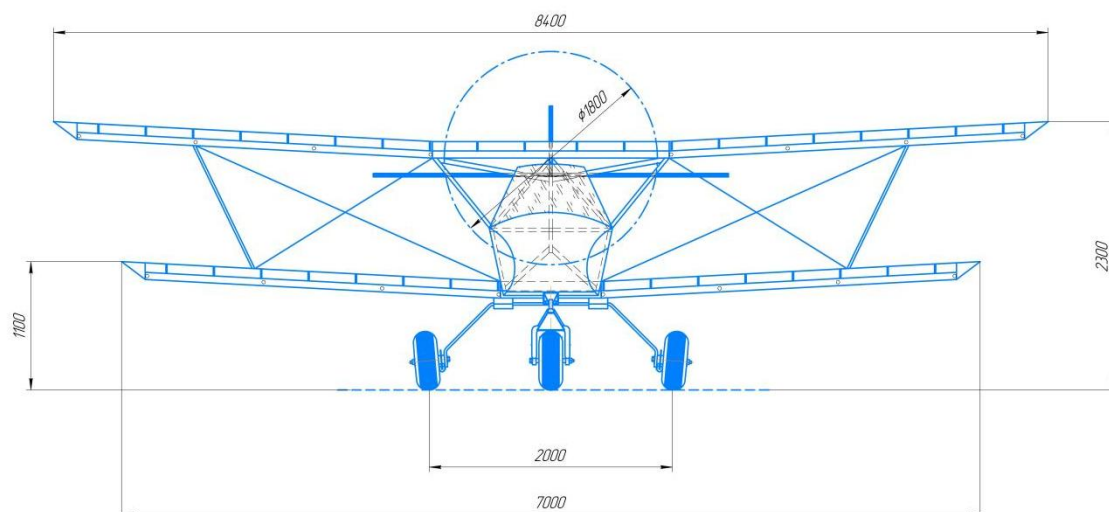
Рисунок 12 - Сечения крыла.

Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.

СКБ КИТ.1.ИП.01000000

Лист

34



ЛЁТНО – ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

1. Максимальная скорость	– 120 км/ч
2. Крейсерская скорость	– 80 км/ч
3. Посадочная скорость	– 52 км/ч
4. Скороподъёмность	– 2 м/сек
5. Взлётный вес	– 550 кг
6. Вес пустого	– 255 кг
7. Длина самолёта	– 6200 мм
8. Размах крыла	– 8400 мм
9. Высота самолёта	– 2500 мм
10. Площадь крыла	– 16 м ²
11. Мощность двигателя	– 120 л.с.
12. Дальность полёта	– 250 км

Рисунок 13 - Вид спереди

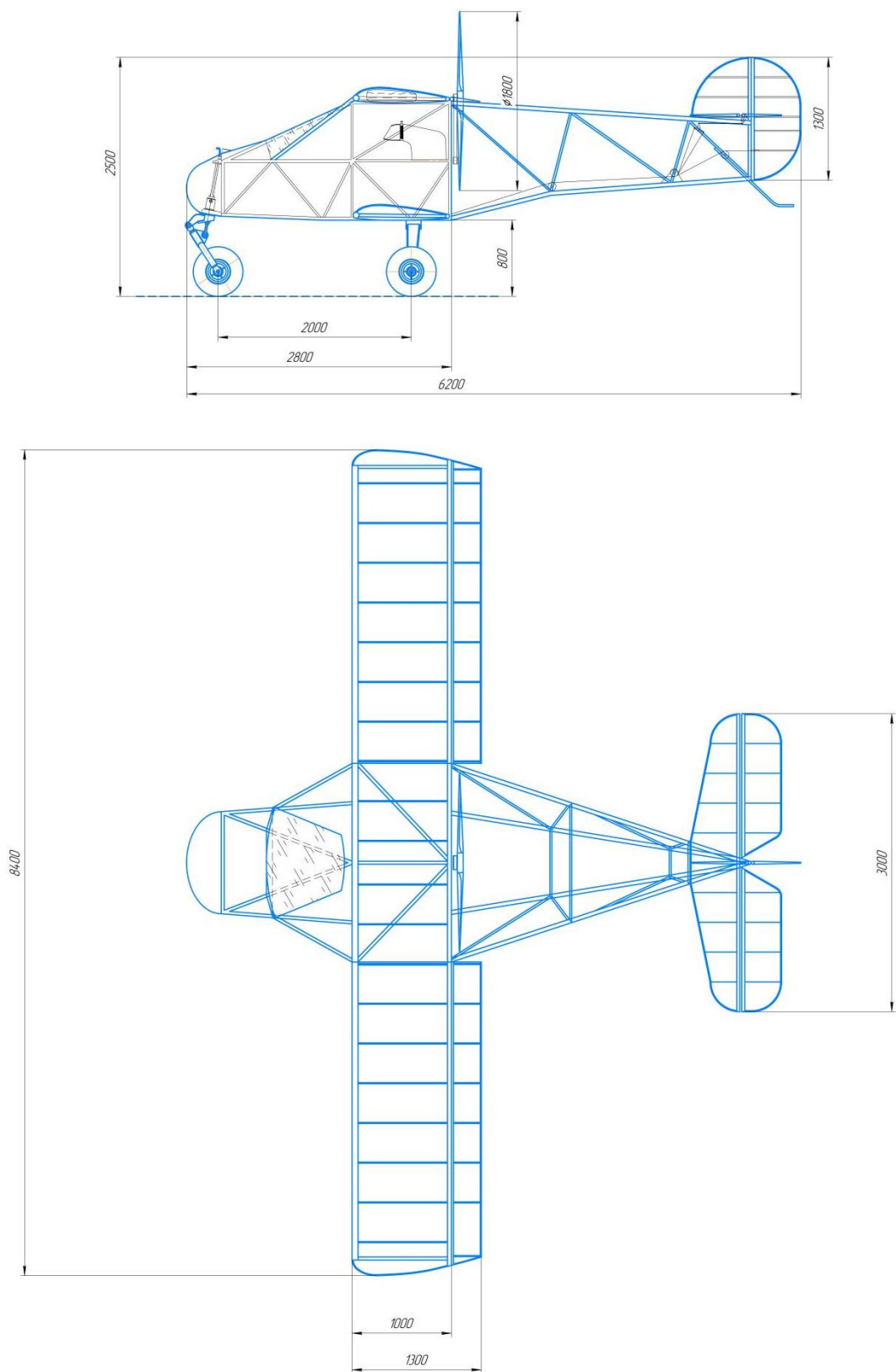


Рисунок 14 - Вид слева и сверху

ПРИЛОЖЕНИЕ А

(обязательное)

Статья на конференцию и сертификат участника

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
						37
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		

УДК 629.735.33

Гаврин Иван Алексеевич, студент, Комсомольский-на-Амуре государственный университет
Gavrin Ivan Alekseevich, student, Komsomolsk-na-Amure State University

Потянихин Дмитрий Андреевич, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры
«Авиационное и компьютерное проектирование», Комсомольский-на-Амуре государственный университет

Potianikhin Dmitrii Andreevich, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor of the Department of Aircraft Engineering and Computer Design, Komsomolsk-na-Amure State University

ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЁТА СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ DESIGN OF AN AGRICULTURAL AIRCRAFT

Аннотация. Цель работы заключается в проектировании лёгкого самолёта для нужд сельского хозяйства на территории Дальнего Востока России. Основными требованиями к самолёту являются простота конструкции, способность взлёта и посадки с неподготовленных площадок, устойчивость к поперечному ветру, а также герметичность кабины пилота с приточной вентиляцией, оборудованной системой фильтрации воздуха. На основе анализа самолетов-аналогов были выбраны основные летно-технические характеристики проектируемого самолёта. В ходе выполнения работы по общепринятым методикам был разработан проект фюзеляжа, произведен расчет весовых, геометрических и аэродинамических параметров.

Abstract. The objective of this study is to design a light aircraft for agricultural use in the Russian Far East. The key requirements for the aircraft include a simple design, the ability to take off and land from unprepared sites, crosswind resistance, and a pressurized cockpit with fresh air ventilation and an air filtration system. Based on an analysis of comparable aircrafts, the key performance characteristics of the designed aircraft were determined. Using standard methods, the fuselage design was developed and weight, geometric, and aerodynamic parameters were calculated.

Ключевые слова: проектирование самолёта, малая авиация, летно-технические характеристики.
Key words: aircraft design, light aircraft, flight performance characteristics.

Введение

На Дальнем Востоке Российской Федерации происходит активное развитие сельскохозяйственной деятельности, которое сопровождается расширением посевных площадей кукурузы, риса, сои и других культур. В связи с неустойчивым климатом на территории Дальнего Востока все сельскохозяйственные работы надо проводить в короткие агросроки. Большинство таких работ производится с использованием наземной техники, которая неблагоприятно воздействует на почву и имеет низкую скорость обработки. Кроме того, при возделывании риса такая техника не может передвигаться по залитой водой почве. Таким образом, у аграрных предприятий на территории Дальнего Востока имеется потребность во внедрении сельскохозяйственной авиации.

Целью настоящей работы является разработка проекта легкого самолёта для нужд сельского хозяйства (распыления удобрений, пестицидов, гербицидов, инсектицидов; подкормки сельскохозяйственных культур, дефолиации, десикации, авиасева), способного выполнять требуемые задачи эффективнее, быстрее и без потерь урожая в ходе обработки полей, в сравнении с наземными видами техники и мотодельтапланами.

Требования, предоставляемые к самолёту: масса пустого 250 кг, максимальная взлётная масса 500 кг; грузоподъёмность 150 кг, крейсерская скорость 90 км/ч. Проектируемый самолёт должен иметь как можно более простую конструкцию, способность взлёта и посадки с неподготовленных площадок вблизи района работ, устойчивость к поперечному ветру и герметичную кабину пилота с приточной вентиляцией, оборудованной системой фильтрации поступающего в кабину воздуха.

Статистика и подбор прототипов

Был произведён анализ летно-технических характеристик (ЛТХ) российских самолётов-аналогов МАИ-890СХ, А-35 Сканер, Фермер-2 и МАИ-223СХ, на основе которого были

70 1955 КНАГУ

1955
КНАВПИ



2025
КНАГУ

СЕРТИФИКАТ

Комсомольский-на-Амуре государственный университет

СВИДЕТЕЛЬСТВУЕТ О ТОМ, ЧТО

**Гаврин
Иван Алексеевич**

принял(-а) участие в IX Всероссийской национальной
научной конференции молодых учёных

**«МОЛОДЁЖЬ И НАУКА: АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ
ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ И ПРИКЛАДНЫХ
ИССЛЕДОВАНИЙ»**

Секция

**«Транспортно-энергетический комплекс, авиационная
и морская техника»**

И. о. ректора ФГБОУ ВО «КНАГУ»

Я. Ю. Григорьев



г. Комсомольск-на-Амуре
2026

Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.

СКБ КИТ.1.ИП.01000000

Лист

39

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

СОГЛАСОВАНО

УТВЕРЖДАЮ

Начальник отдела ОНиПКРС
_____ Е.М. Димитриади
(подпись)
« ____ » _____ 20 ____ г.

Проректор по научной работе
_____ А.В. Космынин
(подпись)
« ____ » _____ 20 ____ г.

Декан ФАМТ
_____ О.А. Краси́льникова
(подпись)

АКТ
о приемке в эксплуатацию проекта
«Проектирование лёгкого самолёта сельскохозяйственного назначения»

г. Комсомольск-на-Амуре

« ____ » _____ 20 ____ г.

Комиссия в составе представителей:

со стороны заказчика

- А.В. Свиридов – руководитель СКБ,
- О.А. Краси́льникова – декан ФАМТ

со стороны исполнителя

- Д.А. Потянихин – руководитель проекта,
- И.А. Гаврин – группа 4ТС-2

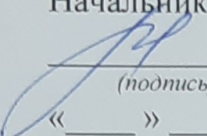
составила акт о нижеследующем:

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		40

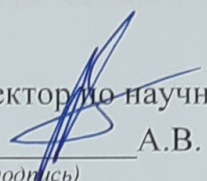
Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный университет»

СОГЛАСОВАНО

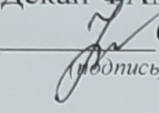
УТВЕРЖДАЮ

Начальник отдела ОНиПКРС

Е.М. Димитриади
(подпись)

«___» _____ 20__ г.

Проректор по научной работе

А.В. Космынин
(подпись)

«___» _____ 20__ г.

Декан ФАМТ

О.А. Красильникова
(подпись)

АКТ

о приемке в эксплуатацию проекта
«Проектирование лёгкого самолёта сельскохозяйственного назначения»

г. Комсомольск-на-Амуре

«___» _____ 20__ г.

Комиссия в составе представителей:

со стороны заказчика

- А.В. Свиридов – руководитель СКБ,
- О.А. Красильникова – декан ФАМТ

со стороны исполнителя

- Д.А. Потянихин – руководитель проекта,
- И.А. Гаврин – группа 4ТС-2

составила акт о нижеследующем:

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		41

«Исполнитель» передает проект «Проектирование лёгкого самолёта сельскохозяйственного назначения», в составе:

1. Проект в программном комплексе КОМПАС-3D, содержащий чертежи самолёта;

2. Методические рекомендации по применению методики проектирования и расчёта конструкции самолёта сельскохозяйственного назначения.

Руководитель проекта

(подпись, дата)

Д.А. Потянихин

Исполнитель проекта

(подпись, дата)

И.А. Гаврин

					СКБ КИТ.1.ИП.01000000	Лист
Изм.	Лист.	№ документа	Подп.	Дата.		41