

Аванпроект беспилотного самолета транспортной категории

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
„Харьковский авиационный институт”,
Государственное предприятие «АНТОНОВ»*

Разработаны концепции создания беспилотного самолета транспортной категории. Выполнен сбор, обработка и анализ статистических данных, выбор основных относительных предварительных параметров самолета. Обоснована аэродинамическая компоновка самолета, тип его силовой установки.

Определены основные геометрические параметры проектируемого самолета.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БПЛА), тактико-технические требования (ТТТ), летно-технические характеристики (ЛТХ), силовая установка (СУ), мастер-геометрия.

Беспилотный самолет транспортной категории предназначен для перевозки грузов и различной техники на большие расстояния. Он должен обладать высокими показателями надежности, живучести, эксплуатационными качествами, технологичностью изготовления[1].

Важнейшим преимуществом такой техники является значительное снижение веса за счет отсутствия систем и агрегатов необходимых для жизнедеятельности людей на борту самолета, что позволит осуществить более дальние перелеты и перевозить больше грузов. Самолет должен иметь возможность садиться на оснащенные в радиотехническом отношении аэродромы с бетонным покрытием в любых погодных условиях. Самолет должен иметь минимальную длину разбега и пробега, минимальное время загрузки/выгрузки грузов для уменьшения времени пребывания на аэродроме.

На основании опыта ГП «АНТОНОВ» более востребованные являются средние транспортные самолеты, т.е. наибольшее количество перевозимых грузов приходится на данный класс самолетов. Исходными данными для проектирования беспилотного самолета транспортной категории послужили:

- крейсерская скорость полета $V_{\text{крейс}} = 800$ км/час;
- дальность полета $L = 4000$ км;
- масса целевой нагрузки $m_{\text{цн}} = 20000$ кг;

Целью статьи является разработка аванпроекта беспилотного самолета транспортной категории для регулярной перевозки гражданских грузов, в том числе на поддонах и в контейнерах стандарта IATA, а также легкой колесной, гусеничной самоходной и не самоходной техники.

Разработаны концепции беспилотного самолета транспортной категории:

- по аэродинамике – разработка и создание аэродинамической компоновки самолета с крейсерским аэродинамическим качеством порядка 14-15 единиц и взлетным аэродинамическим качеством порядка 11 единиц;
- по весовому совершенству – разработка и создание конструкций планера и систем с весовой отдачей по полезной нагрузке не менее 56...58% (по массе планера – не более 30%);

- по силовой установке – разработка и создание силовой установки самолета с новыми двухконтурными турбореактивными двигателями с большой степенью двухконтурности, обеспечивающей удельный расход топлива на крейсерских режимах полета не более $C_p = 0,57...0,59$ кг топлива/кг тяги ч;
- по прочности – разработка и создание конструкции планера и систем, которая при требуемой весовой отдаче обеспечивает ресурс не менее 8000 полетов и 40000 летных часов;
- по управлению – разработка и создание не имеющей аналогов в мировой практике автоматизированной многоканальной электрогидродистанционной системы управления самолетом, обеспечивающей требуемый уровень надежности и безопасности полета при малой степени устойчивости;
- по системам самолета – разработка и создание многоканальных и надежных систем энергоснабжения мощностью 60 кВт, гидравлики – мощностью 200 л.с., управления механизацией, не имеющих себе аналогов в отечественной и зарубежной практике самолетостроения;
- по электронике – разработка и создание принципиально новых комплексов бортового оборудования на цифровой технике, обеспечивающих заданные требования по пилотажным, навигационным характеристикам с повышением точности исчисления по сравнению с оборудованием самолетов аналогов;
- по эксплуатационной технологичности, надежности и безопасности – разработка и создание конструкции грузовой кабины и погрузочно-разгрузочного оборудования для обеспечения быстрой погрузки и выгрузки и безопасной перевозки крупногабаритной и тяжеловесной техники и грузов; обеспечение времени предполетной подготовки не более 2 ч, замены оборудования при отказе – не более 30 мин, удельной трудоемкости обслуживания – не более 25 чел. ч/ч полета.

Проведены сбор, обработка и анализ статистических данных, выбор основных относительных начальных параметров самолета.

Анализ статистических данных дает возможность разработать ТТТ к проектируемому самолету, выбрать его схему.[2]

Для сбора статистических данных необходимо использовать данные самолетов, аналогичных проектируемому самолету и имеющих близкие летно-технические характеристики и условия эксплуатации.

Для сбора статистических данных о самолетах и БПЛА такого класса были выбраны следующие самолеты и БПЛА.

Kawasaki C-1, Япония;

Embraer KC-390, Бразилия;

Ил-214, Россия;

Ту-204С, Россия;

McDonnell Douglas C-9 Nightingale, США.

RQ-4 Global Hawk

Общие виды самолетов изображены на рисунках 1 – 6.

Геометрические, летные, массовые данные, данные силовой установки, а также производные величины приведены в таблице 1.

Таблица 1

	Наименование самолета	Kawasaki C-1	Embraer KC-390	МТС Ил-214	Ту-204С	С-9	MQ-4С
Летные данные	V_{\max} , км/ч	815	835	870	850	927	630
	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	705	770	800	810	811	575
	H_{\max} , м	12200	10970	13000	12600	12075	18000
	$H_{\text{крейс}}$, м	10700			11100	11000	
	$V_{\text{взл}}$, км/ч	250			290	272	
	$V_{\text{пос}}$, км/ч				320	298	
	V_{γ} м/с	17				15	
	$L(m_{T \max})$, км	3300	6200		5800	3670	22800
	$L(m_{\text{гр max}})$, км	830	2445	2225	4100	2390	
	$L_{\text{разб}}$, м	940	1300	1450	1550	2080	
	$L_{\text{проб}}$, м	455		1350		1500	
Массовые данные	$m_0(m_{\text{взл}})$, кг	38700				49900	14630
	$m_0 \max$, кг	45000	72000	68000	103000	54885	
	$m_{\text{пуст}}$, кг	24300			60000	25940	6780
	$m_{\text{гр.ком}}$, кг	11900	23600	20000	23000	14700	
	m_T , кг	12200		23000	19200	11140	
	$n_{\text{эк}}$	5	2	2	3	2-3	
Данные СУ	Число и тип двигателя	2 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД	
	Марка двигателя	JT8D-M-9A	V2500-E5	ПС-90А-76	ПС-90А	JT8D-9	
	P , кН	64,50	124	143,3	161,4	64,50	
	$M_{\text{дв}}$, кг	2000	2547	2800	2950	2000	
	$C_{\text{уд.кр}}$, кг/кгс ч	0,724	0,574	0,594	0,595	0,724	
Геометрические данные	S , м ²	120,50	128,25	142,5	182,4	92,97	
	l , м	30,60	33,94	35,5	42,0	28,47	
	λ	7,77	8,98	8,84	9,67	8,7	
	η	3,4	3,7	4,3	4,8	3,1	
	$L_{\text{ф}}$, м	26,38	33,43	32,2	45,5	32	
	$D_{\text{ф}}$, м	3,9	4,2	3,45	3,8	3,6	
	$\lambda_{\text{ф}}$	6,76	9,69	9,33	11,97	8,9	
	$\chi_{\text{ПК}}$, град	28,5	28,3	28,7	29,3	28	
	$\sum S_M$, м ²	20,6	26,2	21,6	25,1	16	
Производные величины	$K_{\text{мид}}$, даН/м ²	2140	2690	3085	4020	3365	
	$\overline{S_{\text{ф}}} = S_{\text{ф}}/S$	0,192	0,147	0,151	0,160	0,18	
	$\overline{S_{\text{го}}} = S_{\text{го}}/S$	0,212	0,179	0,17	0,245	0,26	
	$\overline{S_{\text{во}}} = S_{\text{во}}/S$	0,184	0,238	0,193	0,199	0,18	
	$\rho_0 = m_0 g / 10S$ даН/м ²	366	550	468	553	580	
	$\gamma_{\text{дв}} = m_{\text{дв}}/P$	0,304	0,2	0,191	0,179	0,304	
	$t_0 = n_{\text{дв}} P_0 / m_0 g$	0,292	0,351	0,43	0,32	0,24	
	$K_{\text{отд}} = m_{\text{гр}} / m_0$	0,264	0,328	0,294	0,223	0,267	

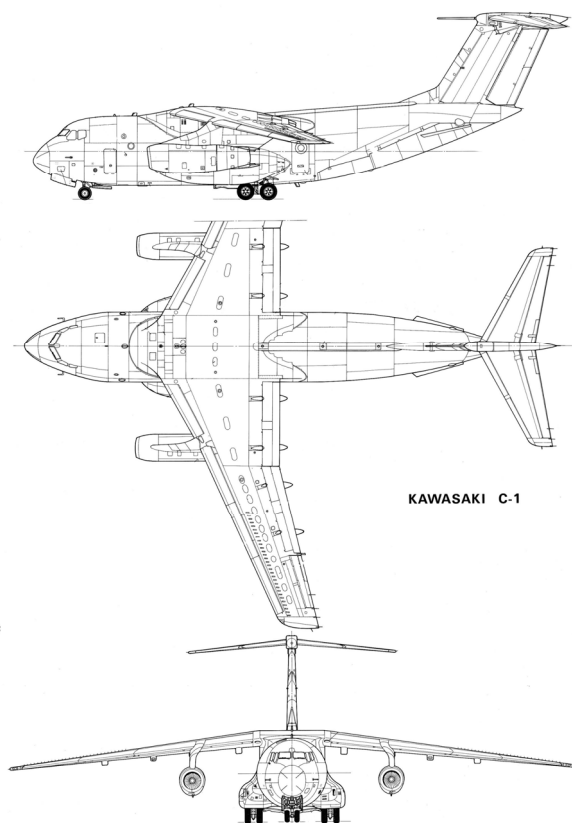


Рисунок 1 – Схема самолета Kawasaki C-1



Рисунок 2 – Схема самолета Embraer KC-390

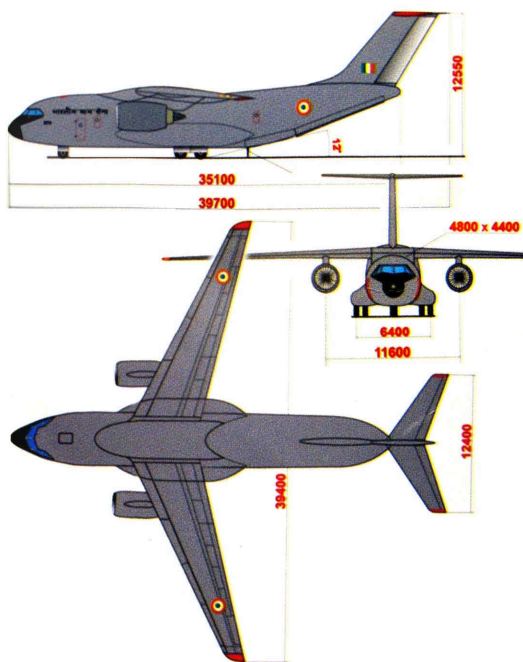


Рисунок 3 – Схема самолета Ил-214

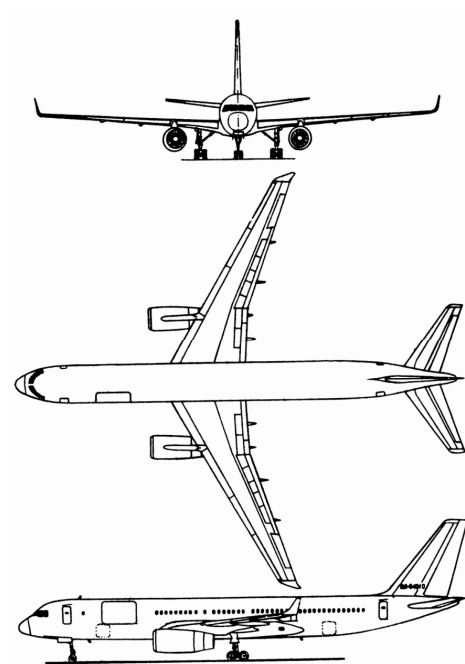


Рисунок 4 – Схема самолета Ту-204С

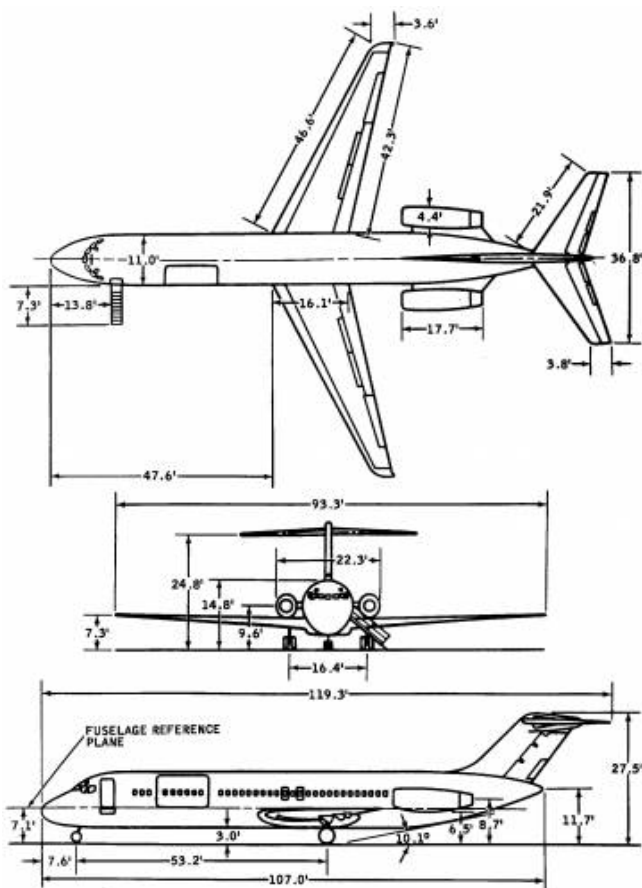


Рисунок 5 – Схема самолета McDonnell Douglas C-9 Nightingale



Рисунок 6 – Схема БПЛА RQ-4 Global Hawk

После сбора статистических данных (таблица 1) производится разработка тактико-технических требований. Этот этап производится путем анализа статистического материала с последующими дополнениями или корректировкой. Комплекс ТТТ должен обеспечивать наиболее высокую безопасность эксплуатации самолета на протяжении всего жизненного цикла [9].

Из статистических данных предварительно выбираем основные параметры крыла, фюзеляжа, горизонтального оперения, вертикального оперения и заносим их в таблицу 2.

Таблица 2

λ	$\chi^{\circ}_{0,25b}$	η	\bar{c}	\bar{b}_3	λ_{ϕ}	\bar{S}_{zo}	$\bar{S}_{\phi o}$
8	25	3,5	0,14	0,3	8	0,21	0,2
$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi^{\circ}_{го}$	$\chi^{\circ}_{во}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
5	1,2	32	32	0,12	0,12	2,5	1,35

На основе анализа статистических данных, а также технического задания была выбрана нормальная аэродинамическая схема, высокое расположение крыла (высокоплан), двигатели располагаются в гондолах под крылом, оперение Т-образное, схема шасси трехопорная с носовой стойкой (см. рисунок 7).

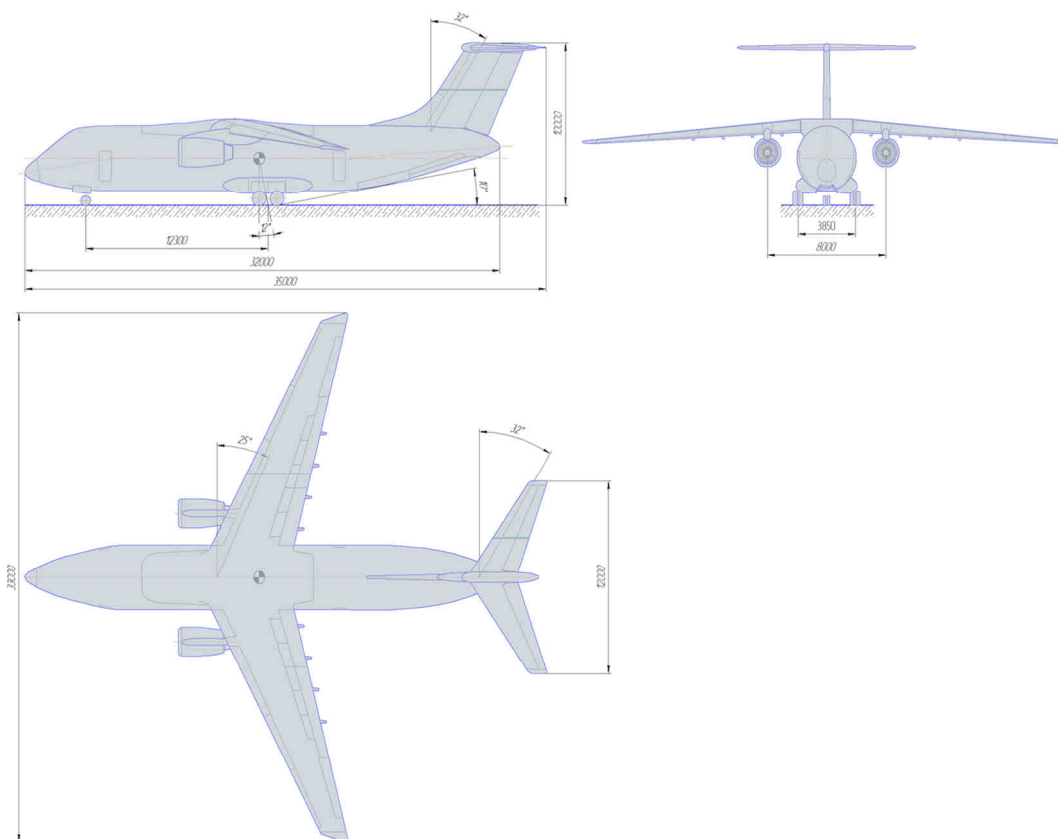


Рисунок 7 – Схема проектируемого беспилотного самолета транспортной категории

Расчет массы самолета, подбор двигателей и проверка длины разбега самолета выполнены в соответствии с методикой, изложенной в работах [8, 9].

Минимальное значение взлетной массы самолета равно $m_0=64000$ кг. Соответствующая ей оптимальная удельная нагрузка на крыло $p_{opt}=500$ даН/м² и оптимальное удлинение крыла $\lambda_{opt}=8$.

Определены основные геометрические параметры самолета.

$$\text{площадь крыла } S = \frac{m_{0\min} \cdot g}{10 p_{opt}} = \frac{64000 \cdot 9,8}{8 \cdot 500} = 125,5 \text{ м}^2;$$

$$\text{размах крыла } l = \sqrt{\lambda_{opt} \cdot S} = \sqrt{8 \cdot 125,5} = 31,7 \text{ м};$$

$$\text{концевая хорда крыла } b_k = \frac{2 \cdot S}{l \cdot (\eta + 1)} = \frac{2 \cdot 125,5}{31,7 \cdot (3,5 + 1)} = 1,75 \text{ м};$$

$$\text{корневая хорда крыла } b_0 = \eta \cdot b_k = 3,5 \cdot 1,76 = 6,15 \text{ м};$$

$$\text{длина фюзеляжа } l_\phi = \lambda_\phi \cdot D_\phi = 8 \cdot 4 = 32 \text{ м};$$

$$\text{площадь горизонтального оперения } S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S = 0,21 \cdot 125,5 = 26,36 \text{ м}^2;$$

$$\text{размах горизонтального оперения } l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} = \sqrt{5 \cdot 26,36} = 11,5 \text{ м};$$

$$\text{концевая хорда ГО } b_{кГО} = \frac{2 \cdot S_{ГО}}{l_{ГО} \cdot (\eta_{ГО} + 1)} = \frac{2 \cdot 26,36}{11,5 \cdot (2,5 + 1)} = 1,3 \text{ м};$$

корневая хорда ГО $b_{0ГО} = \eta_{ГО} \cdot b_{кГО} = 2,5 \cdot 1,31 = 3,3 \text{ м};$

площадь вертикального оперения $S_{BO} = \bar{S}_{BO} \cdot S = 0,2 \cdot 125,5 = 25,1 \text{ м}^2;$

размах вертикального оперения $l_{BO} = \sqrt{\lambda_{BO} \cdot S_{BO}} = \sqrt{1,2 \cdot 22,8} = 5,5 \text{ м};$

концевая хорда ВО $b_{кВО} = \frac{2 \cdot S_{BO}}{l_{BO} \cdot (\eta_{BO} + 1)} = \frac{2 \cdot 25,1}{5,5 \cdot (1,35 + 1)} = 3,9 \text{ м};$

корневая хорда ВО $b_{0ВО} = \eta_{BO} \cdot b_{кВО} = 1,35 \cdot 3,9 = 5,25 \text{ м}.$

Расположение крыла и оперения по длине фюзеляжа определяется плечами горизонтального оперения $L_{ГО}$ и вертикального оперения $L_{ВО}$.

Плечо горизонтального оперения в первом приближении, выбирается исходя из величины коэффициента статического момента площади горизонтального оперения.

$$L_{ГО} = \frac{A_{ГО} \cdot b_a}{\bar{S}_{ГО}} = \frac{0,78 \cdot 4,36}{0,21} = 16,2 \text{ м}$$

Для самолетов рассматриваемого класса $A_{ГО} = 0,65 \dots 0,8$.

Плечо вертикального оперения в первом приближении, выбирается исходя из величины коэффициента статического момента площади вертикального оперения:

$$L_{ВО} = \frac{B_{ВО} \cdot l}{\bar{S}_{ВО}} = \frac{0,082 \cdot 31,7}{0,2} = 13 \text{ м}$$

Для самолетов рассматриваемого класса $B_{ВО} = 0,08 - 0,12$.

Определение параметров шасси.

Вынос главных колес: $e = 0,2 \cdot b_a = 0,2 \cdot 4,36 = 0,87 \text{ м}.$

Угол опрокидывания: $\varphi = 10^\circ$.

База шасси: $B = 0,385 \cdot l_\varphi = 0,385 \cdot 32 = 12,3 \text{ м}.$

Вынос передней опоры: $a = B - e = 12,3 - 0,87 = 11,43 \text{ м}.$

Колея шасси $K_{ш} \geq 0,11 \cdot l$, тогда $K = 3,85 \text{ м}.$

Положение центра масс самолета определен по горизонтальной оси ОХ.

Для определения центра масс самолета необходимо знать центры масс отдельных агрегатов, которые при центровочных расчетах первого приближения можно принять:

$$x_{ткр} = 0,5b_a + x_k + x_a,$$

где b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла, м;

x_k – расстояние от носка фюзеляжа до носка корневой хорды крыла, м;

x_a – расстояние от носка САХ крыла до нормали к оси ОХ самолета, проведенной через носок корневой хорды, м;

$$x_{тф} = 0,5L_\phi,$$

где L_ϕ – длина фюзеляжа, м;

$$x_{тн.ст} = L_{н.ф},$$

где $L_{н.ф}$ – длина носовой части фюзеляжа, м.

Центры масс топлива примем расположенными в центрах масс площадей топливных отсеков крыла на плановой проекции самолета.

Центры масс остальных агрегатов и грузов определим по компоновочному чертежу самолета (рисунок 1.21).

Для расчета центровки составим центровочную ведомость самолета (таблица 1.3), куда включим массы всех основных элементов, составляющих самолет, их координаты в принятой системе и величины статических моментов относительно начала координат. Тогда координата центра масс определяется следующим образом:

$$x_m = \frac{\sum m_i g x_i}{\sum m_i g} ;$$

а значение центровки - по формуле

$$\bar{x}_m = \frac{x_m - x_k - x_a}{b_a}$$

Расчет центровки приведен для 4 вариантов:

- Взлет, и полный запас топлива, $\bar{x}_m = 0,246$.
- Посадка, и 10% топлива на борту, $\bar{x}_m = 0,243$.
- Взлет, и полный запас топлива, $\bar{x}_m = 0,205$.
- Посадка, и 10% топлива на борту, $\bar{x}_m = 0,208$.

Для рассчитанных случаев значение центра тяжести находится в допустимом диапазоне $\bar{x}_m = 0,2 \dots 0,25$.

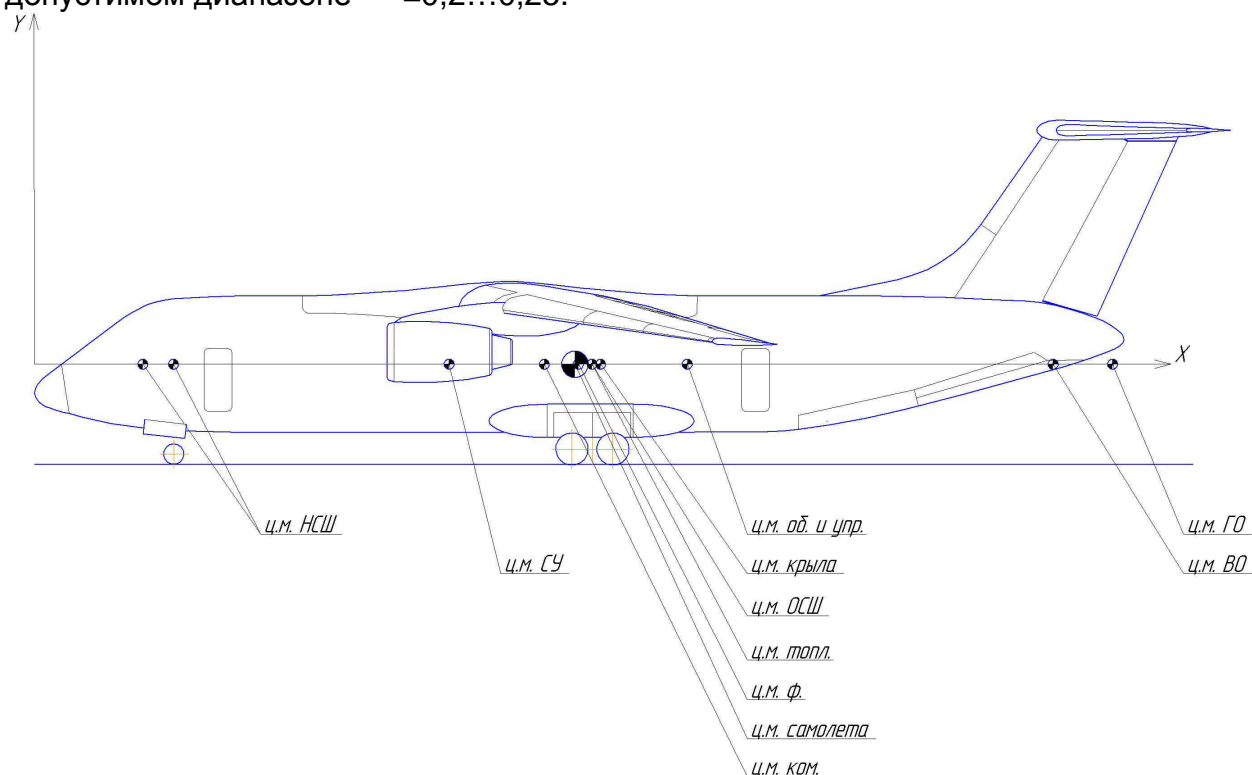


Рисунок 1.21 – Центровка самолета

По полученным геометрическим параметрам беспилотного самолета транспортной категории создана параметрическая модель мастер-геометрии (рисунок 1.22).



Рисунок 1.22 – Параметрическая модель мастер-геометрии самолета

Выводы

Выполнен аванпроект беспилотного самолета транспортной категории, разработана концепция создания проектируемого беспилотного самолета транспортной категории. Определены тактико-технические требования к самолету. Выполнен сбор, обработка и анализ статистических данных. Выбрана и обоснована схема самолета, тип его силовой установки. Выполнен расчет массы самолета. Определена взлетная масса самолета в третьем приближении. Определены основные геометрические параметры самолета.

Разработана параметрическая модель мастер-геометрии беспилотного самолета транспортной категории.

Список использованной литературы

1. Общие виды и характеристики беспилотных летательных аппаратов: справ. пособие /А.Г. Гребеников, А.К. Мялица, В.В. Парфенюк и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьковский авиационный институт», 2008. 377 с.

2. Классификация БПЛА и системы их интеллектуального управления / С. И. Федоров, А. В. Хаустов, Т. М. Крамаренко, В.С. Долгих / Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 74. – Х.,2016. – С. 12-21.

3. Машиностроение. Энциклопедия / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. – М.:Машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Проектирование, конструкции системы самолетов и вертолетов. Кн. 2 / А.М. Матвеевко, А.И. Акимов, М.Г. Акопов и др.; под. общ. ред. А.М. Матвиенко. – 752 с.

4. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 1. – 439 с.
5. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 2. – 326 с.
6. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 3. – 376 с.
7. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 1994. – 322 с.
8. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие: в 2 ч. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч.1. – 454 с.
9. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие: в 2 ч. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч.2. – 390 с.
10. Проектирование самолетов / А.Г. Гребеников, А.А. Кобылянский, В.Н. Король и др.: лаб. практик. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2002. – 176 с.
11. Проектирование самолетов: учеб. для вузов/ С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.:Машиностроение, 1983. – 616 с.
12. Разработка аванпроекта самолета [Текст]: учеб. пособие / А.К. Мялица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т. «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 233 с.
13. Гребеников А. Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций /А. Г. Гребеников. – Харьков: Нац. аэрокосм. Ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.
14. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. Ответственный редактор: Г. В. Новожилов, М.: издательство «Наука» 1976, 440 с.
15. Конструкция и прочность самолетов. Изд. 2-е. Зайцев В. Н., Рудаков В. Л. Киев, издательское объединение «Вища школа», Головное изд-во, 1978, 488 с.
16. Е.Т. Василевский В.А. Гребеников. Методика назначения допускаемых напряжений для обеспечения заданного ресурса крыла //Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии.
17. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы / И. Я. Катырев, М. С. Неймарк, В. М. Шейнин и др.; Под ред. Г. В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.
18. Стригунов В. М. С85 Расчет Самолета на прочность: Учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 376 с., ил.
19. Харченко О.В. Класифікація та тенденції створення безпілотних літальних апаратів військового призначення [Текст] / О.В. Харченко, В.В. Кулешин, Ю.В. Коцуренко //Наука і оборона. – 2005. – № 1 – С. 47-54.

Поступила в редакцию 21.03.2017

Аванпроект безпілотно́го літака транспортної категорії

Розроблено концепцію створення безпілотно́го літака транспортної категорії. Виконані збір, обробка та аналіз статистичних даних, вибір основних відносних початкових параметрів літака. Обґрунтовано аеродинамічну компоновку літака, тип його силової установки. Визначено основні геометричні параметри проєктованого літака.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат (БПЛА), тактико-технічні вимоги (ТТВ), льотно-технічні характеристики (ЛТХ), силова установка (СУ), майстер-геометрія.

Unmanned Transport Aircraft Concept Development

The concept of creating an unmanned transport aircraft has been developed. The collection, processing and analysis of statistical data, the selection of the basic relative preliminary parameters of the aircraft are performed. The aerodynamic layout of the aircraft, the type of its power plant, has been proved. The main geometric parameters of the projected aircraft are determined.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), mission requirements (TTT), flight performance, power plant, master geometry.

Сведения об авторах:

Федоров Сергей Иванович — Зам. Главного конструктора, ГП «Антонов», Украина.

Хаустов Андрей Вячеславович — Зам. начальника отдела, ГП «Антонов», Украина.

Крамаренко Тимофей Михайлович — ведущий инженер-конструктор, ГП «Антонов», Украина.

Долгих Вячеслав Сергеевич — студент VI курса, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», техник 1 категории, ГП «Антонов», Украина.