

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ
ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«ДОНСКОЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»

методические указания к контрольной работе по дисциплине
«ОСНОВЫ ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ»

для направления 15.04.05 «Конструкторско-технологическое обеспечение
машиностроительных производств» программы «Технологическое
проектирование производства воздушных судов» заочной формы обучения

Ростов-на-Дону
ДГТУ
2021

УДК 64

Составители: Дудник В.В.

Методические указания к контрольной работе по дисциплине «Основы прочности авиационных конструкций». – Ростов-на-Дону : Донской гос. техн. ун-т, 2021. – 10 с.

Содержат задание к контрольной работе, основные алгоритмы и пример решения.

Предназначены для студентов направления 15.04.05 «Конструкторско-технологическое обеспечение машиностроительных производств» программы «Технологическое проектирование производства воздушных судов» заочной формы обучения

УДК 64

Печатается по решению редакционно-издательского совета Донского государственного технического университета

В печать ____ . ____ . 20 ____ г.
Формат 60×84/16. Объем ____ усл. п. л.
Тираж ____ экз. Заказ №. ____.

Издательский центр ДГТУ
Адрес университета и полиграфического предприятия:
344000, г. Ростов-на-Дону, пл. Гагарина, 1

© Донской государственный технический университет, 2019

ЛИТЕРАТУРА

1. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. - М.: Машиностроение, 1995. – 415с.
2. Авиационные правила, Часть 23, Нормы летной годности гражданских самолетов / Межгосударственный авиационный комитет, 205с.
3. Аэродинамика летательных аппаратов/ Г.А. Колесников – М: Машиностроение, 1993. – 544с.
4. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов / К. Миртов – М: Транспорт, 1973. – 436с.

1. Задание

Определить положение центра тяжести самолета и максимальную массу воздушного судна приходящуюся на шасси самолета на стоянке.

Рассматривается самолет с трехточечным шасси с передним колесом.

Номер варианта выбирается в соответствие с порядковым номером по списку группы (Таблица 1). Относительные параметры масс агрегатов и их положения одинаковы для всех вариантов и представлены в Таблице 2.

Таблица 1. Варианты заданий.

№ варианта	Длина фюзеляжа	Максимальная взлетная масса	Количество пассажиров
	l	m_0	n_p
	m	kg	
1	8,2	1300	3
2	9	1400	3
3	8,8	1400	3
4	9,3	1500	3
5	9,2	1600	4
6	9,4	1700	4
7	9,5	1800	4
8	8,9	1700	4
9	9,1	1600	4
10	9,3	1600	4
11	9,3	1700	4
12	9,1	1800	4
13	9,5	1800	4
14	10,1	2200	5
15	8,1	1500	2
16	10,2	2000	5
17	10,0	2000	5
18	10,3	2200	5
19	10,5	2300	5
20	10,4	2300	5
21	10,2	2200	5
22	10,6	2500	5
23	10,2	2000	5
24	9,8	2100	5
25	9,4	1900	4

Таблица 2. Относительные параметры масс и положения элементов воздушного судна.

		\bar{m}_i	$-\bar{x}_i$	\bar{y}_i
		кг	м	м
Двигатель	Д	0,121	0,038	0,000
НЧФ	НФ	0,048	0,075	-0,038
ЦЧФ	ЦФ	0,121	0,275	-0,038
ХЧФ	ХФ	0,038	0,613	-0,044
Носовая стойка шасси	НШ	0,025	0,064	-0,125
Основное шасси	ОШ	0,058	0,292	-0,125
Система управления	СУп	0,013	0,275	-0,063
Топливо	Т	0,100	0,294	0,056
Системы силовой установки	СУс	0,042	0,131	0,000
Экипаж (Летчик)	Л	0,083	0,225	-0,006
Пассажиры	П		0,344	-0,013
Багаж	Б	0,042	0,400	-0,025
Крыло	Кр	0,100	0,288	0,088
Киль	Кл	0,008	0,875	0,019
Стабилизатор	Ст	0,010	0,838	-0,025

2. Общие сведения

Положение центр тяжести самолета является важным параметром, влияющим на нагрузки и на динамику полета воздушного судна. Однако центр тяжести не является величиной постоянной. Он зависит от загрузки и уровня топлива и масла на борту. При определении центра тяжести всего самолета должен быть учтен центр тяжести каждого агрегата.

3. Определение центра тяжести воздушного судна

Массы агрегатов и других частей воздушного судна определяются по формуле:

$$m_i = m_0 \bar{m}_i ,$$

где m_0 - заданная максимальная взлетная масса самолета(Таблица 1),

\bar{m}_i - относительная масса агрегата или груза (Таблица 2).

Положение центра массы агрегата вдоль осей приведено к длине фюзеляжа воздушного судна (Рис.1). Для базовой точки системы координат

принята ось пропеллера, что целесообразно делать на начальном этапе проектирования воздушного судна.

$$x_i = \bar{x}_i \cdot l$$

$$y_i = \bar{y}_i \cdot l$$

где x_i, y_i - координаты элементов воздушного судна,

\bar{x}_i, \bar{y}_i – относительные координаты элементов воздушного судна,

l – длина фюзеляжа.

Определение положения центра тяжести всего воздушного судна ведется через определение статического момента каждого агрегата:

$$x_{\text{вс}} = \frac{\sum x_i m_i}{\sum m_i}$$

$$y_{\text{вс}} = \frac{\sum y_i m_i}{\sum m_i}$$

Во время расчета положения центра тяжести рассматривается несколько вариантов загрузки переменными массами – полные баки топлива и пустые, много пассажиров или мало и т.д. Варианты загрузки и массы агрегатов сводятся в центровочную ведомость, которая и позволяет определить центр тяжести самолета при разных загрузках. Главным условием является – суммарная масса самолета не должна превышать максимально допустимую взлетную. Масса каждого пассажира и члена экипажа, в соответствие с современными требованиями, рассматривается равной 100кг.

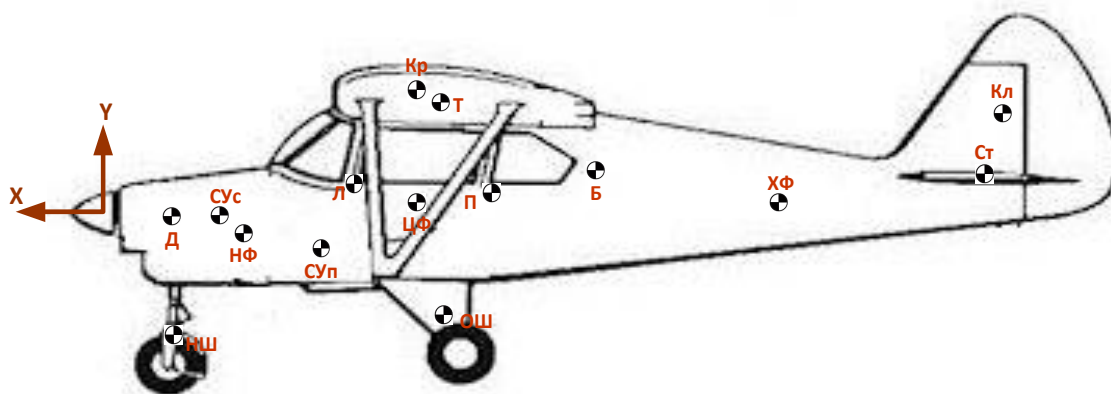


Рис.1. Положение центров тяжести элементов самолета.

4. Определение массы приходящейся на стойки шасси

Наиболее важным параметром для анализа напряжений шасси является распределение веса самолета между передним и задним колесами (Рис.2). При таком рассмотрении можно рассматривать самолет как балку на двух опорах (основной и носовой шасси). Сила тяжести действует в центре тяжести воздушного судна.

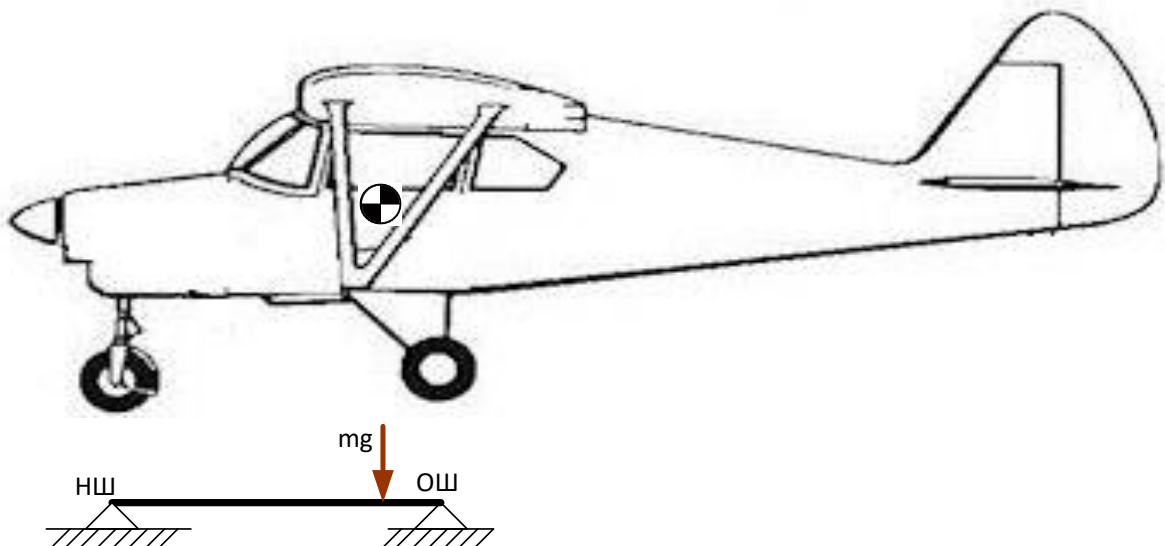


Рис. 2. Расчетная схема определения нагрузки на ноги шасси.

Относительная масса воздушного судна, приходящаяся на носовую стойку шасси:

$$\bar{m}_{\text{внш}} = \frac{x_{\text{ош}} - x_{\text{вс}}}{x_{\text{ош}} - x_{\text{нш}}}$$

где $x_{\text{ош}}$ – координата основной стойки шасси

$x_{\text{нш}}$ – координата носовой стойки шасси

Относительная масса воздушного судна, приходящаяся на основные стойки шасси:

$$\bar{m}_{\text{вош}} = \frac{x_{\text{вс}} - x_{\text{нш}}}{x_{\text{ош}} - x_{\text{нш}}}$$

Масса воздушного судна, приходящаяся на носовую стойку шасси:

$$m_{\text{внш}} = \bar{m}_{\text{внш}} m_0$$

Масса воздушного судна, приходящаяся на основную стойку шасси:

$$m_{\text{вош}} = \bar{m}_{\text{вош}} m_0 / 2$$

При выполнении данных расчетов необходимо рассматривать нагрузки при всех случаях загрузки самолета.

5. Пример выполнения работы

По условиям задачи задана максимальная взлетная масса – 1700кг и длина фюзеляжа - 9,2м.

При выполнении расчетов рассматриваются следующие варианты загрузки:

М1 – Полные баки, все места пассажиров заняты, багаж ограничен (взлет),

М2 – Пустые баки, все места пассажиров заняты, багаж ограничен (посадка),

М3 – Полные баки, одно пассажирское место незанято, максимально разрешенный багаж (взлет),

М4 – Пустые баки, одно пассажирское место незанято, максимально разрешенный багаж (посадка),

М5 – Неполные баки, все места пассажиров заняты, максимально разрешенный багаж (взлет),

М2 – Пустые баки, все места пассажиров заняты, максимально разрешенный багаж (посадка).

Пример расчета случая М1, представлен в Таблице 3. *(В контрольной работе необходимо представить таблицы расчета всех вариантов)*

Сводные результаты расчетов представлены в Таблице 4 и на Рис.3.

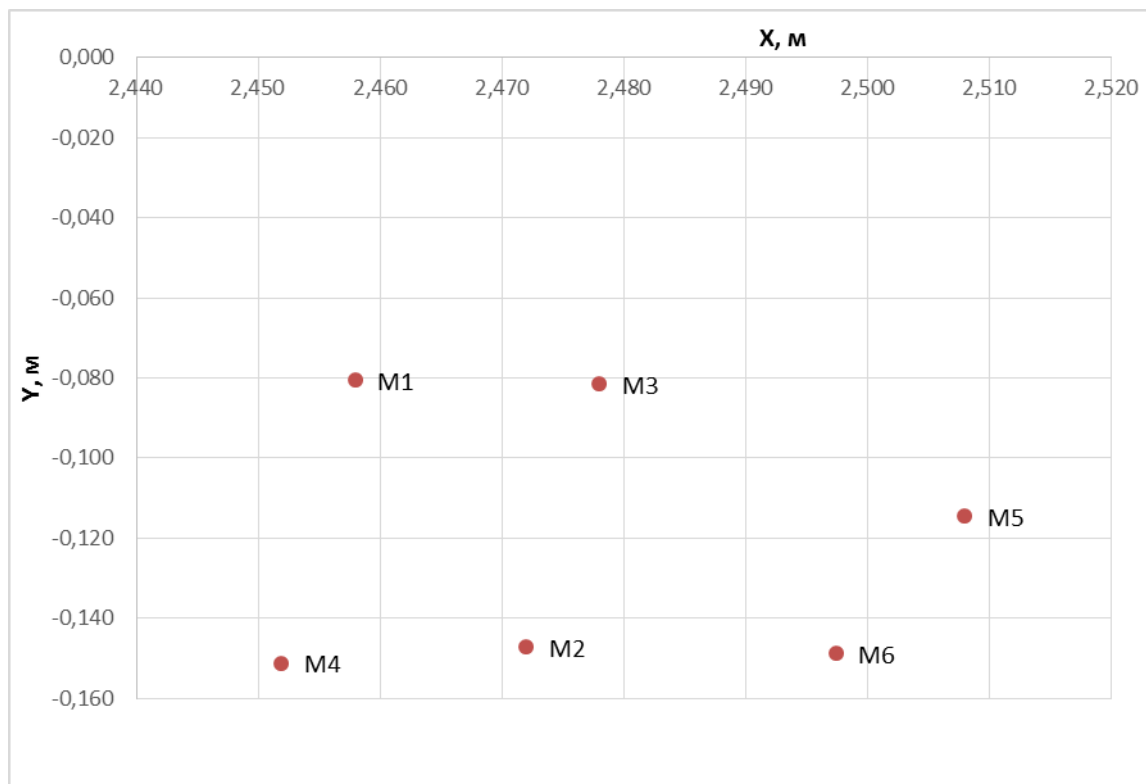
Таблица 3. Расчет центровки при варианте загрузки М1.

		m_i	x_i	$x_i m_i$	y_i	$y_i m_i$
		кг	м	кг м	м	кг м
Двигатель	Д	205,4	0,345	70,86875	0	0
НЧФ	НФ	82,2	0,69	56,695	-0,345	-28,348
ЦЧФ	ЦФ	205,4	2,53	519,7042	-0,345	-70,869
ХЧФ	ХФ	63,8	5,635	359,2313	-0,4025	-25,659
Носовая стойка шасси	НШ	42,5	0,5888	25,024	-1,15	-48,875
Основное шасси	ОШ	99,2	2,6864	266,4013	-1,15	-114,04
Система управления	СУп	21,3	1,38	29,325	-0,575	-12,219
Топливо	Т	170,0	2,7025	459,425	0,5175	87,975
Системы силовой установки	СУс	70,8	1,2075	85,53125	0	0
Экипаж (Летчик)	Л	100,0	2,07	207	-0,0575	-5,75
Пассажиры	П	400,0	3,1625	1265	-0,115	-46
Багаж	Б	38,3	3,68	140,944	-0,23	-8,809
Крыло	Кр	170,0	2,645	449,65	0,805	136,85
Киль	Кл	14,2	8,05	114,0417	0,1725	2,4438
Стабилизатор	Ст	17,0	7,705	130,985	-0,23	-3,91
Всего		1700,0		4179,826		137,21
Положение ЦТ (М)			2,458		-0,081	

Таблица 4. Сводные показатели центровок при различных вариантах загрузки.

Варианты загрузки	Топливо	Экипаж (летчик)	Пассажиры	Багаж	x_{pl}	z_{pl}	Масса ВС
	кг	кг	кг	кг	м	м	кг
М1	170	100	400	38,3	2,458	-0,081	1700
М2	0	100	400	38,3	2,472	-0,147	1530
М3	170	100	300	70,8	2,478	-0,082	1632,5
М4	0	100	300	70,8	2,452	-0,151	1462,5
М5	85	100	400	70,8	2,508	-0,115	1647,5
М6	0	100	400	70,8	2,497	-0,149	1562,5

Рис.3. Сводные показатели центровок при различных вариантах загрузки.



Данные о распределении масс на стойках шасси представлены в Таблице 5.

Таблица 5. Данные о распределении масс на стойках шасси.

Cases	$\bar{m}_{\text{нш}}$	$\bar{m}_{\text{ош}}$	$m_{\text{нш}}$	$m_{\text{ош}}$
			кг	кг
M1	0,11	0,89	185,11	757,45
M2	0,10	0,90	173,76	763,12
M3	0,10	0,90	168,86	765,57
M4	0,11	0,89	190,01	755,00
M5	0,09	0,91	144,58	777,71
M6	0,09	0,91	153,15	773,42

6. Вывод:

1. Диапазон продольных центровок заданного воздушного судна колеблется в диапазоне от 2,452 до 2,508 м, поперечных – от 0,081 до -0,151 (относительно оси координат связанной с пропеллером).
2. Максимальная масса, приходящаяся на носовую стойку шасси, составляет 190,01 кг, а на основную 777,71 кг.