

**Е.А. Печерский**

**Самолет УТ-2. Описание и  
руководство по эксплуатации  
и ремонту**

**Москва  
«Книга по Требованию»**

УДК 030  
ББК 92  
Е11

Е11 **Е.А. Печерский**  
Самолет УТ-2. Описание и руководство по эксплуатации и ремонту / Е.А. Печерский – М.: Книга по Требованию, 2021. – 248 с.

**ISBN 978-5-458-29580-2**

Книга предназначена в качестве учебного пособия для авиационных учебных заведений ВВС Красной Армии.

**ISBN 978-5-458-29580-2**

© Издание на русском языке, оформление  
«YOYO Media», 2021

© Издание на русском языке, оцифровка,  
«Книга по Требованию», 2021

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.



Серия Книжный Ренессанс

[www.samizday.ru/reprint](http://www.samizday.ru/reprint)



Шасси — закапотированное, безосное, состоит из двух не связанных между собой пирамид.

Каждая пирамида состоит из трех стержней: вертикальной вильчатой стойки с пластинчатой резиновой амортизацией, заднего вильчатого подкоса и бокового подкоса. Вертикальная стойка и задний подкос сварены из стальных труб, боковой подкос изготовлен из дуралюминовой трубы обтекаемой формы. К каждой пирамиде самостоятельно крепится колесо или лыжа.

Колесо вместе со стойкой и задним подкосом заключено в общий легко съемный обтекатель.

В зимнее время самолет ставят на лыжи. Лыжи — деревянные, со шнуровой амортизацией.

К о с т ы л ь — не ориентирующийся, рессорной конструкции, с легко заменяемой пяткой.

Винтомоторная группа самолета представлена звездообразным пятицилиндровым мотором М-11, установленным на резиновой амортизации на мотораму сварной трубчатой конструкции, и деревянным двухлопастным винтом фиксированного шага.

Из двух главных баков, расположенных в центроплане, топливо подается в карбюратор под давлением помпой типа БНК-5Б с приводом от мотора, а из верхнего бачка, установленного в фюзеляже, — самотеком.

Емкость главных баков 180 л (по 90 л каждый); емкость верхнего бака 20 л. Все три бака сварной конструкции из алюминиевого сплава АМЦ.

Смазка в мотор поступает из маслобака при помощи помпы шестеренчатого типа, установленной на картере мотора.

Маслобак — емкость 16 л, сварной конструкции, крепится к противопожарной перегородке.

Секторы управления газом и опережением зажигания дублированы для обеих кабин.

Управление перекрывным бензокраном и управление подогревом воздуха, поступающего в карбюратор, также дублировано.

Схема зажигания позволяет производить включение и выключение правого и левого магнето или одновременно обоих из любой кабины.

Управление зажиганием мотора из второй кабины может быть осуществлено только в том случае, когда включен тумблер первой кабины. Пусковое магнето установлено в первой кабине.

У п р а в л е н и е с а м о л е т о м — двойное, невыключающееся, обеспечивающее возможность управления как из первой, так и из второй кабины.

Схема управления — нормальная: ручка и педали.

Управление рулем высоты — смешанного типа: жесткое в кабинах и мягкое (проволочное) от качалки на пятой раме до рычага руля.

Управление элеронами — жесткое из дуралюминовых труб.

Управление рулем поворота — смешанного типа: жесткое в кабинах и мягкое (трос) от коромысла педалей во второй кабине до рычага руля.

К а б и н ы снабжены козырьками и откидными дверцами.

Сиденья — дуралюминовые, рассчитанные под парашют. Внутри кабины отделаны дерматином. Для устранения циркуляции воздуха

между кабинами в полете задняя кабина изолирована от передней специальной фанерной перегородкой. Приборные доски в обеих кабинах одинаковой конструкции. Конструктивно каждая доска состоит из основной панели и съемного щитка на резиновой амортизации. На съемных щитках приборных досок первой и второй кабин в два ряда установлены: указатель высоты, компас КИ-6, трехстрелочный моторный индикатор (манометр масла, маслотермометр, бензоманометр), указатель скорости, указатель поворота и вариометр.

На панели доски приборов первой кабины слева установлены переключатель, тумблер зажигания и часы АЧО. Справа установлен на резиновых втулках тахометр, а под ним на плато — заливной шприц.

На панели доски приборов второй кабины слева установлены часы АЧО и два тумблера зажигания, а справа на резиновых втулках — тахометр. Из вспомогательного оборудования, кроме привязных ремней в первой и второй кабинах, в каждой кабине установлено стандартное двустороннее переговорное устройство.

С внутренней стороны кока в первой кабине установлено зеркало для обзора задней полусферы.

Воздушный термометр установлен на обшивке центроплана с правой стороны.

Самолет снабжен аптечкой, укрепленной на спинке переднего сиденья, и имеет багажник с местом для крепления бортовой инструментальной сумки.

## Основные данные самолета

### Геометрические размеры (рис. 4, 5, 6)

Размах . . . . .	10,200 м
Длина . . . . .	7,000 "
Высота в линии полета . . . . .	2,995 "
Размах горизонтального оперения . . . . .	3,200 "
Ширина колеи шасси . . . . .	2,070 "
Размер пневматиков . . . . .	500 × 120
Геометрическая площадь крыла . . . . .	17,120 м <sup>2</sup>
Площадь крыла без подфюзеляжной части . . . . .	15,530 "
Площадь горизонтального оперения . . . . .	2,750 "
Площадь стабилизатора . . . . .	1,600 "
Площадь руля высоты . . . . .	1,150 "
Площадь вертикального оперения . . . . .	1,220 "
Площадь киля . . . . .	0,350 "
Площадь руля поворота . . . . .	0,870 "
Площадь элеронов . . . . .	1,380 "

### Весовые данные

Вес пустого самолета с мотором М-11 . . . . . 616 кг

#### Пилотажный вариант

Полезная нагрузка:  
 Экипаж (два человека с парашютами) . . . . . 176 кг  
 Топливо и масло . . . . . 64 "

Итого . . . . . 240 кг

Полный полетный вес в пилотажном варианте . . . . . 856 кг

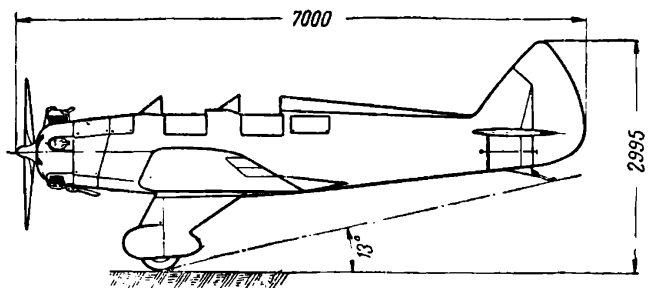


Рис. 4. Размеры самолета в проекции сбоку

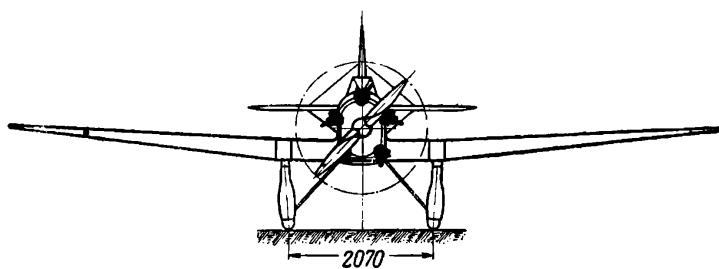


Рис. 5. Размеры самолета в проекции спереди

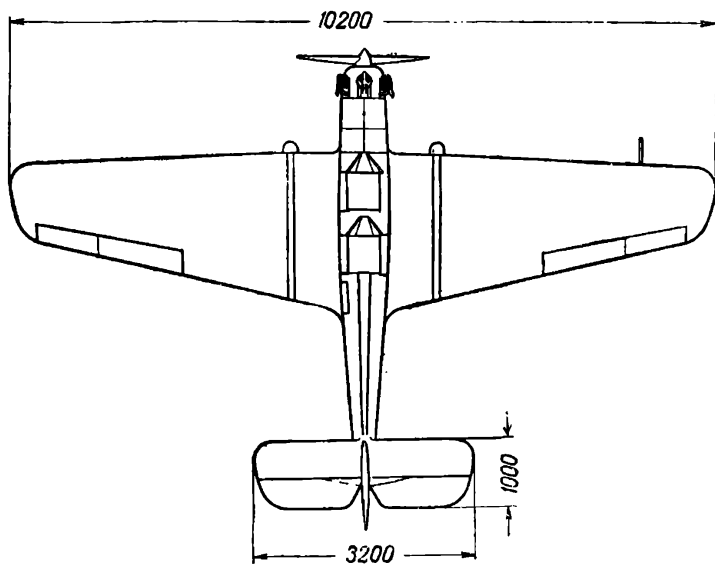


Рис. 6. Размеры самолета в проекции сверху

## Туристский вариант

Полезная нагрузка:	
Экипаж (два человека с парашютами) . . . . .	176 кг
Топливо и масло . . . . .	146 „

Итого . . . . . 322 кг

Полный полетный вес в туристском варианте . . . . . 938 кг

### Винтомоторная группа

Условное обозначение мотора . . . . .	М-11
Тип мотора . . . . .	однорядная звезда
Охлаждение . . . . .	воздушное
Число цилиндров . . . . .	5
Диаметр цилиндра . . . . .	125 мм
Ход поршня . . . . .	140 „
Степень сжатия . . . . .	5
Направление вращения . . . . .	..правое
Мощность на земле:	
максимальная при 1 650 об/мин . . . . .	110 л. с.
номинальная при 1 600 „ . . . . .	100 „
Давление масла . . . . .	3,5 кг/см <sup>2</sup>
Температура входящего масла не ниже . . . . .	40° С
Температура выходящего масла не выше . . . . .	95° С
Рекомендуемое топливо . . . . .	грозненский бензин (уд. вес 0,710—0,720)
Рекомендуемое масло . . . . .	минеральное масло ДМ или ААС (уд. вес 0,895—0,906)
Расход топлива . . . . .	230—240 г/л. с. ч.
Расход масла . . . . .	18—25 „
Сухой вес мотора без выхлопных патрубков, втулки винта и подогрева . . . . .	160 кг
Полная емкость бензобаков . . . . .	200 л
Емкость маслобака . . . . .	16 „
Винт . . . . .	для мотора М-11, деревянный двухлопастный
шаг . . . . .	2,05 м
диаметр . . . . .	2,1 „

### Регулировочные данные

Угол установки крыла . . . . .	0°
Поперечное V отъемных плоскостей:	
по верхней поверхности на 30% хорды . . . . .	3°
по нижней „ „ . . . . .	6° 45'
Угол стреловидности крыла . . . . .	2°
Отклонение руля высоты:	
вверх . . . . .	20°
вниз . . . . .	23°
Отклонение руля поворота:	
вправо . . . . .	25°
влево . . . . .	25°
Отклонение элеронов:	
вверх . . . . .	19°
вниз . . . . .	19°

Отклонение килля относительно оси самолета . . . . . 0°  
 Установочный угол стабилизатора . . . . . 0° 30'  
 Угол стоянки самолета . . . . . 13°

### Особые данные

Профиль крыла . . . . . модификация профиля  
 Геттинген № 387

Нагрузка на 1 л. с.:

в пилотажном варианте . . . . . 8,56 кг  
 в туристском варианте . . . . . 9,38 „  
 Нагрузка на 1 м<sup>2</sup> . . . . . 54,28 „  
 Расчетная прочность самолета (перегрузочный коэффициент для случая А крыла):  
 в пилотажном варианте . . . . . 10  
 в туристском варианте . . . . . 9

### Прочие данные

Лыжа . . . . . типа УТ-2  
 Опорная поверхность рабочей лыжи . . . . . 0,267 м<sup>2</sup>  
 „ „ хвостовой лыжи . . . . . 0,0313 „

### Полетные данные

Скорость (полетный вес 938 кг):

максимальная горизонтальная (приведенная)  
 у земли при максимальном числе оборотов  
 мотора 1 835 об/мин . . . . . 205 км/час  
 эксплуатационная горизонтальная на высоте  
 1 000 м при 1 400 об/мин . . . . . 160 „  
 максимальная горизонтальная:  
 на высоте 1 000 м при 1 810 об/мин . . . 201 „  
 „ „ 1 500 „ „ 1 790 „ . . . 196 „  
 „ „ 2 000 „ „ 1 760 „ . . . 190 „  
 „ „ 2 500 „ „ 1 720 „ . . . 183 „  
 Вертикальная скорость у земли . . . . . 3,4 м/сек  
 Посадочная скорость (по прибору) при ветре  
 3—4 м/сек . . . . . 90—95 км/час

Скороподъемность:

	Вес 938 кг	Вес 856 кг
на высоту 1 000 м	5,8 мин.	4,8 мин.
„ „ 2 000 „	14 „	11,4 „
„ „ 3 000 „	31 „	21,6 „

Практический потолок:

с весом 938 кг . . . . . 3 100 м, время 34 сек.  
 „ „ 856 „ . . . . . 3 500 „ время 32,1 „

Разбег (с весом 938 кг):

длина . . . . . 190 м + 10 м  
 время . . . . . 13 сек.

Пробег (при ветре 2—3 м/сек):

длина . . . . . 220 м + 15 м  
 время . . . . . 16 сек.

Продолжительность полета при полных баках (200 л) и эксплуатационном режиме мотора (1 400—1 500 об/мин) 7 час.

Техническая дальность самолета на скорости 180 км/час (0,9 максимальной) . . . . . 1 130 км

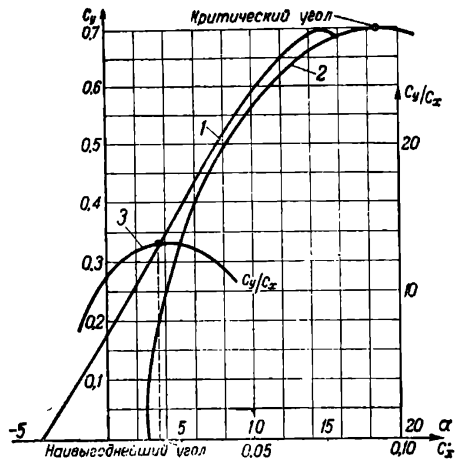


Рис. 7. Поляра самолета

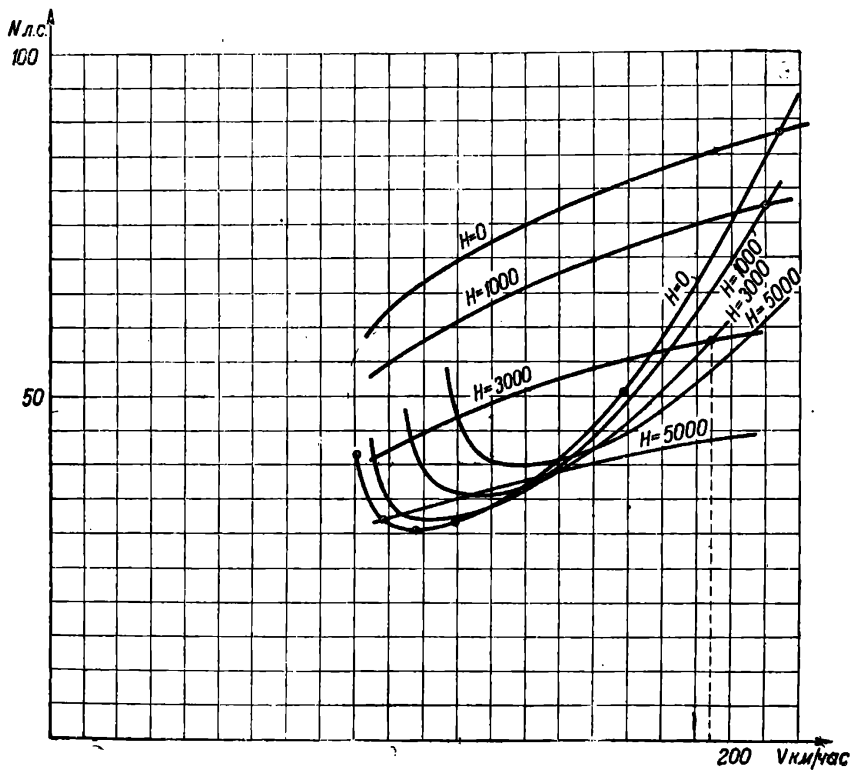


Рис. 8. Кривые Пено

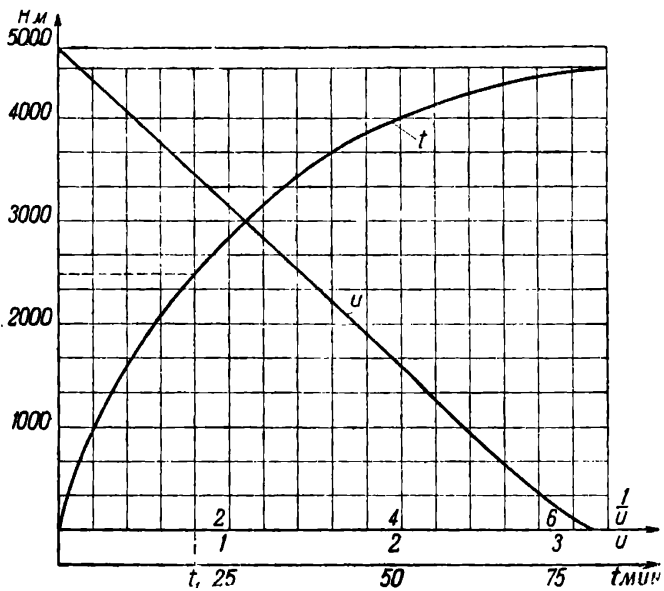


Рис. 9. Барограмма взлета.

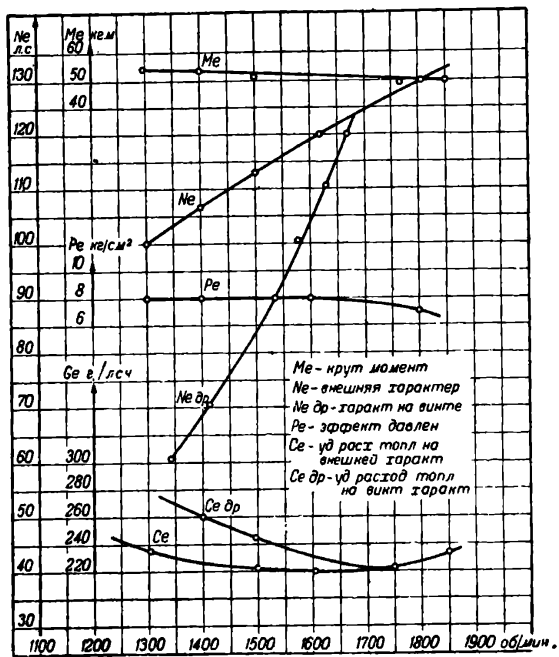


Рис. 10. Характеристика мотора М-11

Таблица 1

## Дальность полета и расход горючего (без ветра)

Обороты мотора в мин.	Действительная скорость км/час	Часовой расход топлива кг/час	Километровый расход топлива кг/км	Техническая дальность км
1 400	150,0	16,5	0,11	1 230
1 500	162,0	18,45	0,113	1 190
1 600	181,5	21,75	0,12	1 125
1 700	192,0	24,0	0,125	1 080

Примечание. Расчет дальности произведен на высоте полета 1 000 м, с количеством топлива 135 л, при температуре наружного воздуха +20° С.

Таблица 2

## Маневренность самолета

(Полетный вес 856 кг, высота 1 000 м)

Наименование фигур	Скорость на вводе км/час	Скорость на выводе км/час	Время в сек.	Набор высоты	Потеря высоты
Вираж с креном 45° . . . . .	140	140	24	—	—
Вираж с креном 60° . . . . .	150	150	14—15	—	—
Боевой разворот . . . . .	170	100—110	9—10	70—80	—
Переворот . . . . .	135—140	—	9—10	—	100—120
Бочки обычные . . . . .	160	120	3	—	—
Петля . . . . .	200	—	11—11,5	—	—
Иммельман . . . . .	200—210	—	7,5—8,0	80—100	—
Спираль с креном 60° . . . . .	150	150	18—19	—	100—120

Примечания: 1. Из условий расчета самолета на прочность полетный вес при полетах на пилотаже не должен превышать 856 кг.

2. Максимальная скорость пикирования не должна превышать 240 км/час.

Аэродинамические характеристики самолета показаны на рис. 7, 8, 9 и 10.

## Элементы расчета

## Центровка самолета

Центровку самолета определяют по положению центра тяжести его относительно средней аэродинамической хорды (САХ).

Центром тяжести (ц. т.) самолета называется точка приложения равнодействующей сил веса его частей, причем центр тяжести является также точкой приложения равнодействующей силы инерции.

Существующие способы определения положения центра тяжести можно разбить на две основные группы, базирующиеся: 1) на теоретических выкладках и 2) на практических экспериментальных данных.

Когда самолет еще только конструируют и имеются лишь эскизные чертежи, центр тяжести определяют способами первой группы — подсчетом моментов или построением веревочного многоугольника.

Для этого нужно предварительно определить центры тяжести отдельных частей самолета.

Способы второй группы применяют, когда самолет уже изготовлен. Эти способы следующие: 1) подвешивание самолета, 2) взвешивание самолета на нескольких весах и 3) взвешивание самолета по принципу рычага с опорой.

#### Аналитический способ подсчета моментов

После того как основные геометрические и весовые характеристики самолета определены, вычерчивается его боковая проекция в масштабе от 1:5 до 1:20 в зависимости от габарита самолета, с нанесением всех агрегатов и оборудования. Затем наносят систему координат (рис. 11). В данном случае ось абсцисс совпадает с осью винта, а ось ординат проходит через ось переднего лонжерона центроплана, совпадающую с осью колеса.

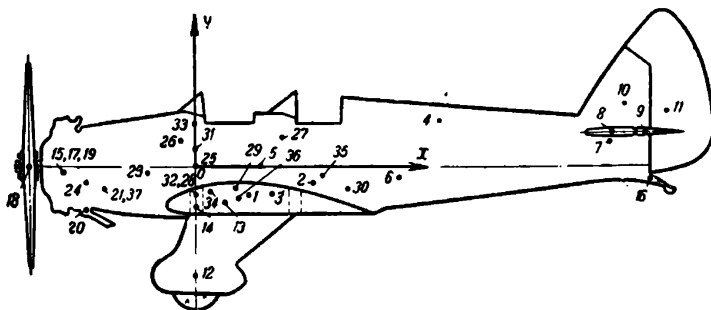


Рис. 11. Распределение грузов по самолету

Затем замеряют координаты  $x_i$  и  $y_i$  центров тяжести частей самолета. Результаты записывают в таблицу; заполняют графу весов  $G_i$ , после чего подсчитывают моменты сил тяжести  $G_i x_i$  и  $G_i y_i$  и суммируют их.

Пример на определение центровки самолета приведен в табл. 3.

Так как момент равнодействующей сил веса равен сумме моментов слагаемых сил, имеем:

$$\sum G_i x_i = G x_0 \quad (1)$$

и

$$\sum G_i y_i = G y_0, \quad (2)$$

где  $\sum G_i x_i$  и  $\sum G_i y_i$  — суммарные моменты относительно поперечной оси, проходящей через начало координат;

$x_0$ ,  $y_0$  — координаты центра тяжести;

$G$  — вес самолета.

Определяем координаты центра тяжести в пилотажном варианте:

$$x_0 = \frac{\sum G_i x_i}{G} = \frac{227,05}{856} = 0,265 \text{ м,}$$

$$y_0 = \frac{\sum G_i y_i}{G} = \frac{-271,635}{856} = -0,317 \text{ м.}$$

Таблица 3

Определение теоретической центровки самолета с полетным весом 856 кг

№ п/п	Наименование	$G_i x_i$ кгм	$x_i$ м	$G_i$ кг	$y_i$ м	$G_i y_i$ кгм
I. Детали конструкции						
1	Крыло с элероном и управлением элерона . . . . .	+ 54,6	+0,51	107,28	-0,5	-53,6
2	Фюзеляж и лонжероны центроплана с узлами . . . . .	+101,11	+1,00	101,11	-0,325	-32,9
3	Центроплан: обшивка, нервюры, стрингеры . . . . .	+ 52,3	+0,75	69,66	-0,45	-31,4
4	Верхний кок . . . . .	+ 12,1	+2,675	4,5	+0,2	+ 0,9
5	Обшивка кабины и отделка . . . . .	+ 7,96	+0,61	13,08	0	0
6	Обшивка фюзеляжа, стрингеров и окраска . . . . .	+ 22,54	+2,0	11,27	-0,175	- 1,97
7	Зализы оперения . . . . .	+ 4,73	+4,3	1,1	+0,05	+ 0,06
8	Стабилизатор с подкосами . . . . .	+ 38,5	+4,3	8,95	+0,125	+ 1,01
9	Руль высоты . . . . .	+ 17,1	+4,6	3,7	+0,125	+ 0,46
10	Киль . . . . .	+ 7,86	+4,35	1,81	+0,525	+ 0,95
11	Руль поворота . . . . .	+ 10,25	+4,8	2,14	+0,5	+ 1,07
12	Шасси . . . . .	+ 2,64	+0,06	44,0	-1,025	-45,0
13	Ручное управление . . . . .	+ 2,45	+0,35	7,0	-0,475	- 3,33
14	Ножное управление . . . . .	0	0	2,5	-0,5	- 1,25
15	Мотоустановка . . . . .	- 9,38	-1,285	7,3	-0,135	- 0,99
16	Костыль . . . . .	+ 14,6	+4,56	3,2	-0,325	- 1,04
17	Мотор М-11 . . . . .	-212	-1,285	165,0	-0,135	-22,3
18	Винт . . . . .	- 18,0	-1,9	9,5	0	0
19	Капот мотора . . . . .	- 8,6	-1,285	6,7	-0,135	- 0,91
20	Выхлопные патрубки . . . . .	- 2,55	1,275	2,0	-0,45	- 0,9
21	Маслобак с креплением . . . . .	- 1,77	-0,885	2,0	-0,475	- 0,95
22	Бензобак в центроплане с креплением . . . . .	+ 4,72	+0,45	10,5	-0,5	- 5,25
23	Арматура и бензопровод . . . . .	- 2,1	-0,6	3,5	-0,15	- 0,53
24	Арматура и маслопровод . . . . .	- 1,95	-0,93	2,1	-0,325	- 0,68
25	Газоуправление . . . . .	0	0	1,8	0	0
26	Приборная доска первого пилота . . . . .	- 0,59	-0,15	3,9	+0,225	+ 0,88
27	То же второго пилота . . . . .	- 1,28	-0,85	1,5	+0,25	+ 0,38
28	Пусковое магнето . . . . .	0	0	3,0	-0,35	- 1,05
29	Сиденье первого пилота . . . . .	+ 1,11	+0,37	3,0	-0,325	- 0,975
30	То же второго пилота . . . . .	+ 3,78	+1,26	3,0	-0,35	- 1,05
31	Проводка к приборам . . . . .	0	0	3,0	+0,25	+ 0,75
32	Компас . . . . .	0	0	5,0	-0,35	- 1,75
33	Прочее . . . . .	+ 3,9	1,0	3,9	0	0
	Всего . . . . .	+ 104,03	-	616,0	-	-202,435
II. Нагрузка						
34	Первый пилот . . . . .	+ 11,9	+0,135	88,0	-0,225	- 19,8
35	Второй пилот . . . . .	+ 93,0	+1,055	88,0	-0,2	- 17,6
36	Бензин . . . . .	+ 25,2	+0,45	56,0	-0,5	- 2,8
37	Масло . . . . .	- 7,08	-0,886	8,0	-0,475	- 3,8
		+123,02	-	240,0	-	- 69,2
38	Самолет пустой . . . . .	+104,03	-	616,0	-	-202,435
39	То же с двумя пилотами . . . . .	+208,93	-	792,0	-	-293,835
40	То же с полной нагрузкой . . . . .	+227,05	-	856,0	-	-271,635