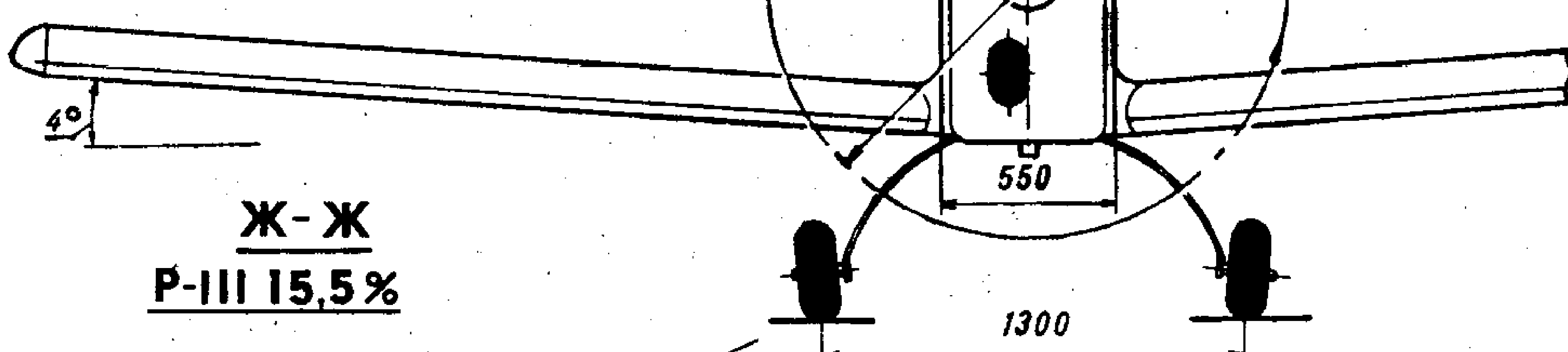
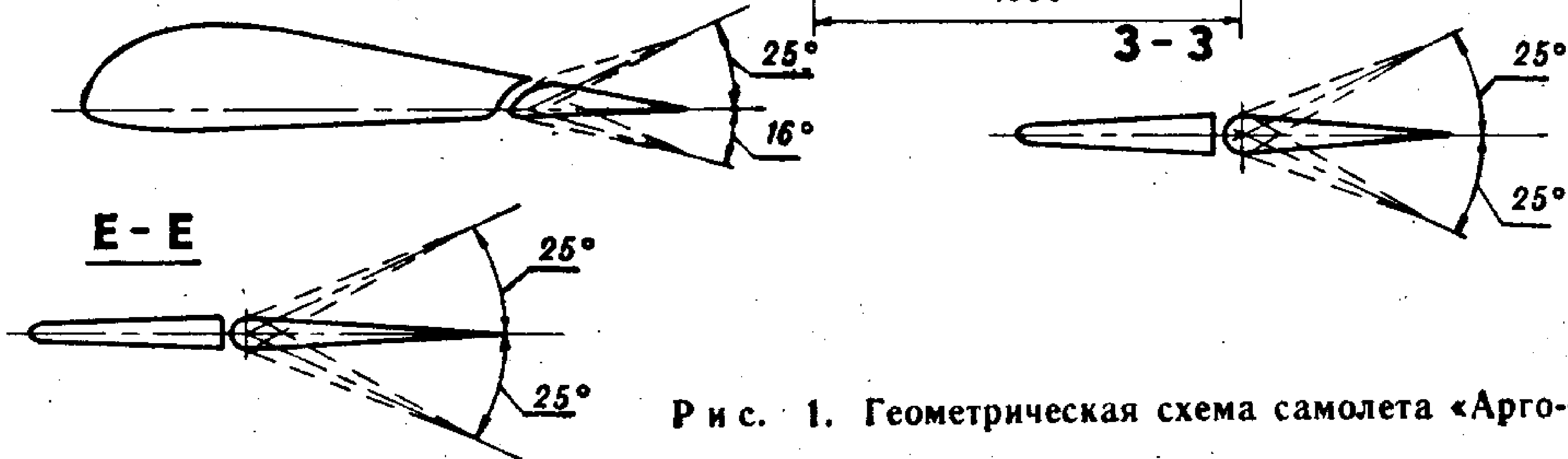


Вид спереди



Ж-Ж  
Р-III 15,5%



Р и с. 1. Геометрическая схема самолета «Арго-02».

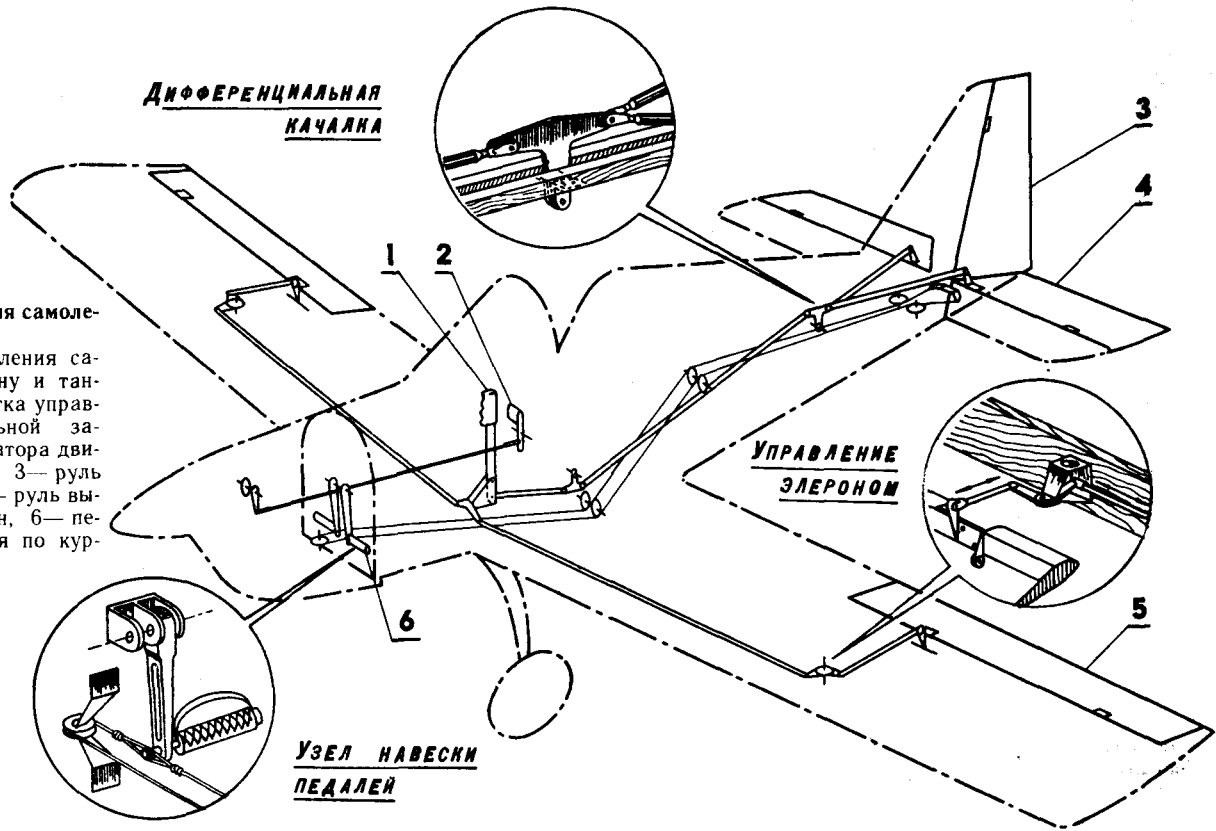
ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНАЯ  
КАЧАЛКА

Схема управления самолетом «Арго-02»:

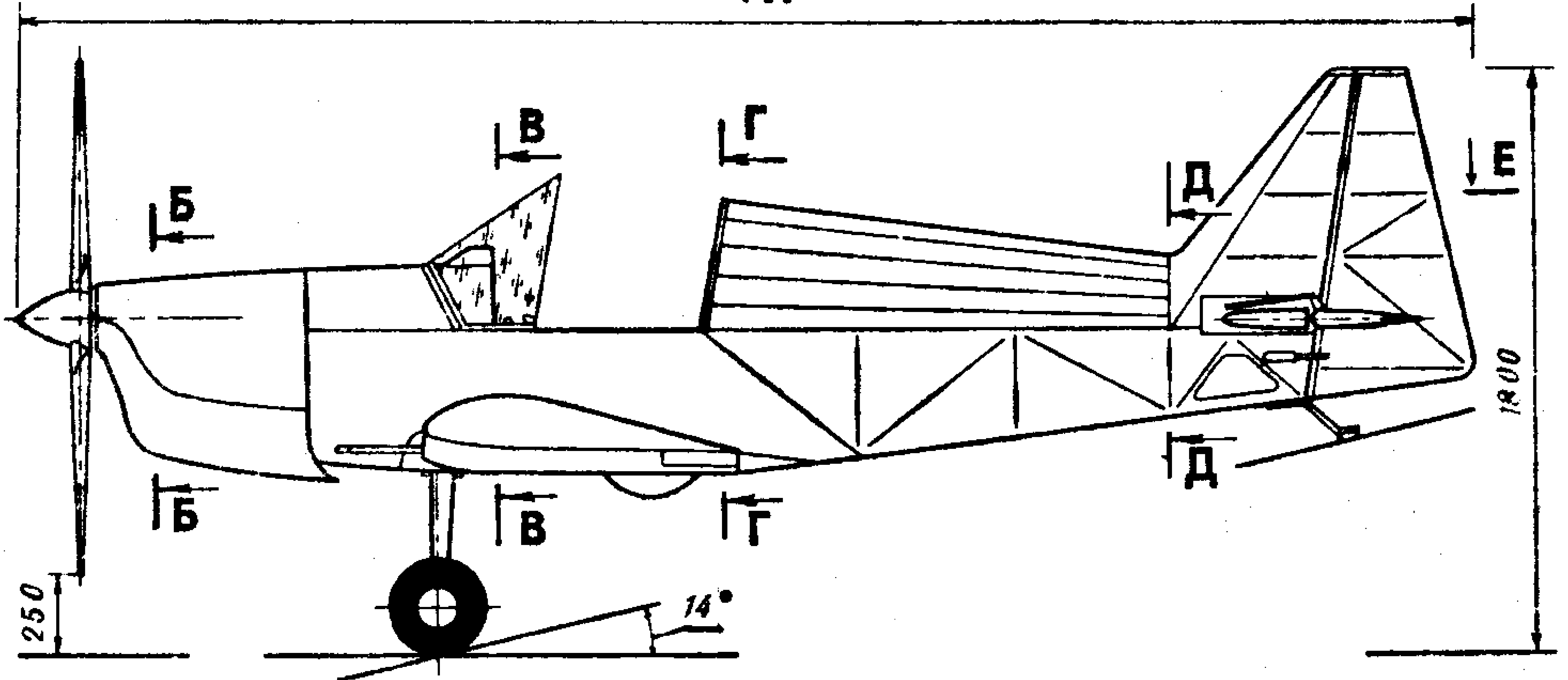
1— ручка управления самолетом по крену и тангажу, 2— рукоятка управления дроссельной заслонкой карбюратора двигателя (РУД), 3— руль направления, 4— руль высоты, 5— элерон, 6— педали управления по курсу.

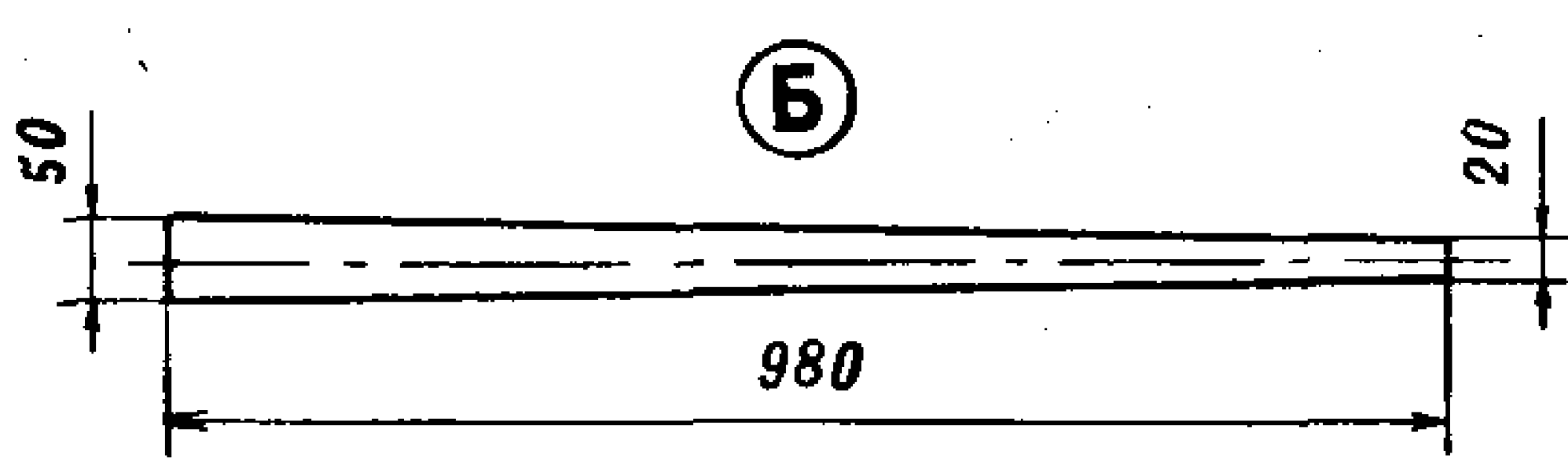
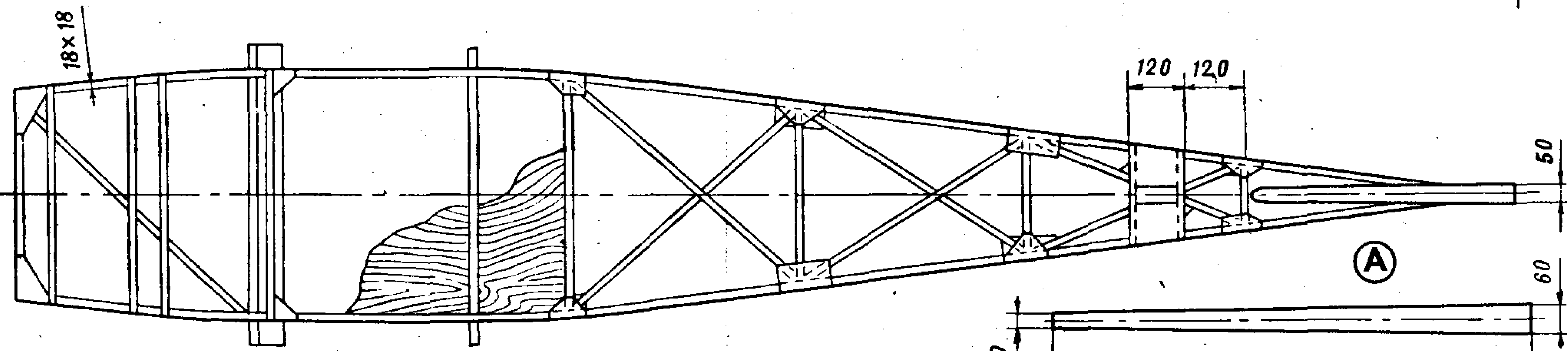
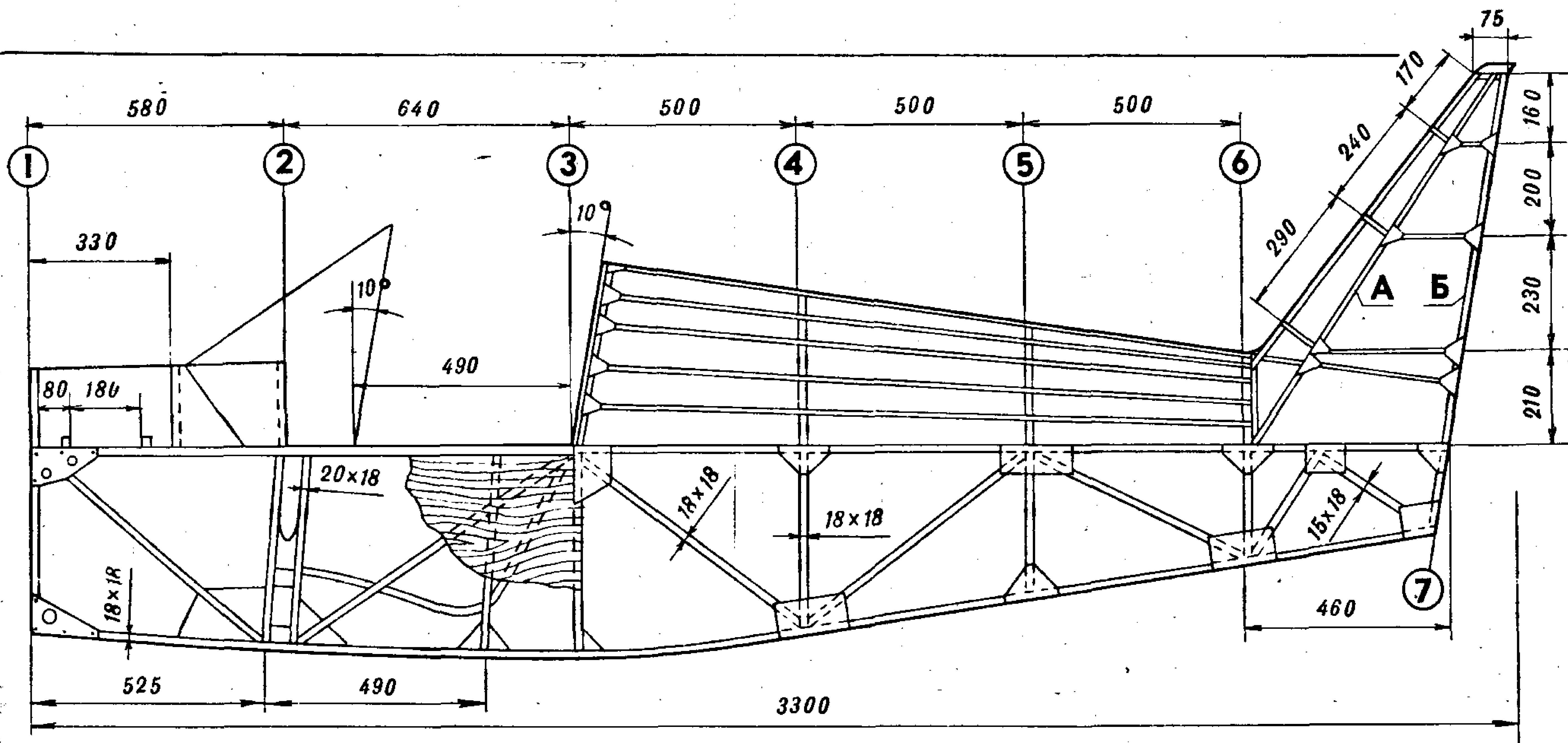
УПРАВЛЕНИЕ  
ЭЛЕРОНОМ

УЗЕЛ НАВЕСКИ  
ПЕДАЛЕЙ

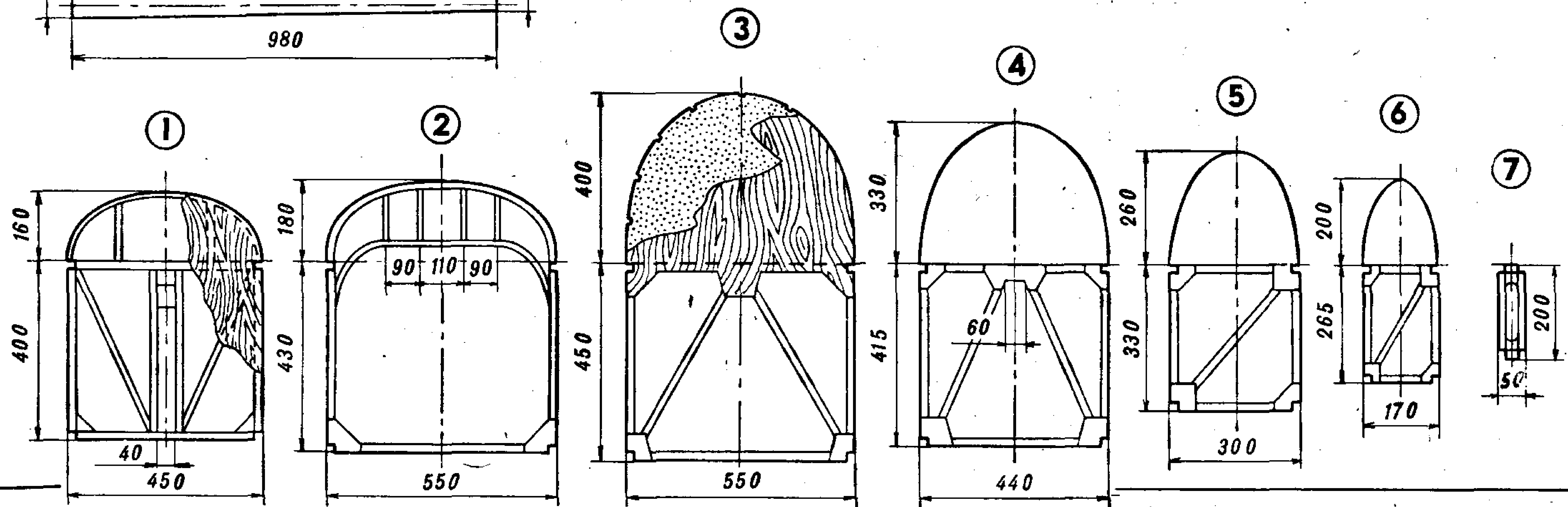


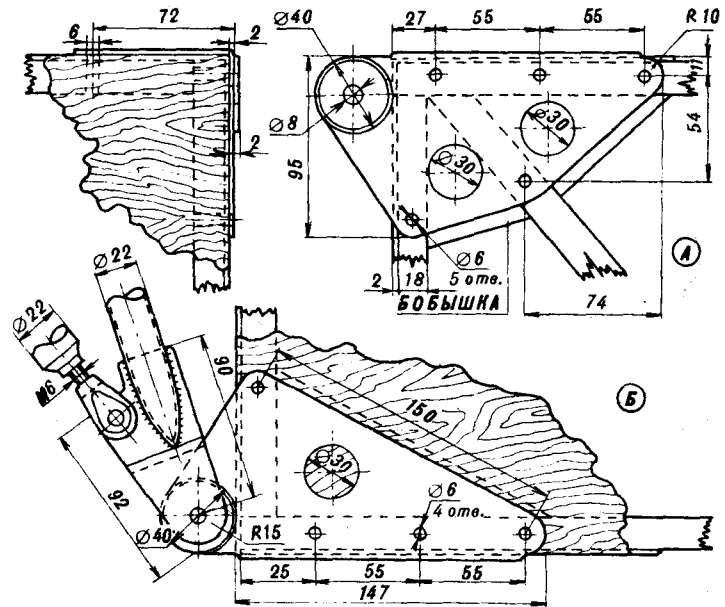
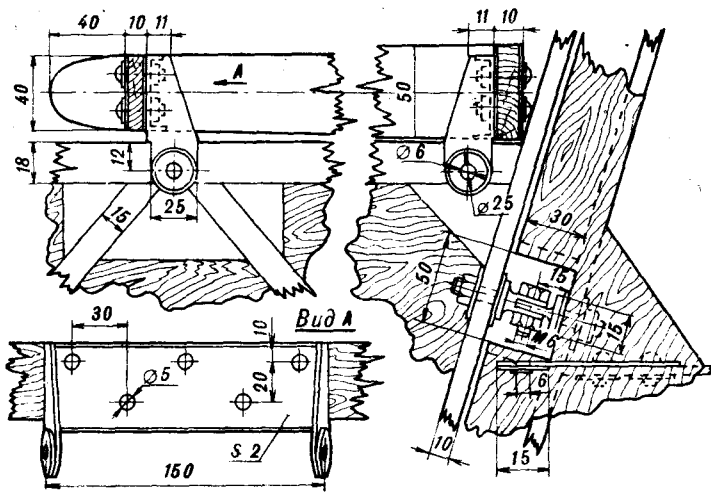
4550





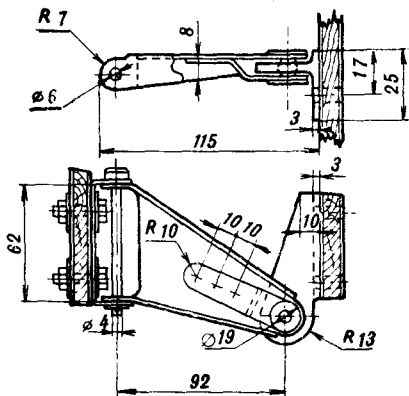
Р и с. 4. Фюзеляж самолета «Арго-02».



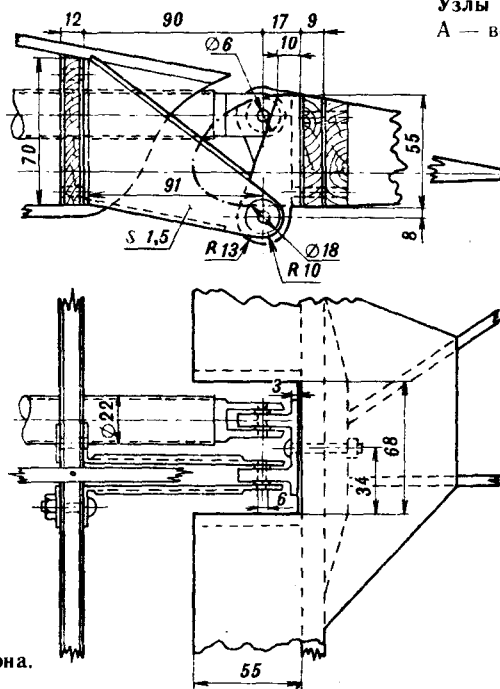


Узлы крепления стабилизатора (передний и задний).  
На виде А крепёж и стабилизатор условно не показаны.

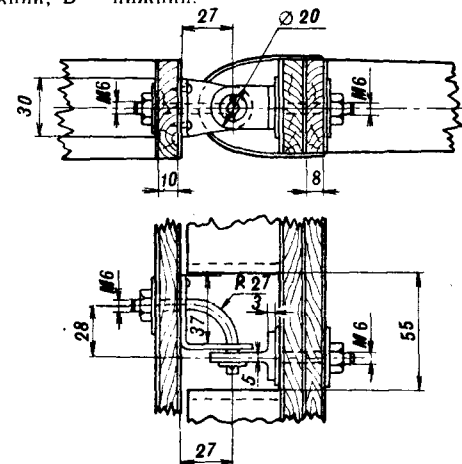
Узлы крепления подмоторной рамы:  
А — верхний; Б — нижний.



Шарнирный узел элерона.

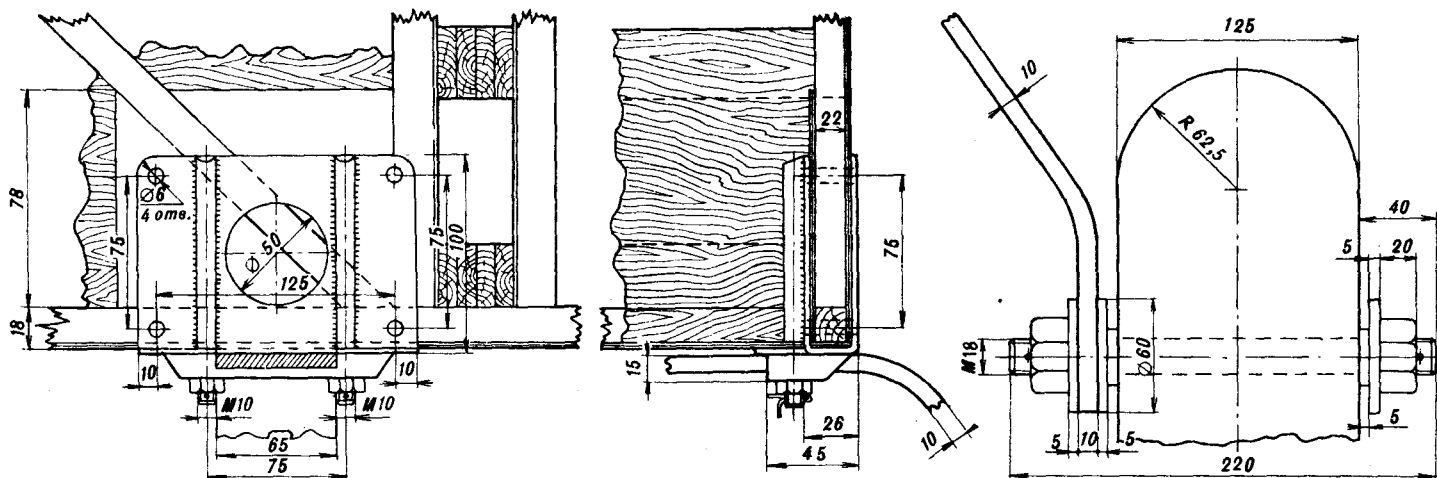


Узел навески элерона.

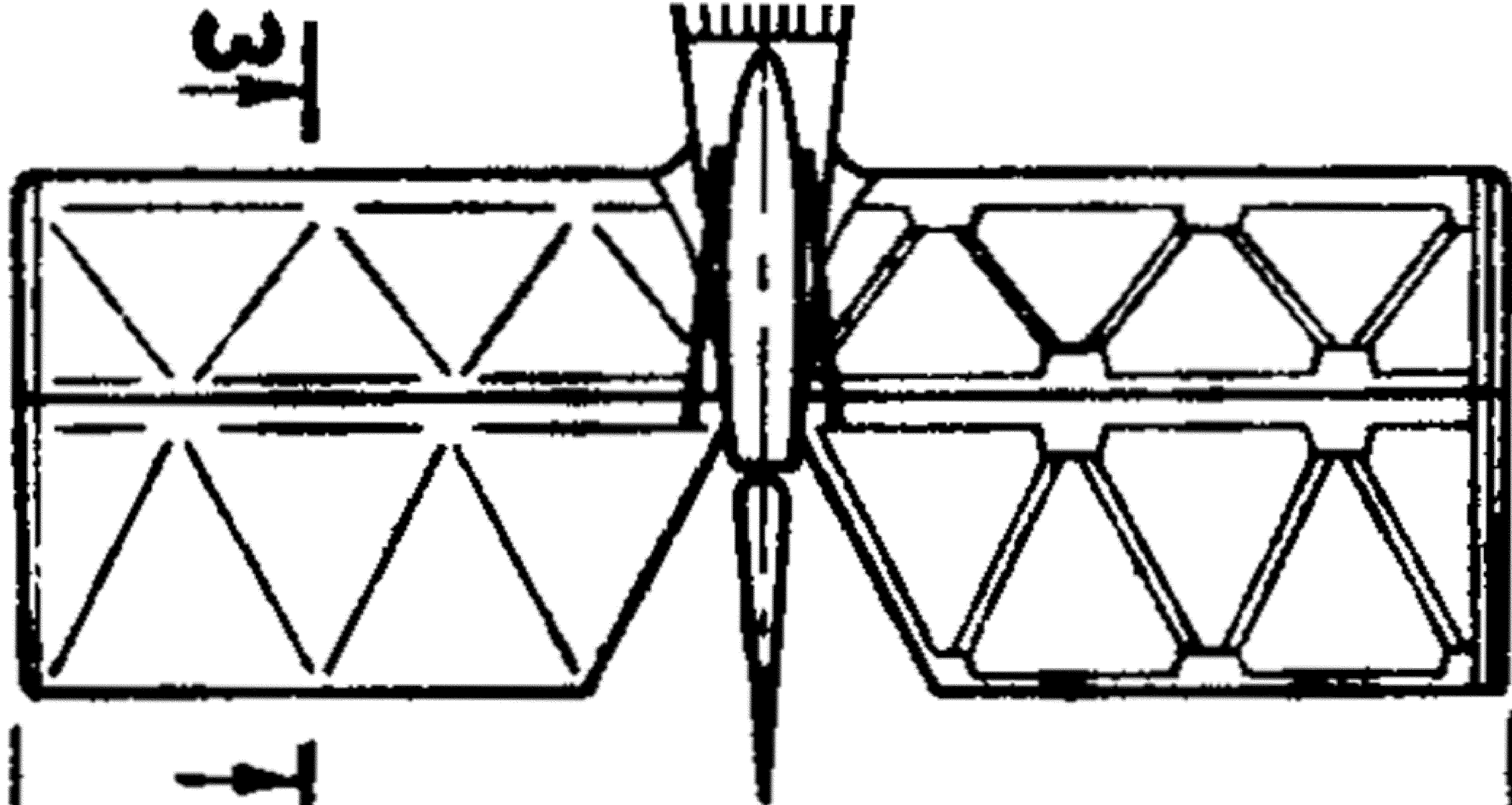


Узел навески руля высоты.

Установка рессорного шасси самолета.



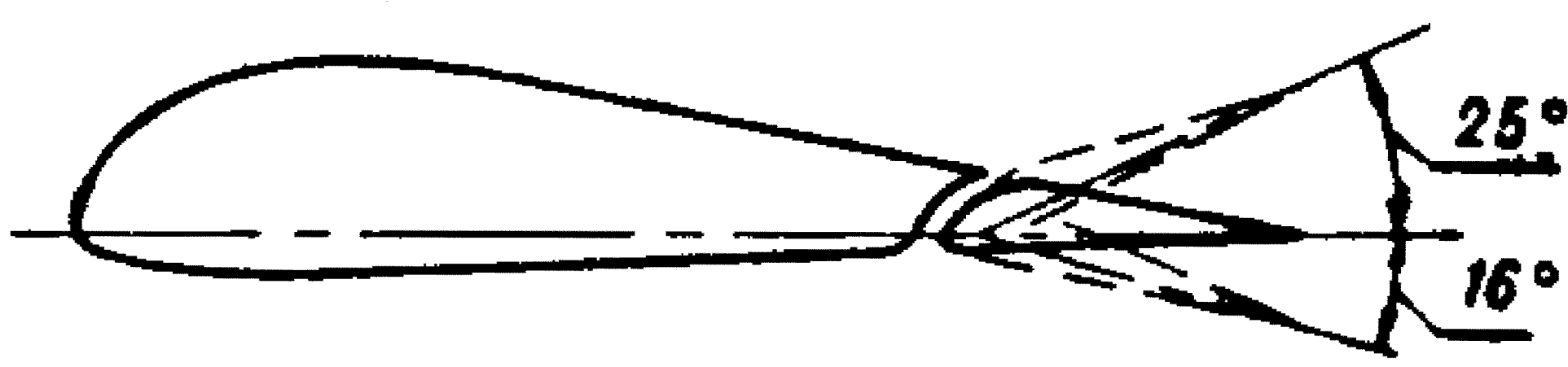
31

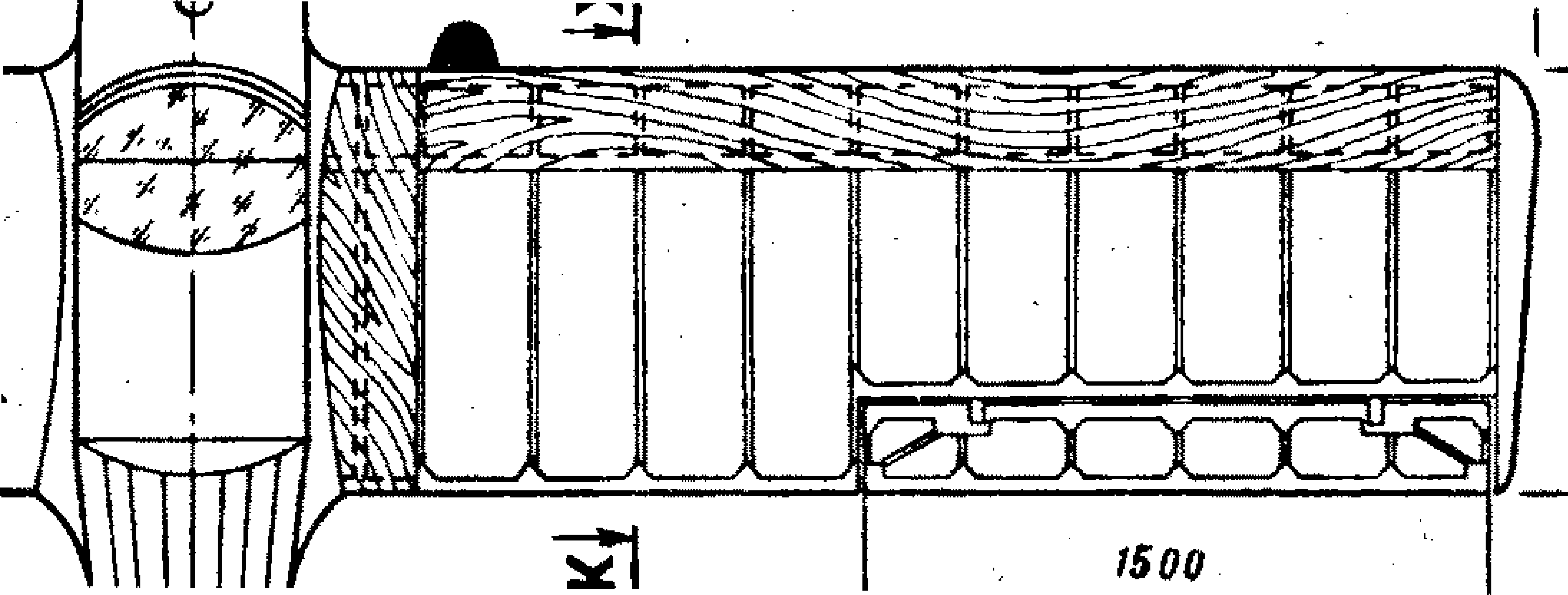


73

1860



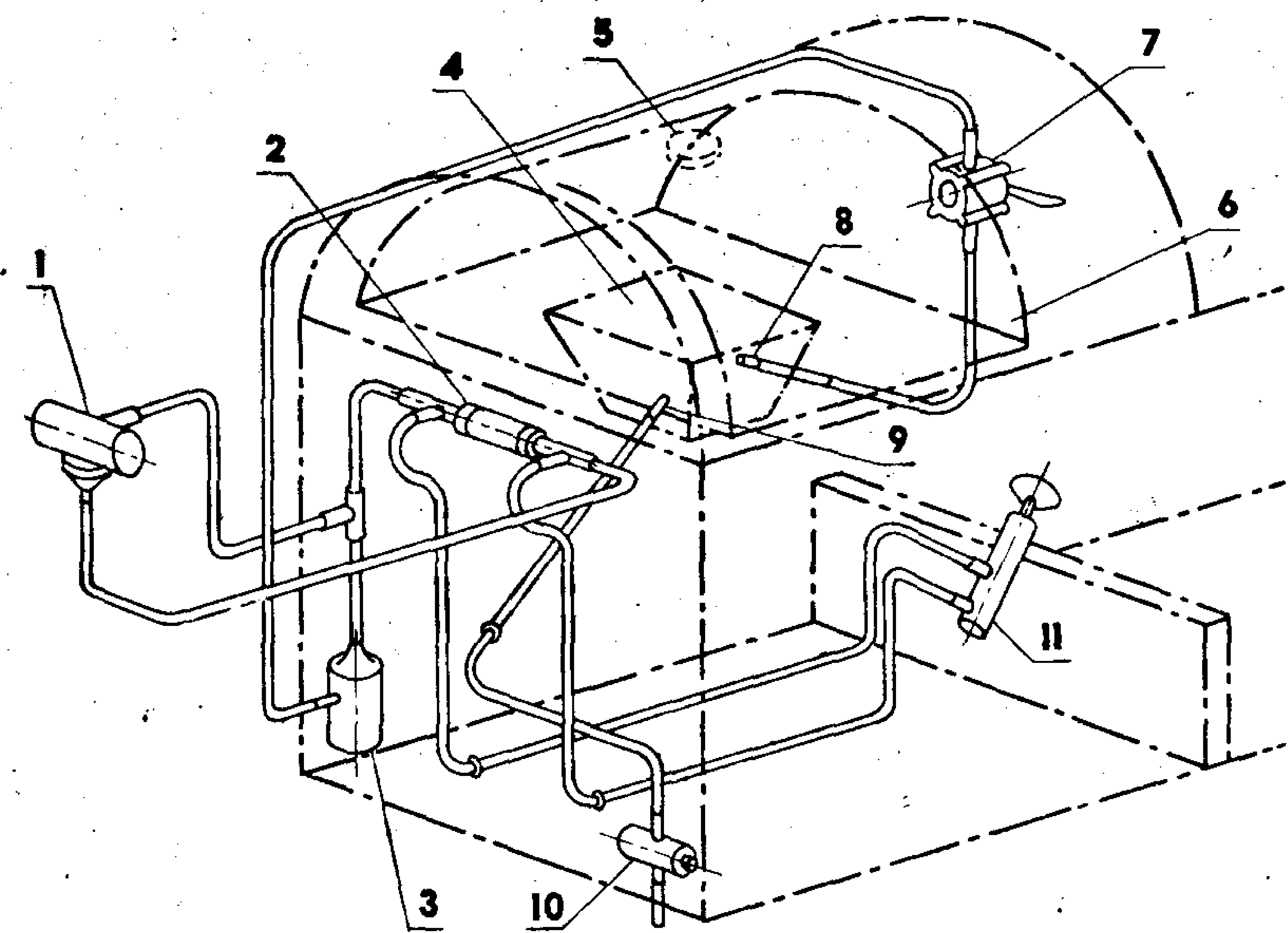




K ↓

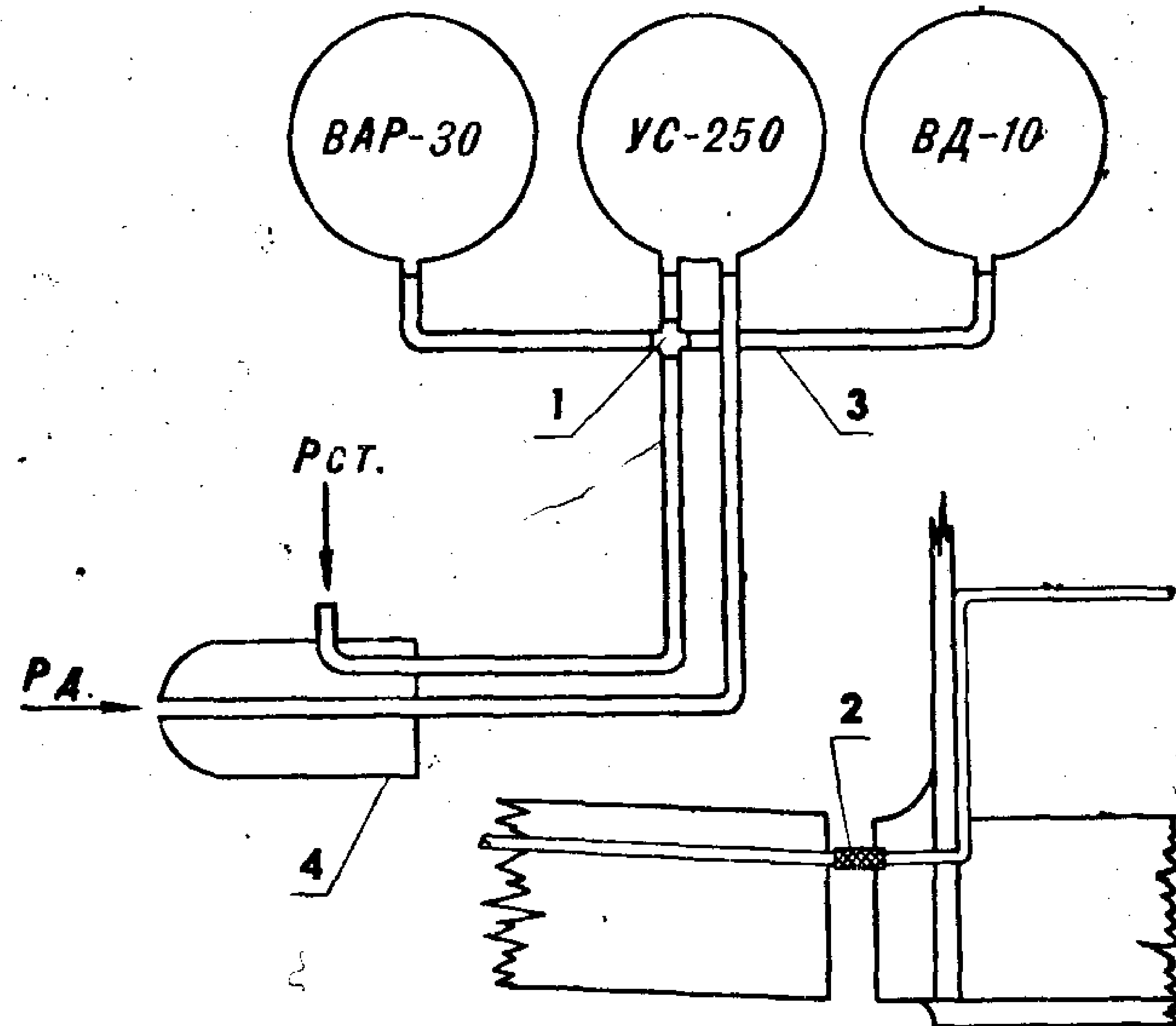
1500





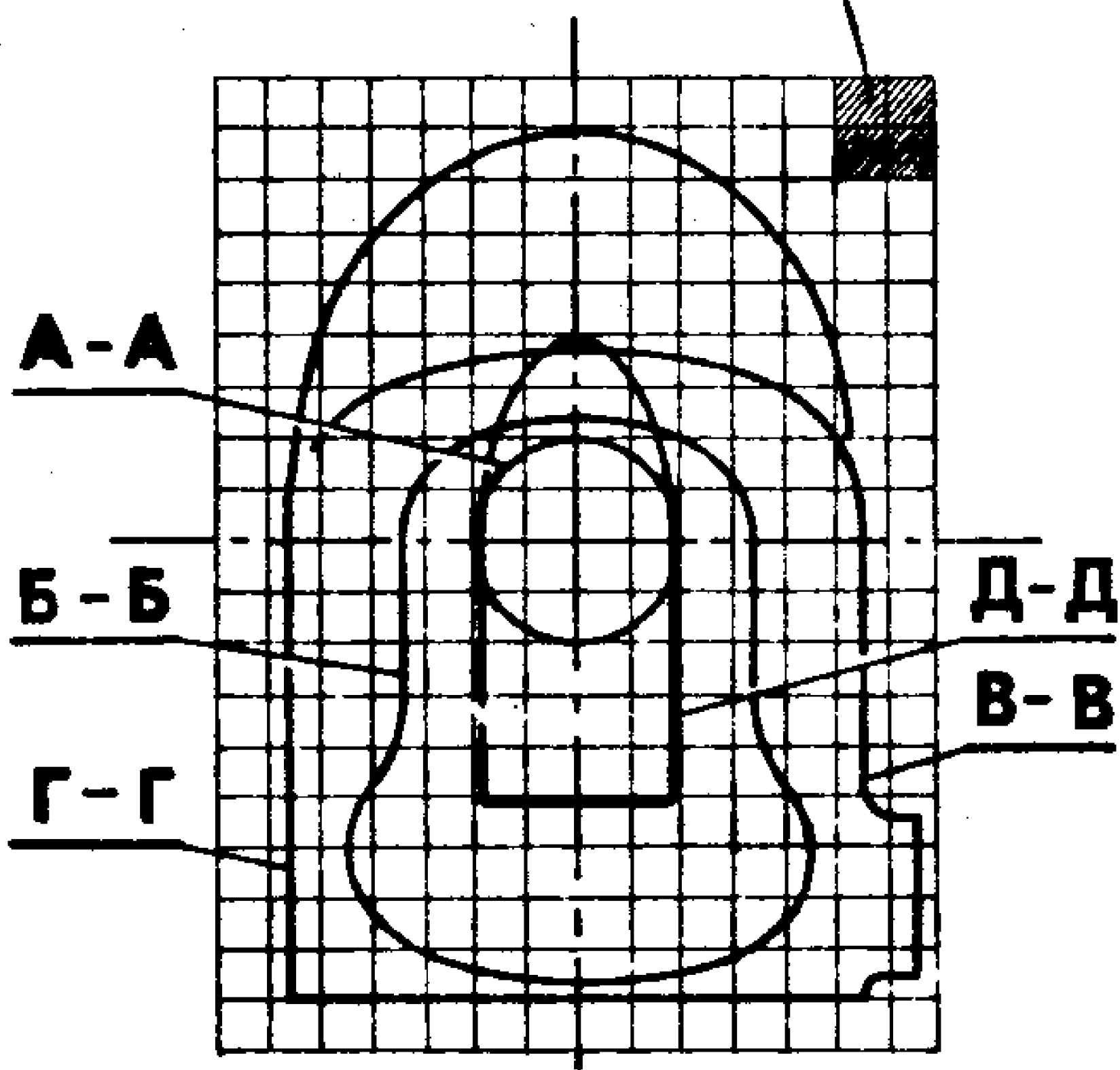
**Топливная система самолета «Арго-02»:**

1— карбюратор, 2— обратный клапан, 3— топливный фильтр, 4— расходная емкость, 5— пробка бака с дренажем, 6— топливный бак, 7— пожарный кран, 8— штуцер питания, 9— сливной штуцер, 10— сливной кран, 11— заливной шприц.



**Система приемника воздушного давления:**

1— распределитель статического давления, 2— дюритовый шланг, 3— алюминиевый трубопровод, 4— приемник воздушного давления (ПВД).



## РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ОСНОВНЫХ УЗЛОВ САМОЛЕТА

Для расчета самолета на прочность принимаем:

$$G_{взл} = 230 \text{ кг}; p_y^p = 4,5; p_y^3 = 3; f = 1,5$$

### РАСЧЕТ КРЫЛА

Определение погонной аэродинамической нагрузки:

$$q_{аэр} = \frac{p_y^p \cdot G_{взл}}{l_{кр}} = \frac{4,5 \cdot 230}{6,1} = 170 \text{ кг/м}$$

Определение погонной массовой нагрузки:

$$q_m = \frac{p_y^p \cdot G_{кр}}{l_{кр}} = \frac{4,5 \cdot 13}{6,1} = 9,6 \text{ кг/м}$$

Определение погонной суммарной нагрузки:

$$q_{\sigma} = q_{аэр} - q_m = 160,4 \text{ кг/м}$$

Определение перерезывающих сил в сечениях и построение эпюры Q:

$$Q = q_{\sigma} \cdot l; Q_1 = 444 \text{ кг}; Q_2 = 428 \text{ кг}; Q_3 = 320 \text{ кг}; Q_4 = 160 \text{ кг};$$

Определение изгибающего момента в сечениях и построение эпюры M<sub>изг</sub>:

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

$$M_{изг1} = 616 \text{ кгм}; M_{изг2} = 568 \text{ кгм}; M_{изг3} = 320 \text{ кгм}; M_{изг4} = 80 \text{ кгм}$$

Определение максимального крутящего момента и построение эпюры:

$$M_{кр макс} = A \cdot B^2 \cdot V_{макс макс}^2 \cdot l = 0,016 \cdot 1 \cdot 4624 \cdot 2,775 = 200 \text{ кгм}$$

Расчет сечений полок лонжеронов от изгибающего момента по нормальным напряжениям:

#### Сечение № 1

$$M_1 = 616 \text{ кгм}; H_{ср} = 0,11 \text{ м};$$

$$S = \frac{M_{изг}}{H_{ср}} = \frac{616}{0,11} = 5600 \text{ кг};$$

$$F_B = \frac{5600}{350} = 16 \text{ см}^2; F_H = \frac{5600}{830} = 6,7 \text{ см}^2$$

#### Сечение № 2

$$M_2 = 568 \text{ кгм}; H_{ср} = 0,13 \text{ м};$$

$$F_B = \frac{4370}{350} = 12 \text{ см}^2$$

$$S = \frac{568}{0,13} = 4370 \text{ кг}; F_H = \frac{4370}{830} = 5,2 \text{ см}^2$$

#### Сечение № 3

$$M_3 = 320 \text{ кгм}; H_{ср} = 0,135 \text{ м};$$

$$F_B = \frac{2370}{350} = 6,7 \text{ см}^2$$

$$S = \frac{320}{0,135} = 2370 \text{ кг}; F_H = \frac{2370}{830} = 2,8 \text{ см}^2$$

#### Сечение № 4

$$M_4 = 80 \text{ кгм}; H_{ср} = 0,14 \text{ м};$$

$$F_B = \frac{571}{350} = 1,6 \text{ см}^2$$

$$S = \frac{80}{0,14} = 571 \text{ кг}; F_H = \frac{571}{830} = 0,68 \text{ см}^2$$

Лонжерон крыла самолета «Арго-02» имеет следующие сечения:  $F_{1B} = 16 \text{ см}^2$ ;  $F_{1H} = 12 \text{ см}^2$ ;  $F_{2B} = 12 \text{ см}^2$ ;  $F_{2H} = 8 \text{ см}^2$ ;  $F_{3B} = 8 \text{ см}^2$ ;  $F_{3H} = 6 \text{ см}^2$ ;  $F_{4B} = 7,2 \text{ см}^2$ ;  $F_{4H} = 5,6 \text{ см}^2$ .

Все сечения удовлетворяют прочности с  $p_y^p = 4,5$ .

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

#### Сечение № 1

$$Q_1 = 444 \text{ кг}; F = \frac{444}{140} = 3,1 \text{ см}^2;$$

$$\Sigma \delta_{ст} = \frac{3}{14,5} = 0,2 \text{ см};$$

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

Расчет сечений № 2, № 3, № 4 не имеет смысла, так как  $Q_2, Q_3, Q_4$  меньше  $Q_1$  и толщина стенки получится меньше 1 мм.

Толщина стенок реального лонжерона в сечении № 1 и № 2 более 1 мм (3 мм), а в сечениях № 3 и № 4 равна 1 мм.

Расчет толщины обшивки крыла до лонжерона (замкнутого контура):

$$\tau = \frac{M_{кр}}{2F_{об}}; M_{кр макс} = 200 \text{ кгм};$$

$$2F_{об} = 0,06 \text{ м}$$

$$\delta = \frac{M_{кр}/\tau}{2F_{об}} \cdot \delta = \frac{0,0001}{0,06} = 0,001 \text{ м} = 1 \text{ мм}$$

Расчетная толщина обшивки соответствует действительности.

Расчет переднего стыковочного узла:

$$S_{сжат}^{раст} = \frac{M}{H_{ср}} = \frac{570}{0,1} = 5700 \text{ кг}$$

а) Проверка проушины на разрыв по сечению А — А:

Потребное сечение

$$F = \frac{S}{\sigma} = \frac{5700}{40} = 142 \text{ мм}^2$$

$\Sigma F = 288 \text{ мм}^2$  с наваркой шайб, что вполне гарантирует прочность.

б) Проверка пластины на разрыв по сечению Б — Б:

Потребное сечение

$$F = \frac{5700}{40} = 142 \text{ мм}^2$$

Имеем  $\Sigma F = 216 \text{ мм}^2$ . Прочность гарантирована.

в) Расчет проушины на смятие:

Потребная  $F_{см} = 142 \text{ мм}^2$ ;

$$F_{см} = \frac{2\pi R}{2} \cdot 8\delta \cdot 2;$$

Имеем  $F_{см} = 262,8 \text{ мм}^2$

г) Определение площади смятия дерева от болтов:

$$F_{см} = \frac{2\pi R}{2} \cdot l\delta = \frac{6,28 \cdot 3}{2} \cdot 40 =$$

$$= 376,8 \text{ мм}^2$$

$$\Sigma F_{см} = 376,8 \cdot 9 = 3391 \text{ мм}^2;$$

$$\text{Потребная } F_{см} = \frac{5700}{3,5} = 1628 \text{ мм}^2$$

д) Расчет стыковочного болта на срез от силы  $S_{сжат}^{раст}$ :

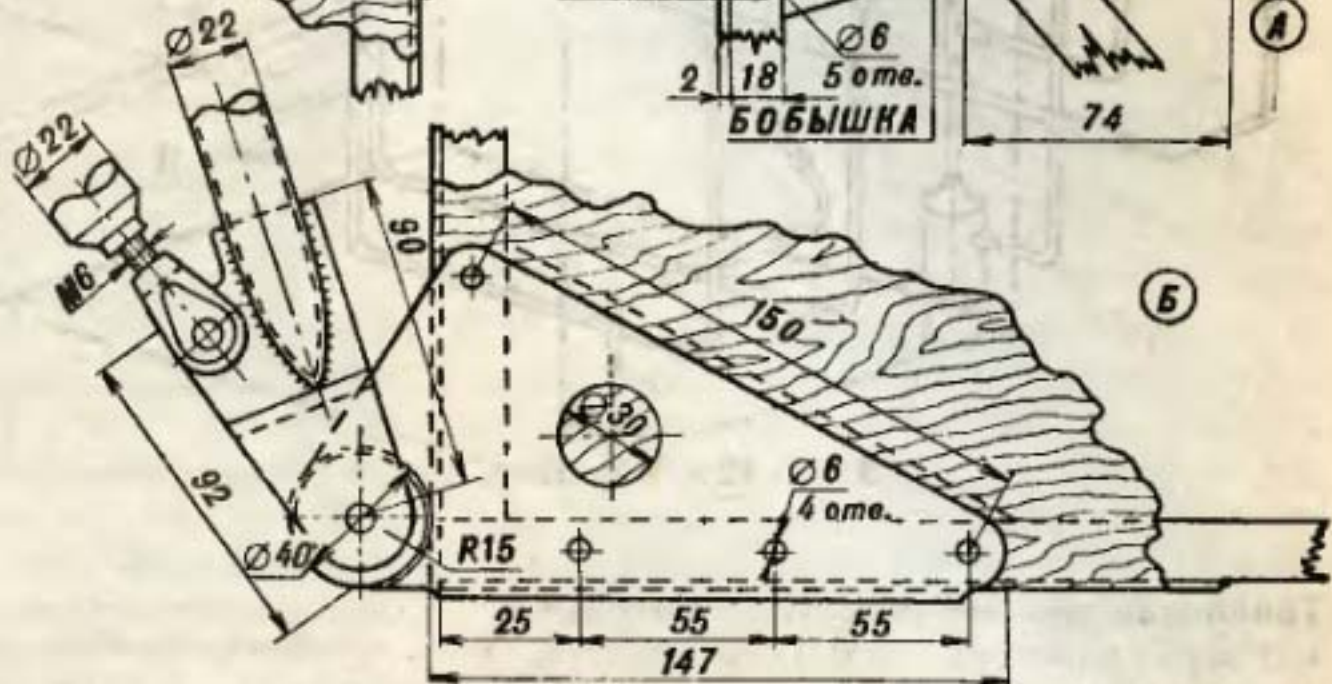
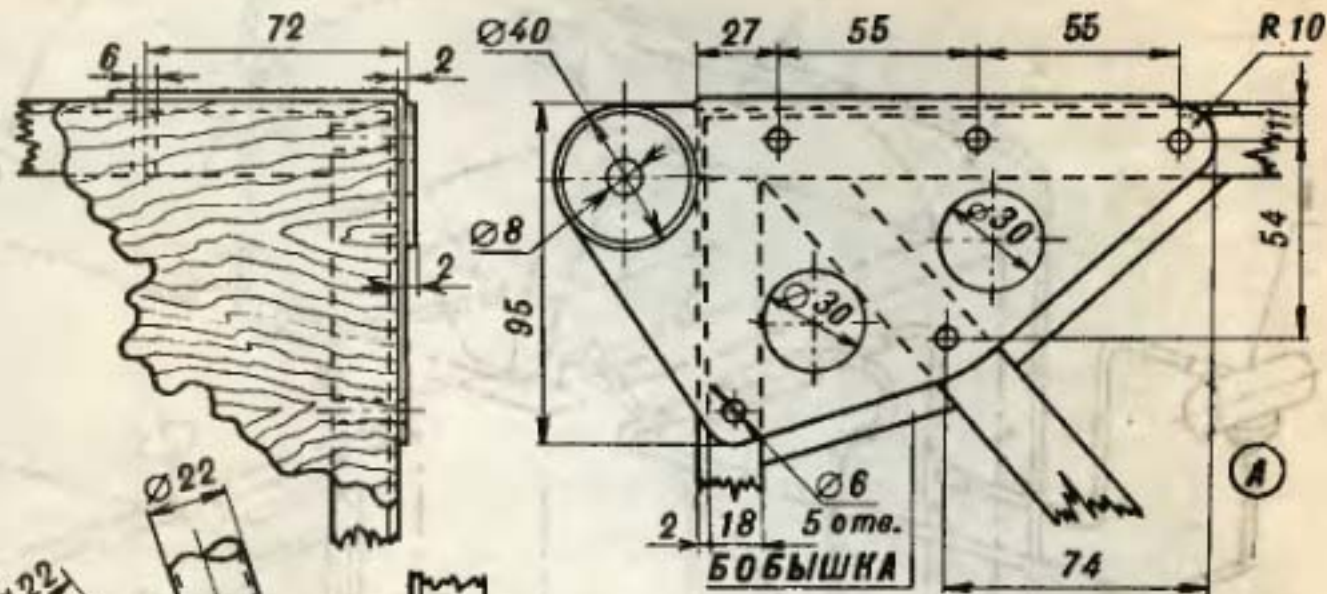
$$F = \frac{S}{\sigma}; F = \frac{5700}{35} = 162,8 \text{ мм}^2 -$$

потребная F

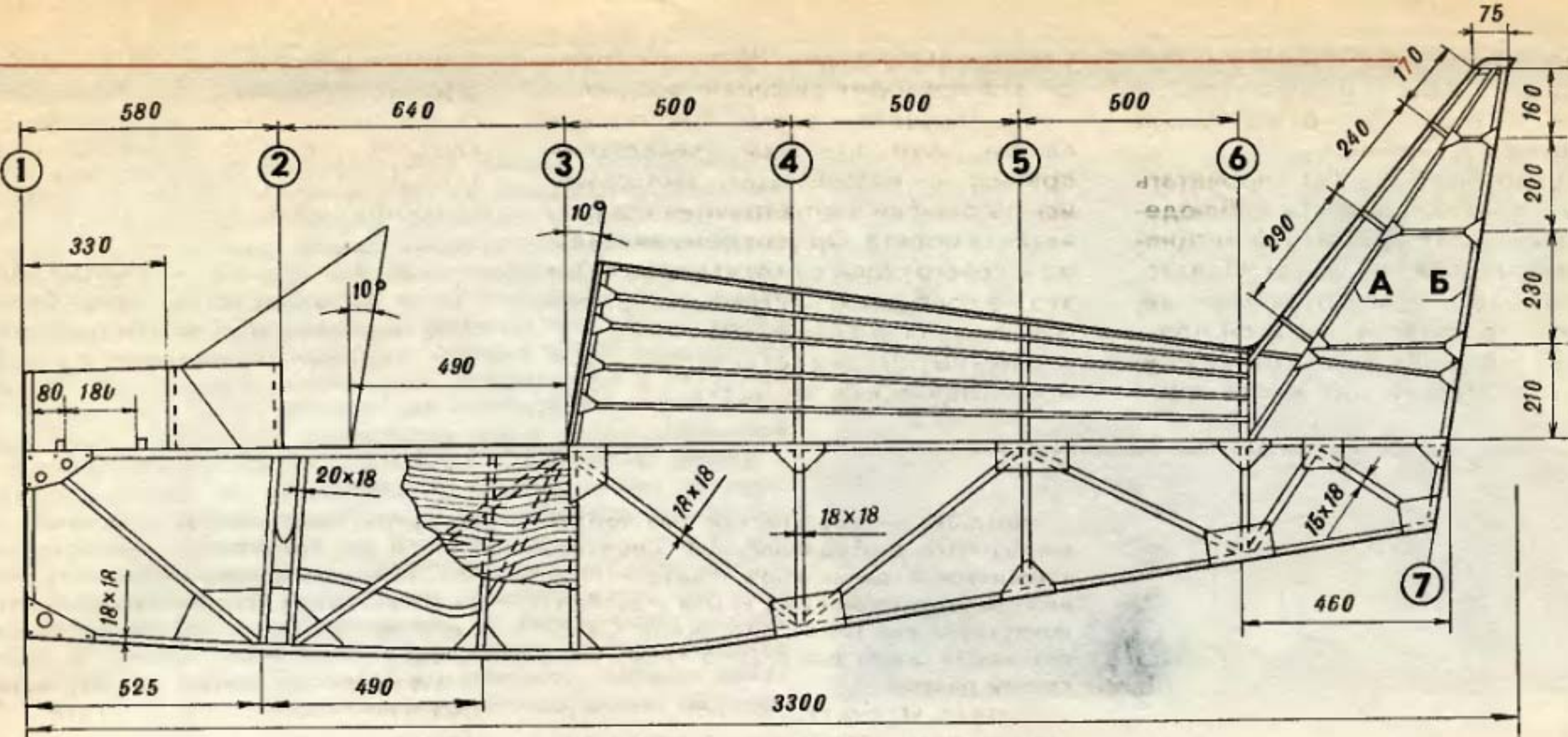
Имеем  $F = \pi R^2$ ;

$F = 3,14 \cdot 49 = 153 \text{ см}^2$ , так как имеем две плоскости среза, то  $F_{\Sigma} = 306 \text{ мм}^2$ , что вполне гарантирует прочность.

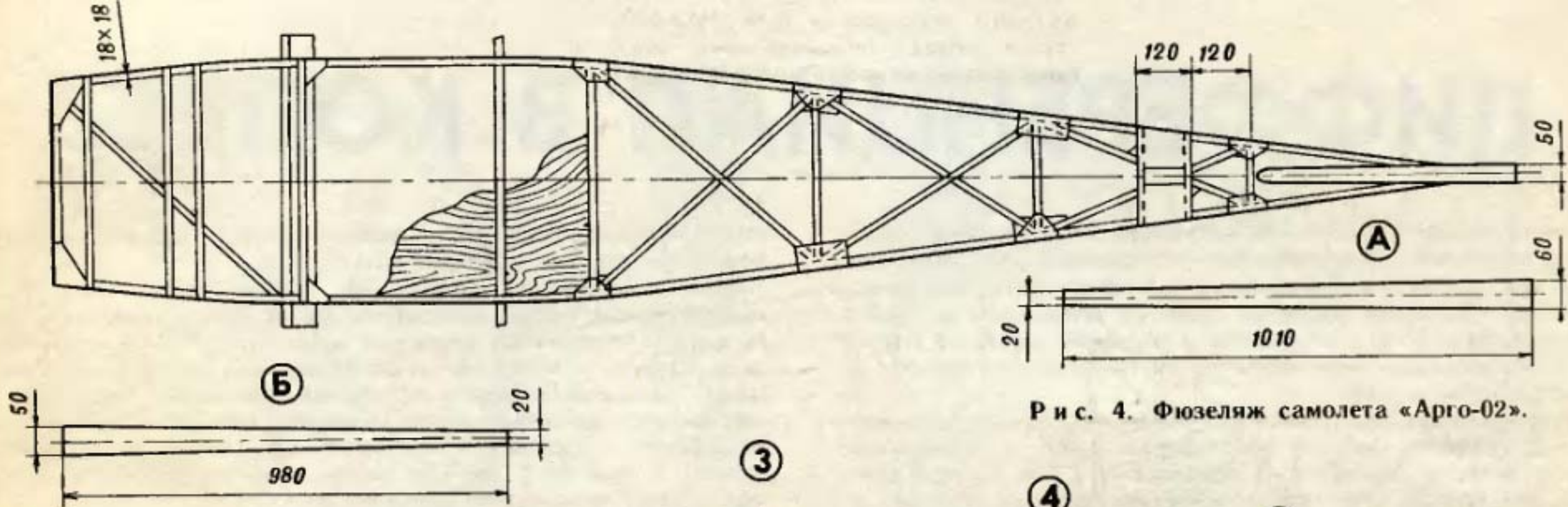
**Александр АБРАМОВ,**  
г. Тверь



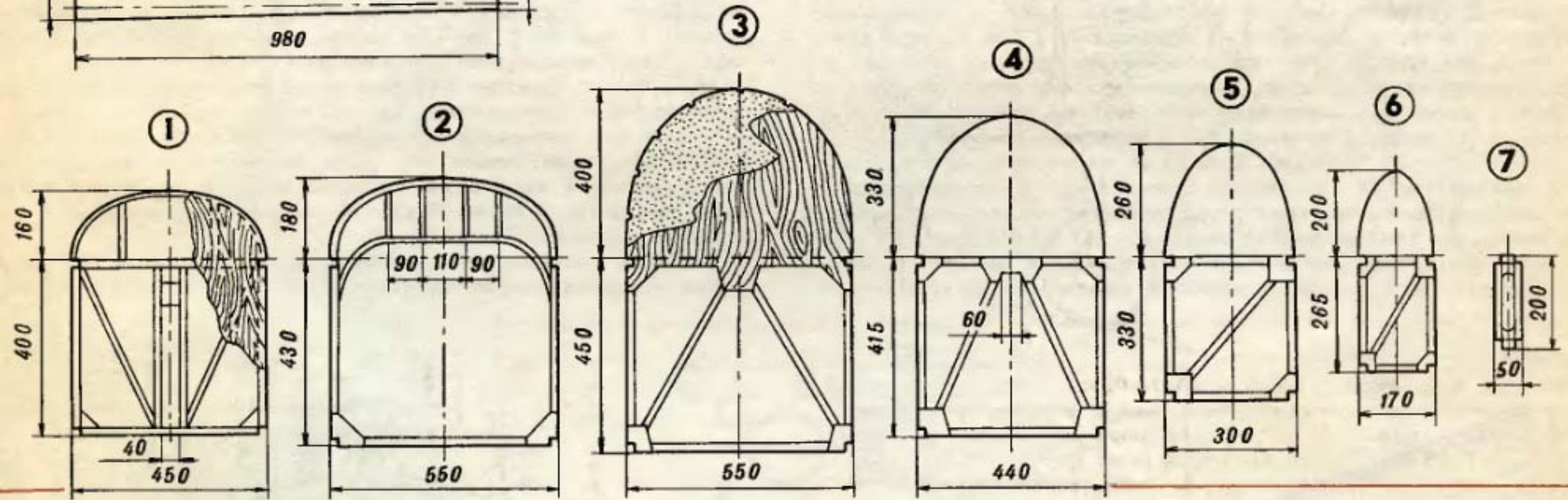




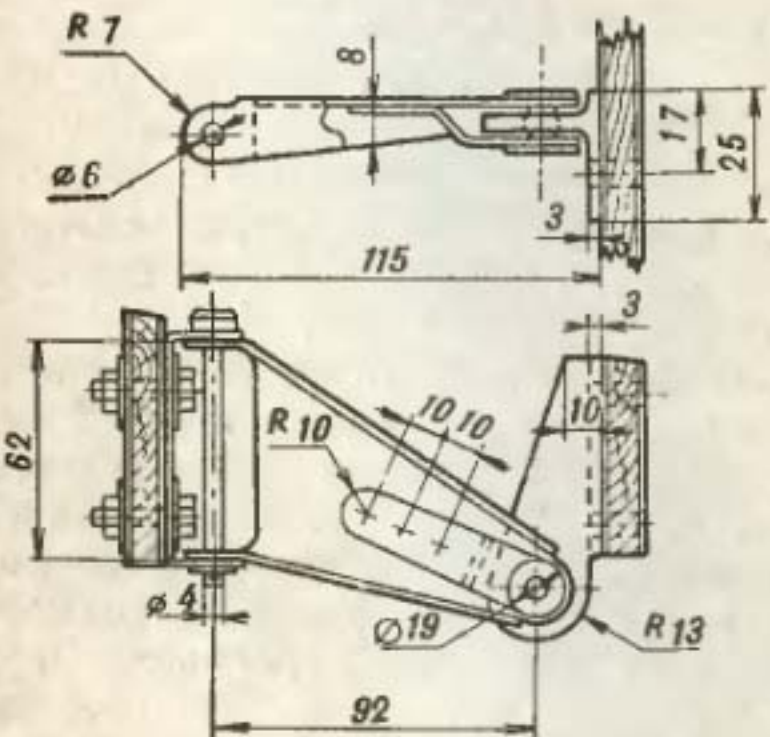




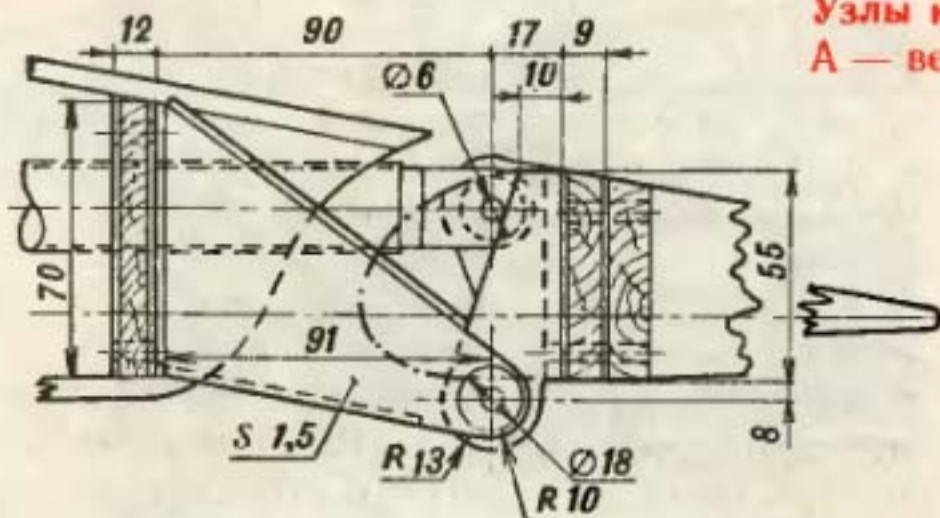
Р и с. 4. Фюзеляж самолета «Арго-02».



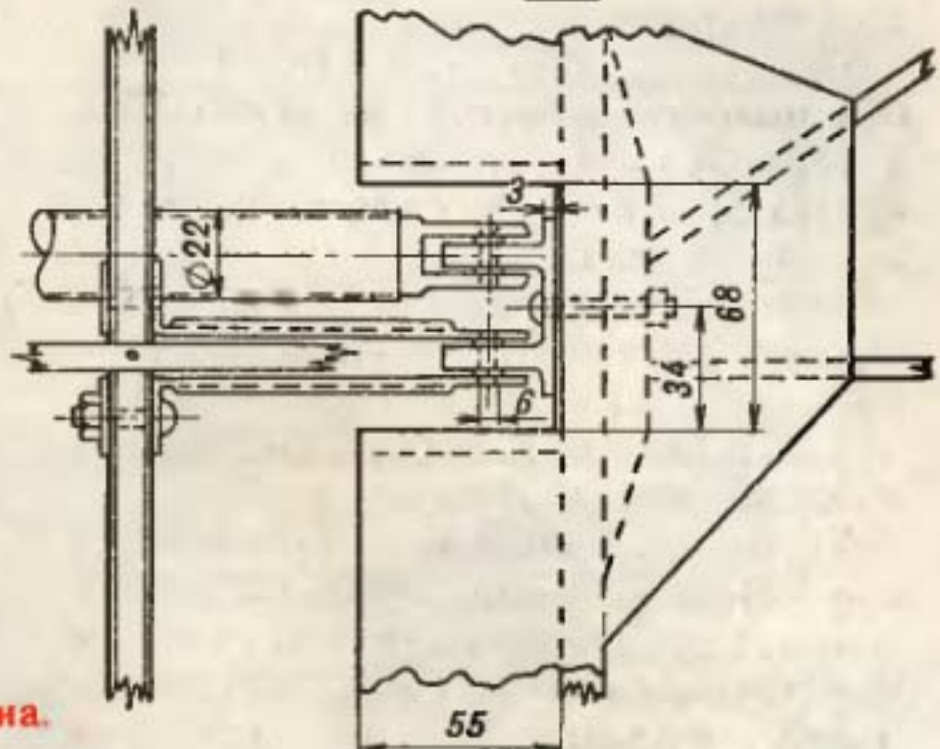
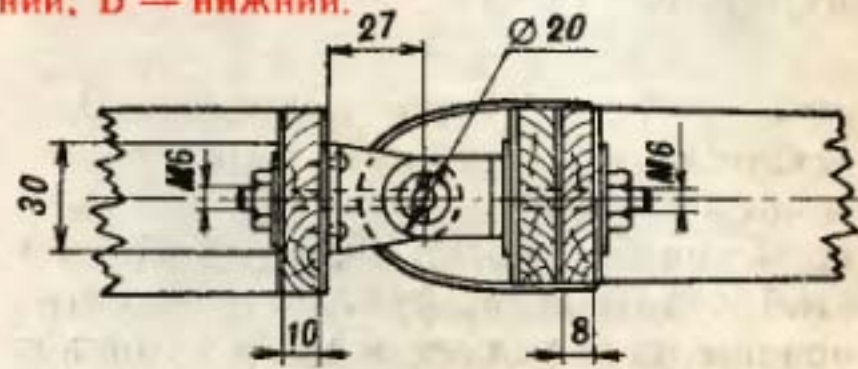




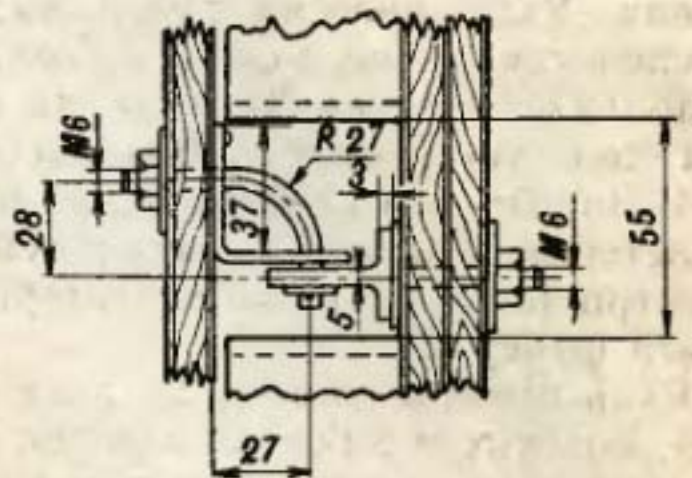
Шарнирный узел элерона.



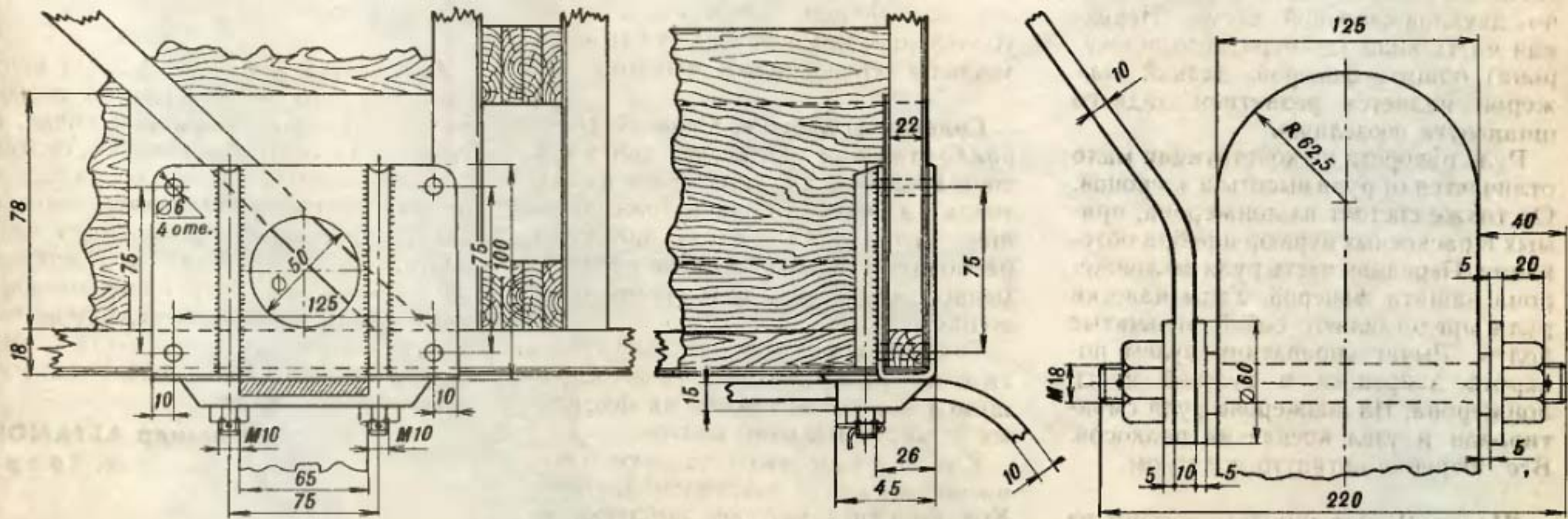
Узлы крепления подмоторной рамы:  
А — верхний; Б — нижний.



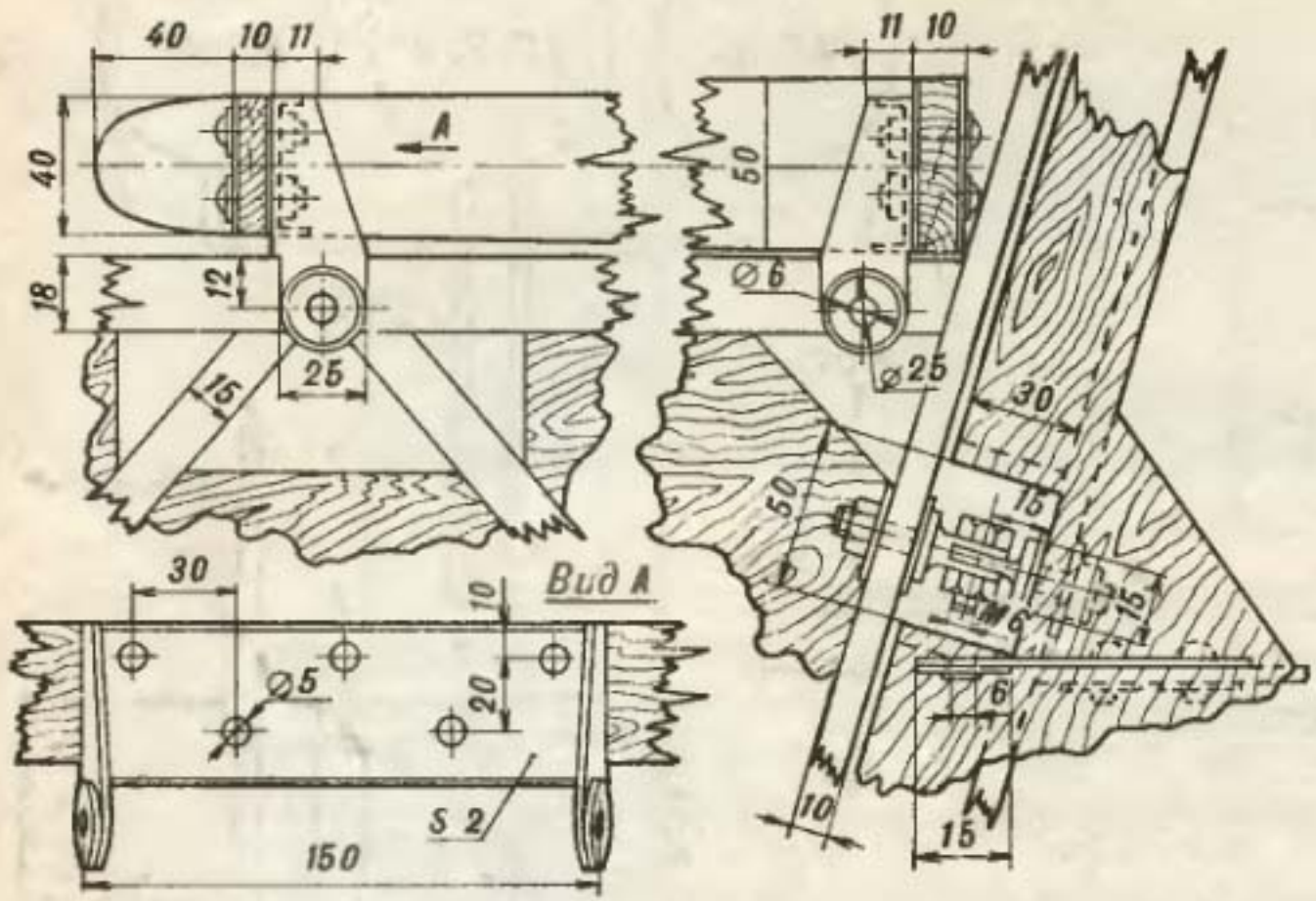
Узел навески элерона.



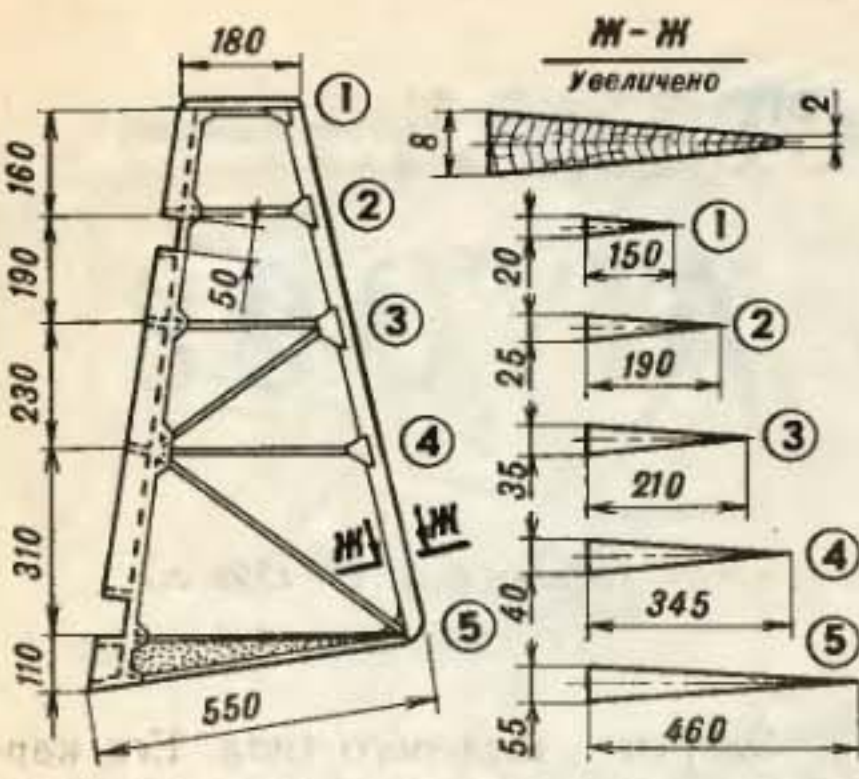
Узел навески руля высоты.



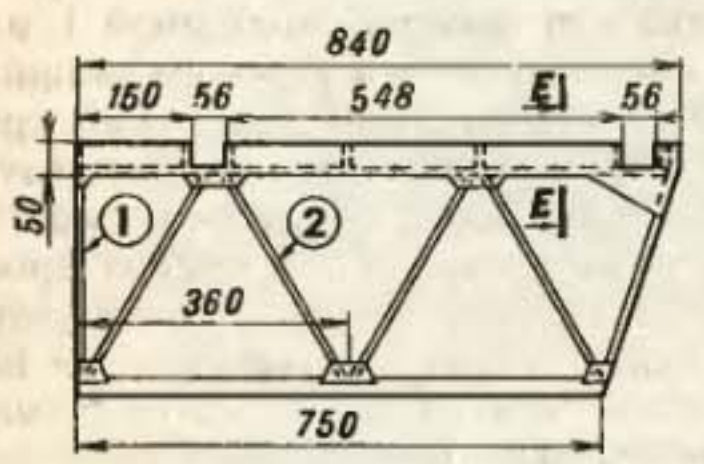




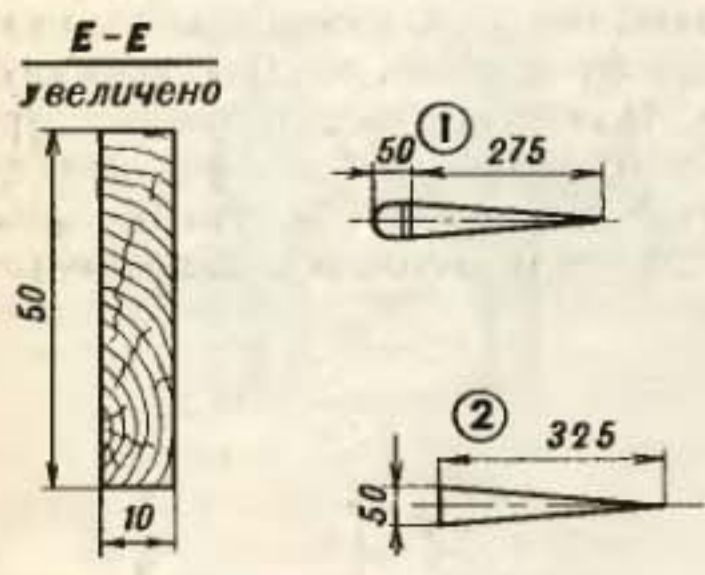




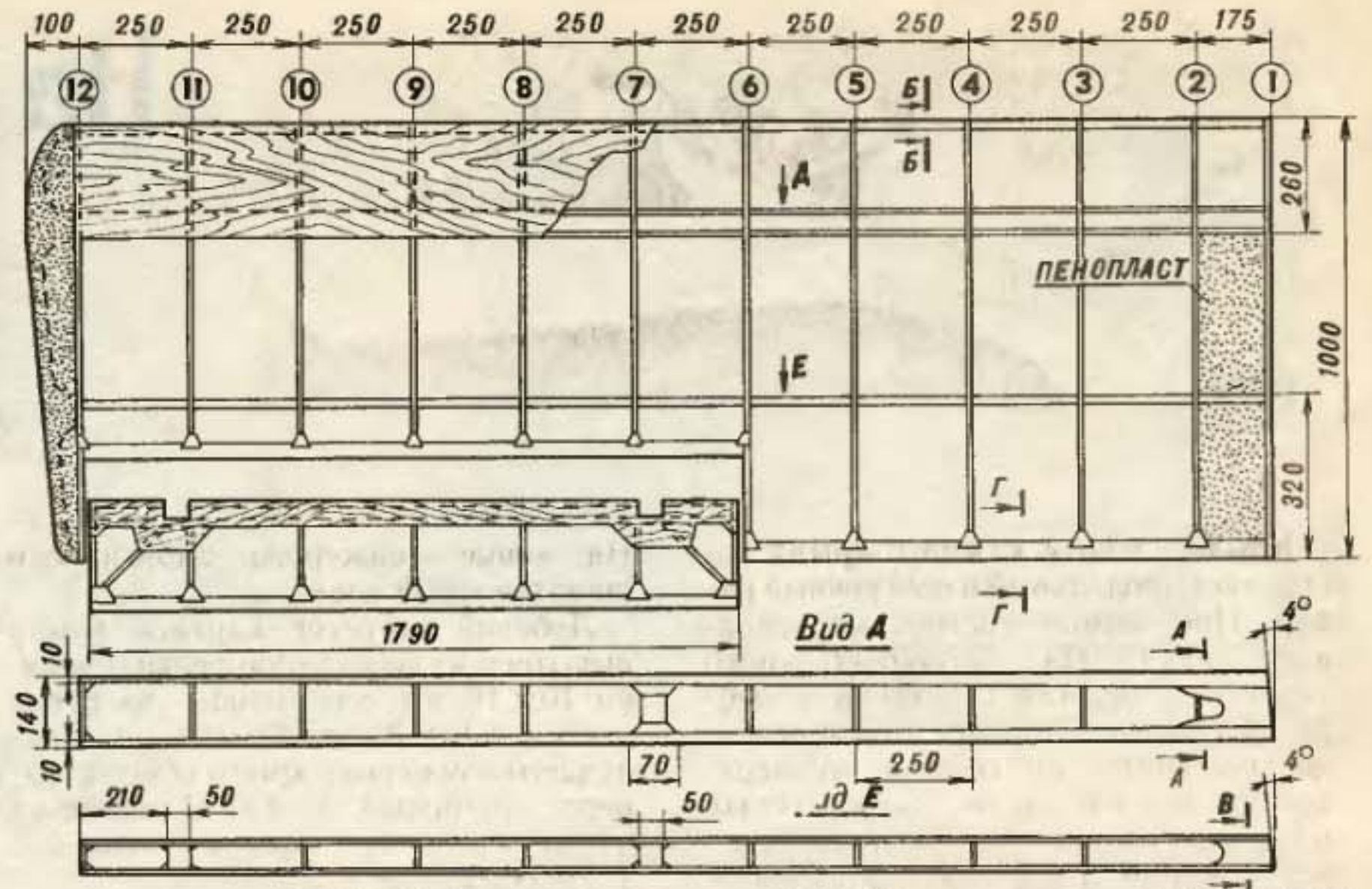
Руль направления



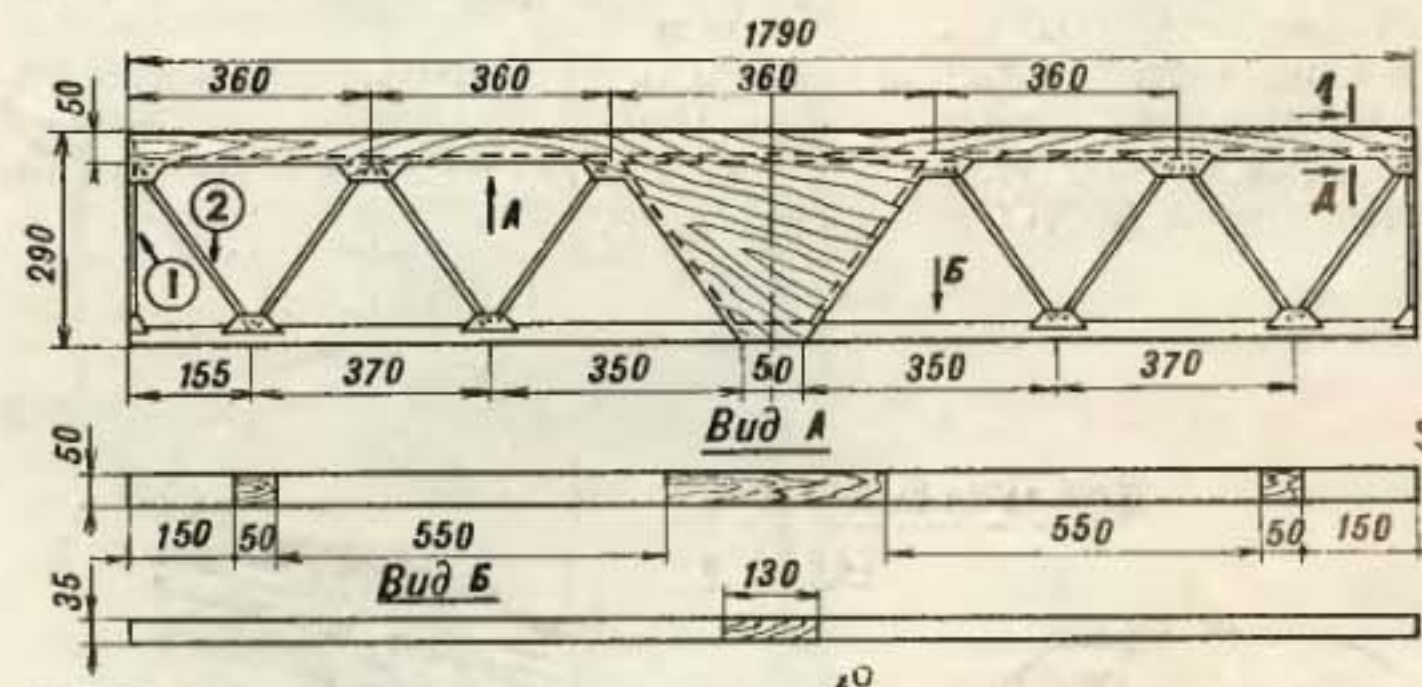
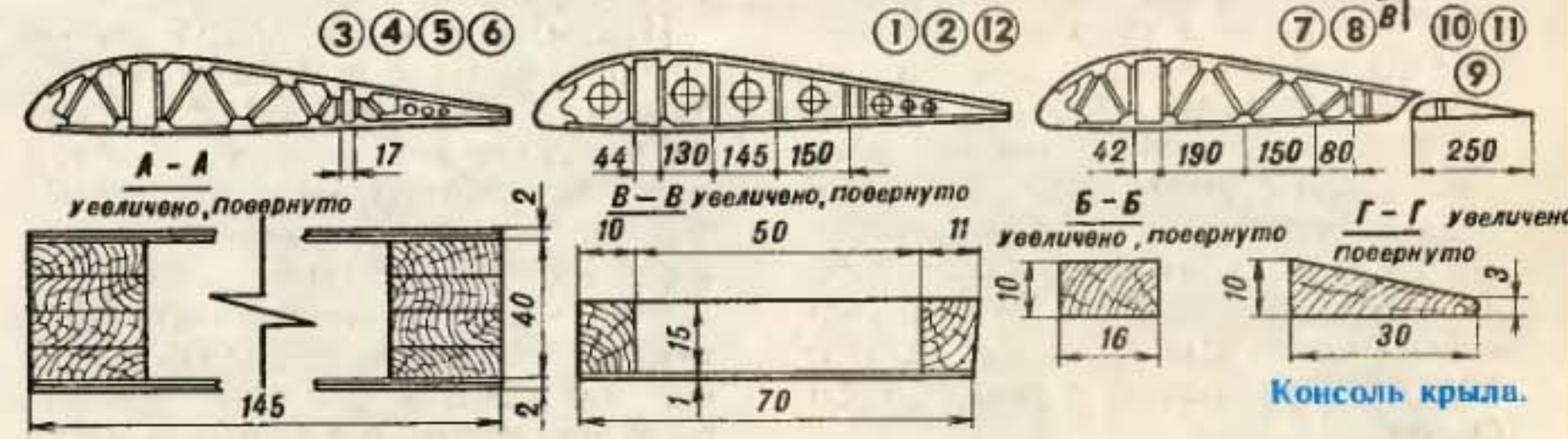
Руль высоты



Консоль крыла



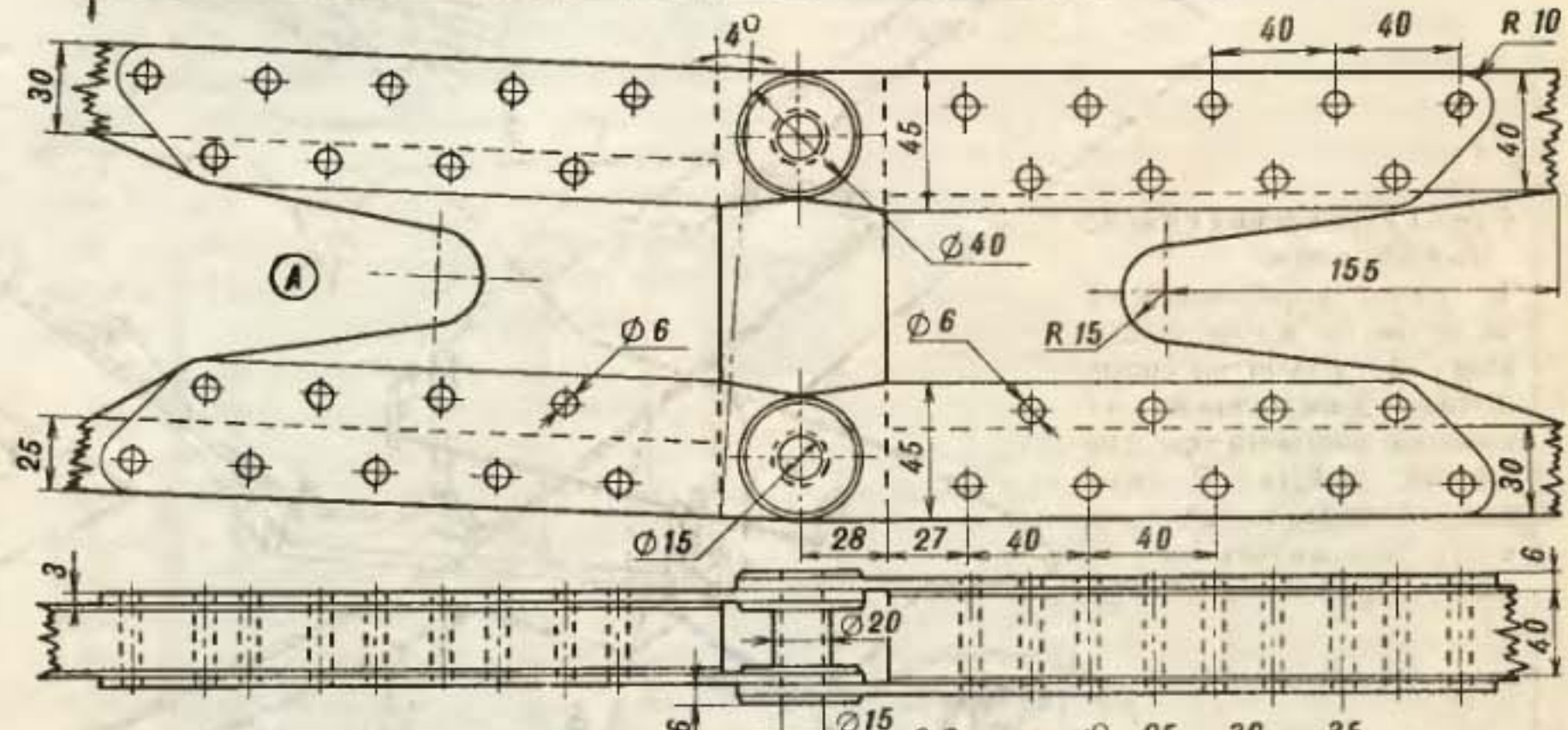
Вид А



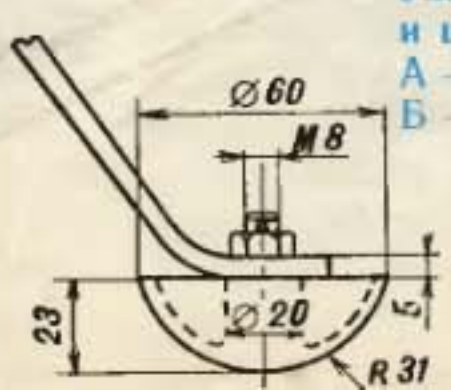
Вид А

Вид Б

Элерон



Узлы крепления крыла и центроплана:  
А — передний узел;  
Б — задний узел.



Установка хвостового костыля шасси.



