

# Проект сверхлегкого самолета АРГО-02М

Техописание (версия 0.2 предварительная)

## I. Назначение

АРГО-02М является модификацией базовой модели АРГО-02 по публикации [1]. Основные принципы модифицирования следующие:

- 1) Проект открытый и некоммерческий, т. е. вся документация, расчеты, чертежи и пр. будут и впредь бесплатно доступны всем желающим в сети Интернет
- 2) Координация проекта АРГО-02М будет осуществляться Игорем Коноваловым с целью учета предложений и стандартизирования конструкции для ее более безопасного повторения. Игорь Коновалов лишь собирает рекомендации для ознакомления, не рекомендует проект к повторению и не несет никакой ответственности за ущерб в связи с возможным использованием информации проекта.
- 3) Увеличение эксплуатационной прочности до  $+4... -2g$ , принятых для СЛА в Европе в 2009 году, запас прочности 1,5.
- 4) Увеличение массы пилота до 100 кг (толстякам придется срочно худеть ☹), наличие системы спасения массой 10 кг и багажа пилота 5 кг (взять еду и смену мокрых штанов ☺)
- 5) Применение более доступных в настоящее время конструкционных материалов
- 6) Схема шасси с носовым колесом как менее критичная при рулении и посадке
- 7) В остальном назначение соответствует прототипу АРГО-02.

## II. Техническое задание

- 1) Низкоплан с консольным крылом (по оригиналу)
- 2) Нагрузка на крыло оригинальная,  $40 \text{ кг/м}^2$
- 3) Мощность двигателя 34 л. с. / 25 кВт (PM3-640-34)
- 4) Запас топлива 20 л.
- 5) Крейсерская скорость оригинальная, 120 км/ч
- 6) Максимальная скорость оригинальная, 160 км/ч
- 7) Посадочная скорость с учетом экранного эффекта оригинальная, 70 км/ч
- 8) Профиль крыла оригинальный Р-III-15,5%
- 9) Относительная площадь оперения оригинальная
- 10) Ширина фюзеляжа по кабине 630 мм
- 11) Высота фюзеляжа по кабине 900 мм
- 12) Диапазон эксплуатационных перегрузок  $+4... -2g$

### III. Компоновка самолета

Полезная нагрузка 105 кГ  
Система спасения 10 кГ  
Топливо 15 кГ  
Двигатель с моторамой, системами, винтом и баком 45 кГ  
Пилотажные приборы 5 кГ  
Привод органов управления 10 кГ  
Крыло 27 кГ  
Оперение 8 кГ  
Шасси с рулевой колонкой 15 кГ  
Фюзеляж 12 л фанеры + 25 л лонжеронов + обшивка = 40 л / 30 кГ сырой

---

Максимальная взлетная масса 270 кГ

#### Нагрузка на крыло:

Площадь крыла  $270/40=6,75 \text{ м}^2$

Длина хорды оригинальная 1 м

Длина полукрыла 3,4 м (15 нервюр от прототипа)

Погонная аэродинамическая нагрузка [1]:  $4g*1,5*270\text{кГ}/6,75 \text{ м} = 240 \text{ кГ/м}$

Погонная массовая нагрузка [1]:  $4g*1,5*20/6,75 = 18 \text{ кГ/м}$

Погонная суммарная нагрузка [1]:  $240-18 = 222 \text{ кГ/м}$

Координаты сечений эпюры от конца полукрыла:

$X_4 = 1 \text{ м}, X_3 = 2 \text{ м}, X_2 = 3 \text{ м}, X_1 = 3,4 \text{ м}$

Изгибающий момент в сечениях [1] при +4g:

$M_4(+4g) = 222*1^2/2 = 111 \text{ кГм}$

$M_3(+4g) = 222*2^2/2 = 444 \text{ кГм}$

$M_2(+4g) = 222*3^2/2 = 999 \text{ кГм}$

$M_1(+4g) = 222*3,4^2/2 = 1283 \text{ кГм}$

Расчет потребных сечений полок переднего лонжерона [1]:

Сечение 1:  $S = M/H_{cp} = 1283 / 0,11 = 11660 \text{ кГ}; F_B = 11660/350 = 33,3 \text{ см}^2; F_H = 11660/830 = 14 \text{ см}^2$

Сечение 2:  $S = M/H_{cp} = 999 / 0,13 = 7685 \text{ кГ}; F_B = 7685/350 = 22 \text{ см}^2; F_H = 7685/830 = 9,3 \text{ см}^2$

Сечение 3:  $S = M/H_{cp} = 444 / 0,135 = 3289 \text{ кГ}; F_B = 3289/350 = 9,4 \text{ см}^2; F_H = 3289/830 = 4 \text{ см}^2$

Сечение 4:  $S = M/H_{cp} = 111 / 0,14 = 793 \text{ кГ}; F_B = 793/350 = 2,3 \text{ см}^2; F_H = 793/830 = 1 \text{ см}^2$

Толщина лонжеронов уменьшается линейно от 30/20 мм (верхний/нижний) у корня до оригинальных 10 мм, но для увеличения сечения ширина лонжерона увеличена до 80 мм, т. е. вдвое. Для устойчивости поперечного сечения полость лонжерона наполняется пенопластом. Действительные сечения лонжерона таковы:

Сечение 1 –  $F_B = 3*8 = 24 < 33,3\text{см}^2$ , но в этом месте подклеена удлиненная бобышка.  $F_H = 2*8 = 16 > 14 \text{ см}^2$

Сечение 2 –  $F_B = 2,75*8 = 22 \text{ см}^2, F_H = 1,85*8 = 14,8 > 9,3 \text{ см}^2$

Сечение 3 –  $F_B = 2,175*8 = 17,4 > 9,4 \text{ см}^2, F_H = 1,6*8 = 12,8 > 4 \text{ см}^2$

Сечение 4 –  $F_B = 1,6*8 = 12,8 > 2,3\text{см}^2, F_H = 1,3*8 = 10 > 1 \text{ см}^2$

Оценка превышения веса лонжеронов обеих плоскостей по сравнению с прототипом:

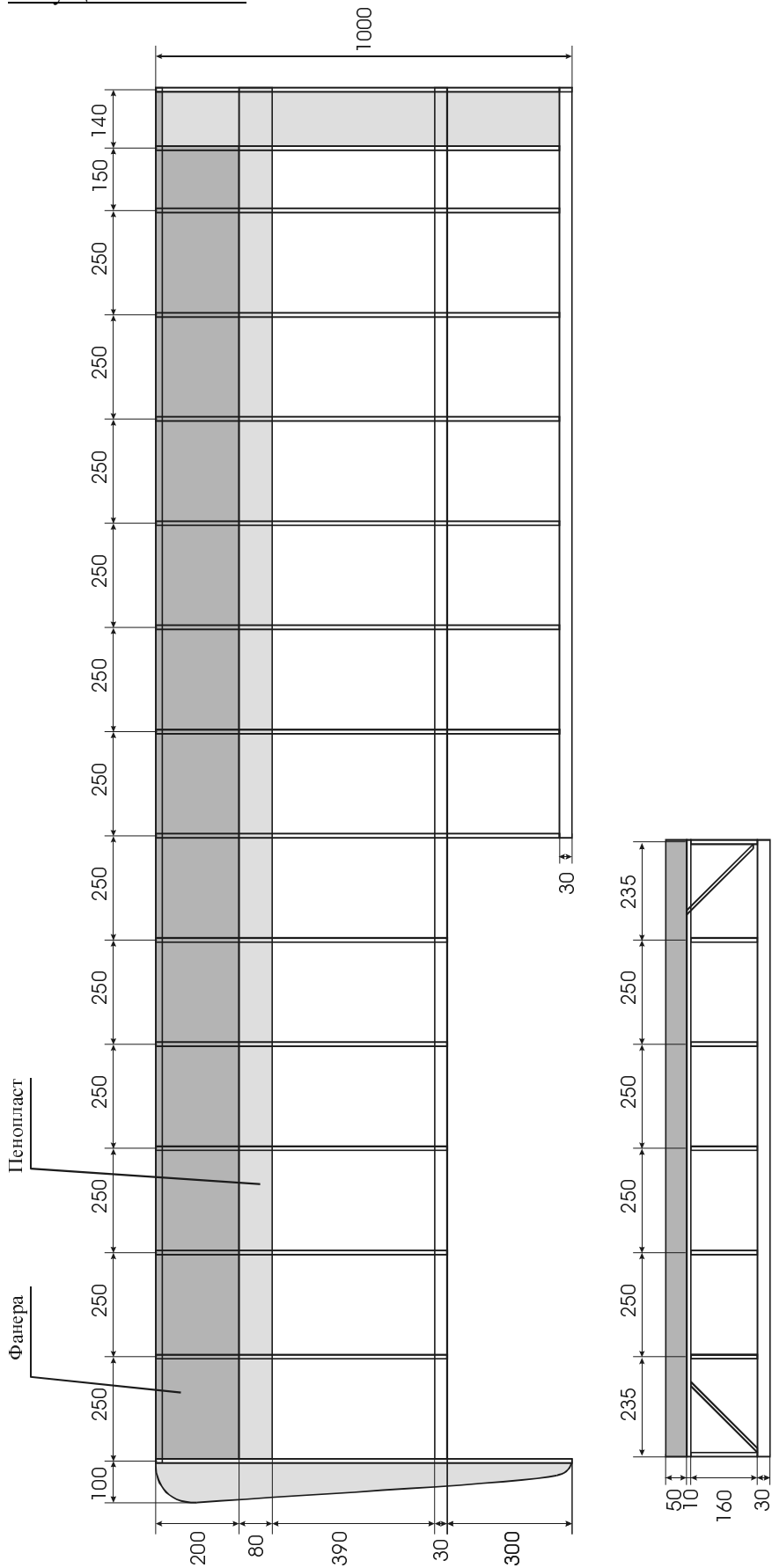
- Пенопласт ПС-4  $0,8*1,2*34 \text{ м} = 65\text{л}$  или  $65*0,07 = 4,6\text{кГ}$
- Уширение и удлинение лонжерона  $0,8*68*(0,2+0,15)-0,4*55*(0,2+0,175) = 19,0-8,25 = 10,75\text{л}$  сосны или 8 кГ.

Расчет переднего стыковочного узла [1]. В прототипе использована 30ХГСА, но где же ее возьмешь? Берем хорошую конструкционную нелегированную сталь (только не дюраль!) Испытания полосы шириной 45мм от гаражных петель показали  $\sigma_p = 40$  кГ/мм<sup>2</sup>, но толщину нужно все же увеличить до 5 мм. Потребная сила  $S = M/H_{cp} = 1283 / 0,1 = 12\,830$  кГ. Да, это почти 13 тонн! Кольца должны быть такими, чтобы на каждом можно было поднять вертикально вверх 6-тонный КАМАЗ, какой уж тут дюраль!

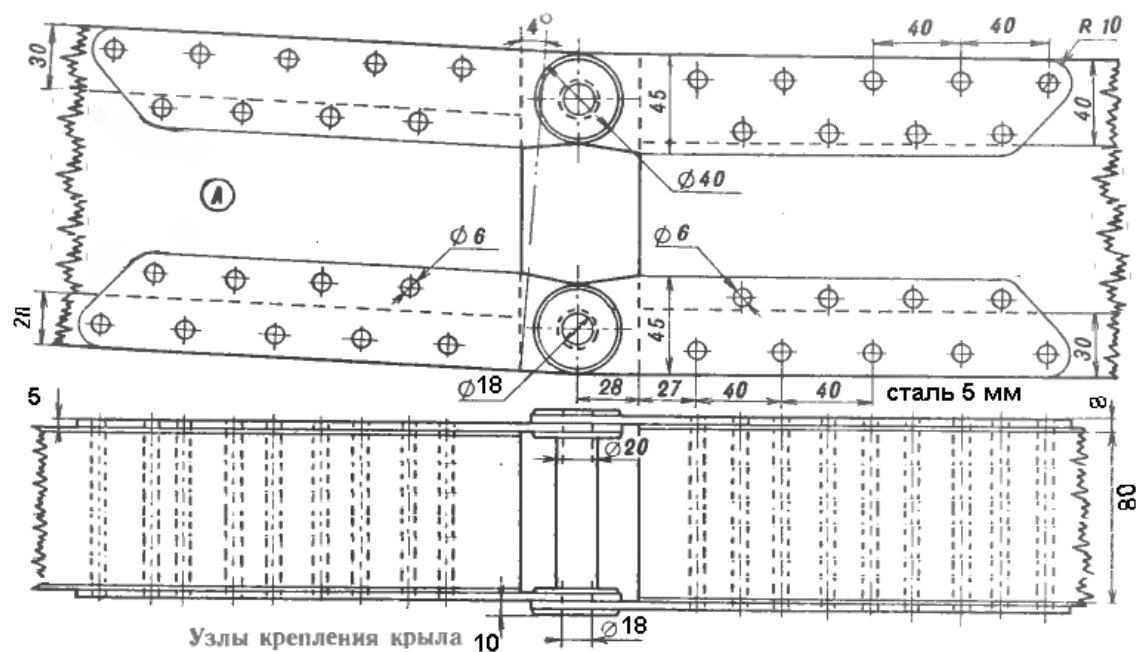
Проверка проушины на отрыв:  $40\text{мм} \times 5\text{мм} \times 40\text{кГ/мм}^2 = 8\,000$  кГ, 2 проушины вместе - 16 тонн – нормально. Навариваются 5мм шайбы из гаражной петли шириной 40мм. Вместо болта в оригинале применяется шплинт с фиксацией на торцах, чтобы увеличить сечение и предотвратить смятие резьбы болта гладкой поверхностью проушины. Проверка шплинта диаметром 18мм на срез [2]:  $F = 0,65 \times 40\text{кГ/мм}^2 \times 3,14 \times 9^2\text{мм}^2 = 6\,612$  кГ (плоскости среза две). Смятие проушин и дерева в прототипе уже рассчитывалось имело запас более чем вдвое [1], так что не пересчитывалось. Прирост веса по сравнению с прототипом за счет более толстого металла крепления 3 кГ, при этом 1,5 кГ – части крыла.

В результате новое крыло весит  $13+8+4,6+1,5 = 27$  кГ, т. е. более чем вдвое больше прототипа.

Несущие плоскости



Узел крепления несущих плоскостей. Рассверливание проушин производится по месту при сборке, чтобы предотвратить возможные нестыковки.



## V. Особенности эксплуатации и пилотирования

Очень важно балансировать самолет для веса каждого пилота и багажа перед каждым полетом, например подкладыванием медицинских весов для тела по очереди под каждое колесо. Ц. т. пилота расположен за ц. т. аппарата, и для тяжелых пилотов смещение общего ц. т. назад приводит к склонности к сваливанию в (плоский) штопор. Кроме того, выработка топлива также приводит к смещению ц. т. назад и если ц. т. был граничный кзади при взлете – нужно ожидать сюрпризов при посадке. Низкорасположенное крыло имеет ряд недостатков, главные из которых повышенная опасность задеть плоскостью землю из-за крена при посадке и сильный экранный эффект. Высокое шасси и V форма крыла частично компенсируют первый недостаток. Экранный эффект позволяет сделать скорость касания при посадке (70 км/ч) заметно меньше скорости сваливания на высоте (72-85 км/ч) и таким образом обойтись без усложнения крыла и пилотажа закрылками. Однако достигнуто это значительным увеличением длины разбега и пробега. **При взлете нельзя сразу набирать высоту после отрыва**, если скорость близка к скорости сваливания, поскольку минимальная скорость отрыва из-за экранного эффекта гораздо меньше скорости сваливания на высоте. Необходимо сначала набрать скорость 90-100 км/ч при полете в экранном режиме или на полосе при хорошем покрытии, прежде чем переходить к набору высоты. Поэтому минимальная длина пробега по земле при взлете гораздо меньше необходимой длины полосы. При посадке после выравнивания **нельзя на скорости прижимать самолет к полосе** рулем высоты, поскольку это приведет к повторным отрывам от полосы и к грубой посадке. Нужно поставить двигатель в режим холостого хода и ожидать естественного снижения скорости.

## VI. Литература

- [1] А. Абрамов, Моделист-Конструктор 1991, номер 10-12.
- [2] Чумак, Кривокрысенко