

"УТВЕРЖДАЮ"

Зам.начальника ЛИИ

п/и /Строев Н.С./

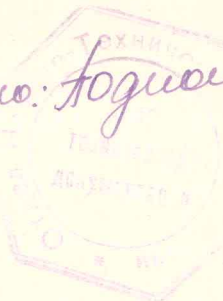
21 января 1953 г.

"СОГЛАСОВАНО"

Главный конструктор

п/и /Абрамов В.В./

13 января 1953 г.

взимо: *Годич*

О Т Ч Е Т № 52-424

ИСПЫТАНИЯ ОПЫТНОГО РЕКОРДНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО ПЛАНЕРА
ВА-3/48 "ДНЕПР" КОНСТРУКЦИИ АБРАМОВА В.В.Председатель комиссии
по испытаниям и
летчик облета
подполковник

- БОБАРЫКИН

Члены комиссии:

Ведущий летчик

- ИВАНОВ В.В.

Летчик облета

- ВЫГОНОВ В.Е.

Главный конструктор

- АБРАМОВ В.В.

О Г Л А В Л Е Н И Е

I. КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ	3
II. ЦЕЛЬ ИСПЫТАНИЙ	5
III. ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЙ	10
а/ описание конструкции планера	10
б/ экспериментальное оборудование	12
IV. МЕТОДИКА ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ	19
V. ОРГАНИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ	32
VI. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ	33
VII. ТАБЛИЦА ОСНОВНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И ПИЛОТАЖНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛАНЕРА	71
VIII. ОТЗЫВЫ ЛЕТЧИКОВ	74
ВЫВОДЫ	78
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	79

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

В отчете изложены результаты летных испытаний опытного рекордно-тренировочного планера ВА-3/48 "Днепр".

Испытания проводились в период с 8 октября по 15 ноября 1952 г с целью исследования аэродинамических, пилотажных, прочностных и других характеристик планера.

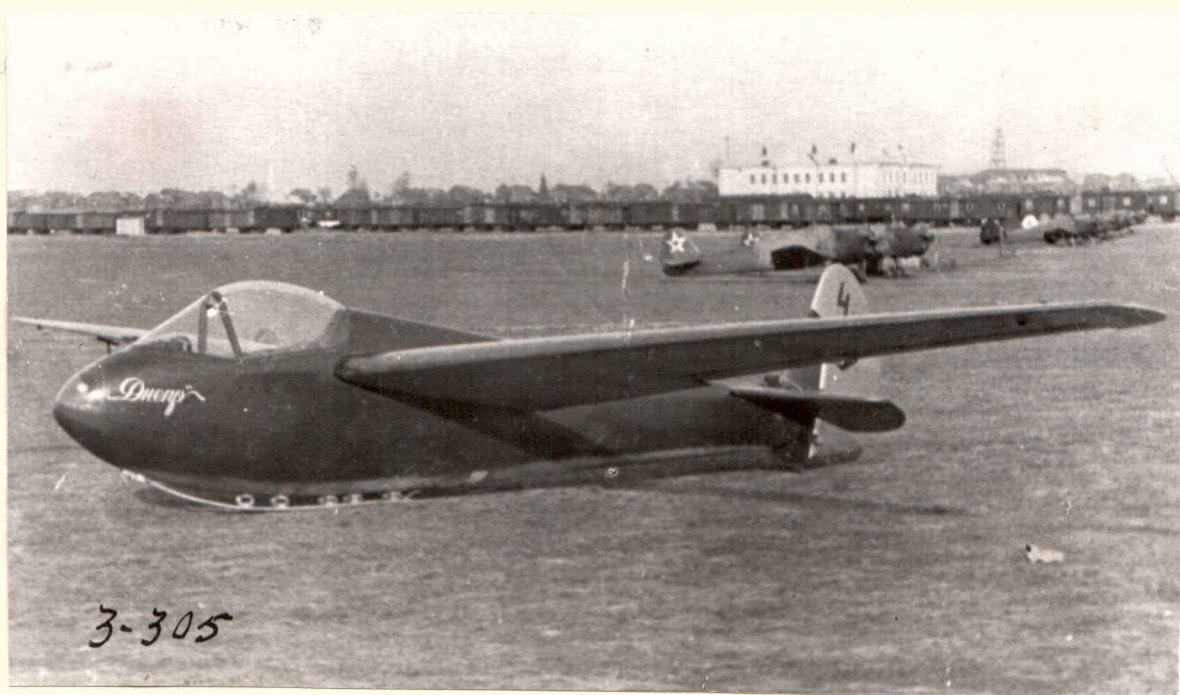
За период испытаний было выполнено 15 полетов за самолетом ПО-2 на высоте от 1000 до 2750 м, из них 11 полетов было выполнено ведущим летчиком спортсменом-планеристом 3-го Московского Городского Аэроклуба тов. Ивановым и 4 полета - летчиками облета мастером планерного спорта т. Выгоновым и начальником 3-го МГАК подполковником Бобарыкиным.

В разделе "Методика испытаний" изложены методы определения аэродинамических характеристик, построения балансировочных кривых, изучения штопорных и пилотажных свойств планера. В отчете также подробно изложен метод измерения деформаций крыла в полете путем фотографирования световых точек на конце консоли крыла.

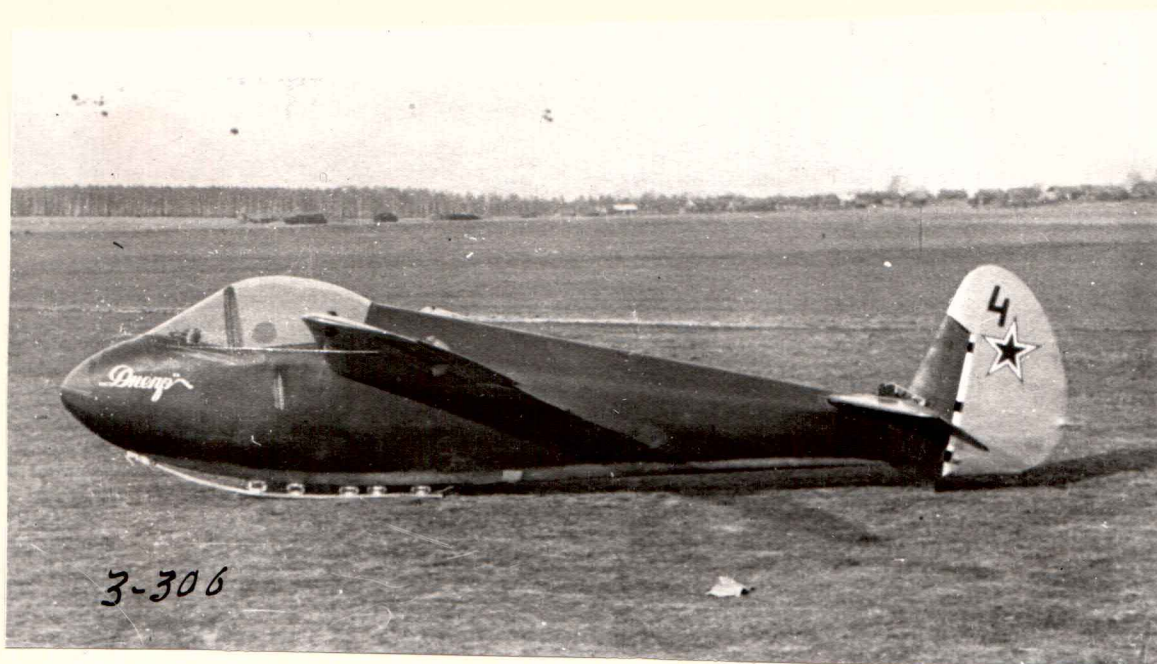
Для проведения испытаний планер был оборудован комплектом испытательной аппаратуры ЛИИ, применяющейся при аналогичных испытаниях опытного самолета.

В отчете приведены основные аэродинамические характеристики планера, балансировочные кривые, графики зависимости прогибов крыла от перегрузки, а также графики изменения по времени высоты, скорости, перегрузки и величины отклонения рулей при выполнении штопора, основных фигур пилотажа и перевернутого полета.

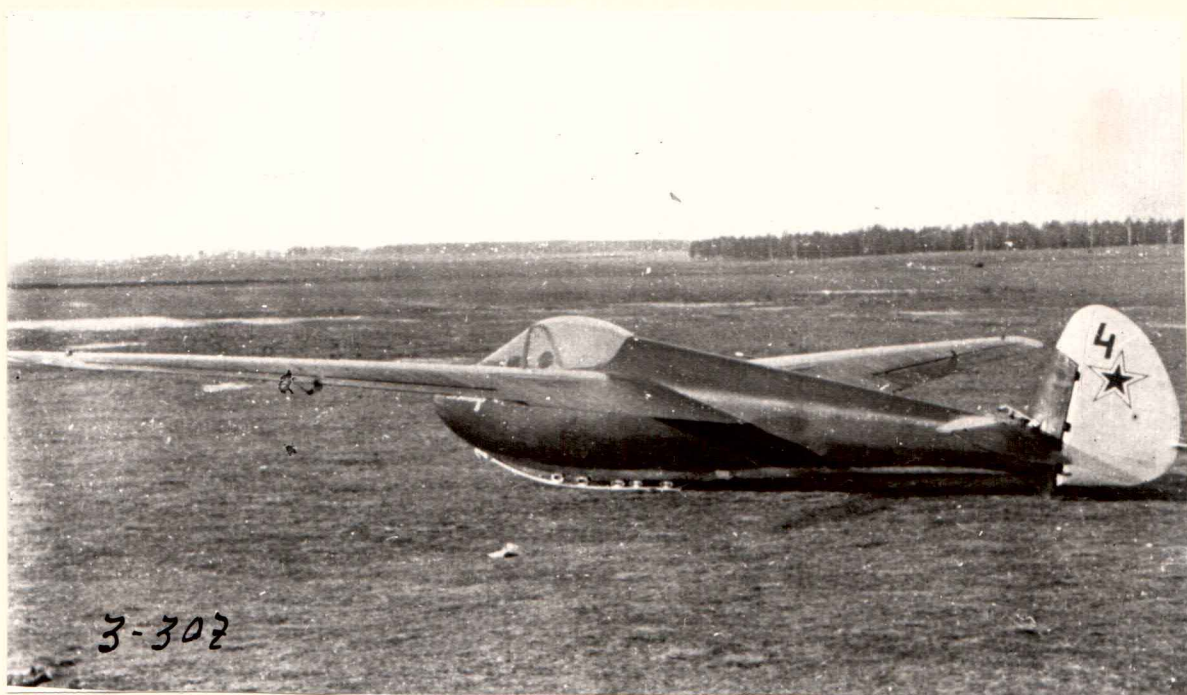
Произведенные исследования показали, что планер обладает хорошими аэродинамическими и пилотажными характеристиками и поэтому может быть рекомендован для использования его в качестве тренировочной машины в учебных организациях ДОСААФ и в школах ВВС.



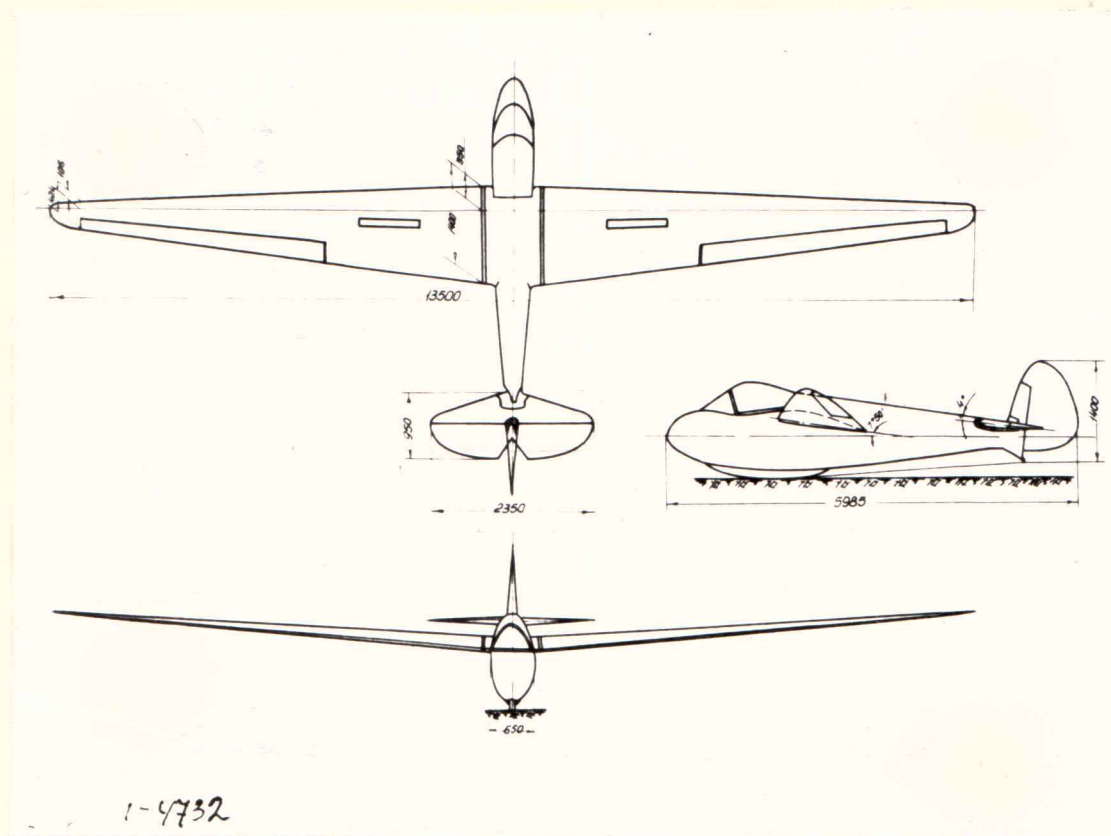
Фиг. I. Планер ВА-3 вид 3/4 спереди



Фиг.2. Планер ВА-3 вид сбоку



Фиг.3. Планер ВА-3 вид 3/4 сзади



Фиг.4. Общий вид планера ВА-3

III. ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЙ

а/ Краткое описание конструкции планера

Одноместный рекордно-тренировочный планер ВА-3/48 "Днепр" конструкции Абрамова В.В. предназначен для обучения высшему пилотажу в учебных организациях и тренировочных парящих полетов на дальность и высоту.

Основные геометрические и весовые данные планера следующие:

Размах $L = 13,5$ м.

Длина $l = 5,985$ м.

Площадь крыльев $S = 12,26$ м.

Удлинение $\lambda = 14,8$.

Угол поперечного "V" крыла $\psi = 4^\circ$.

Полетный вес /с аккумулятором и пилотом с парашютом 90 кг
/ $G = 335,4$ кг^{x/}.

Полетный вес с экспериментальным оборудованием 352 кг.

Центровка планера /с аккумулятором и пилотом 80 кг/
 $\bar{X}_T = 24\% \text{ САХ}^{xx} /$.

Центровка /с экспериментальным оборудованием/ $\bar{X}_T = 23,6\% \text{ САХ}$.

Планер представляет собой свободномесущий моноплан со средним расположением крыла, свободномесущим оперением и обтекаемым фюзеляжем цельнодеревянной конструкции с набором металлических узлов.

Крыло - двухлонжеронное с работающей обшивкой состоит из двух консолей, стыкуемых с фюзеляжем при помощи восьми стыковых болтов. Профиль крыла "Р-3".

^{x/} По данным заводских взвешиваний. См. отчет по сдаточным испытаниям от 8.10.51 г. ЦК ДОСАВ.

^{xx/} По тем же данным.

В отличие от головного образца на верхних и нижних полках переднего и заднего лонжеронов крыла планера № ОI-04 установлены 8-миллиметровые усиливающие ясеновые пластины.

Фюзеляж - полумонокок, набор состоит из 19 шпангоутов, двух лонжеронов и стрингеров. Обшивка фанерная толщиной от 1,5 до 2-х мм. Кабина пилота закрыта фонарем из плексигласа толщиной 5-6 мм.

Фонарь оборудован механизмом аварийного сбрасывания.

Сиденье пилота цельнодеревянной конструкции, регулируемое по росту пилота, с откидной спинкой.

Оперение. Вертикальное оперение состоит из киль и руля поворотов, горизонтальное - свободонесущей конструкции, состоит из стабилизатора и руля высоты.

Киль - двухлонжеронной конструкции составляет с фюзеляжем одно целое. Руль направления однолонжеронной конструкции. Набор состоит из лонжерона коробчатого сечения и нервюр ферменной конструкции. Обшивка лобовой части руля - фанерная, толщиной 1 мм.

Руль поворота крепится к килю при помощи трех шарнирных болтов. Включение в схему ножного управления осуществляется при помощи кобанчика, расположенного в нижней части руля.

Стабилизатор - двухлонжеронный, обшит с двух сторон фанерой толщиной 1 мм. Набор состоит из нервюр ферменной конструкции, крепится к фюзеляжу четырьмя стальными узлами и стыковыми болтами.

Руль высоты - однолонжеронный, набор состоит из нервюр ферменной конструкции. Лобовая часть руля зашита фанерой толщ. 1 мм. Руль крепится к стабилизатору пятью шарнирными болтами.

Включение в схему ручного управления осуществляется при помощи кобанчика сварной конструкции, укрепленного на лонжероне

руля.

Посадочное устройство состоит из лыжи и костыля. Лыжа - сосновый брус сечением 60x15 мм крепится к фюзеляжу при помощи шарнирного узла и пяти амортизационных колец. В целях предупреждения истирания лыжного бруса нижняя часть бруса окована 1,5 мм листовой сталью. Оковка крепится к нижней части полоза при помощи шурупов.

Костыль состоит из двух стальных пластин, изготовленных из рессорной стали. Костыль крепится к подкостыльной балке двумя болтами.

Управление планером ручное-смешанного типа, ножное - тросовое.

Аэронавигационное оборудование - состоит из указателя скорости, приемника воздушного давления, указателя поворотов, выотомера, вариометра, компаса и часов.

Электрооборудование состоит из комплекта АНО, посадочной фары, лампочек подсвета приборной доски и системы обогрева трубки Пито.

Питание бортовой сети осуществляется от аккумулятора 12А10, установленного в контейнере за спинкой сиденья пилота.

Распределительный электрощиток расположен на правом борту кабины /см.фиг.8/.

б/ Экспериментальное оборудование планера

Для проведения испытаний планер был оборудован комплектом испытательной аппаратуры ЛИИ, куда входили:

- 1/ барограф типа Б-12,
- 2/ бароспидограф типа К-2,
- 3/ акселерограф типа IAC2 с диапазоном работы +10g - 1g,

4/ акселерограф типа IA7 с диапазоном работы $\pm 0,4g$,

5/ самописцы отклонения рулей типа СОР-4 - 3 шт для записи отклонения руля высоты, руля поворота и элеронов,

6/ электрочасы типа Ш4-62,

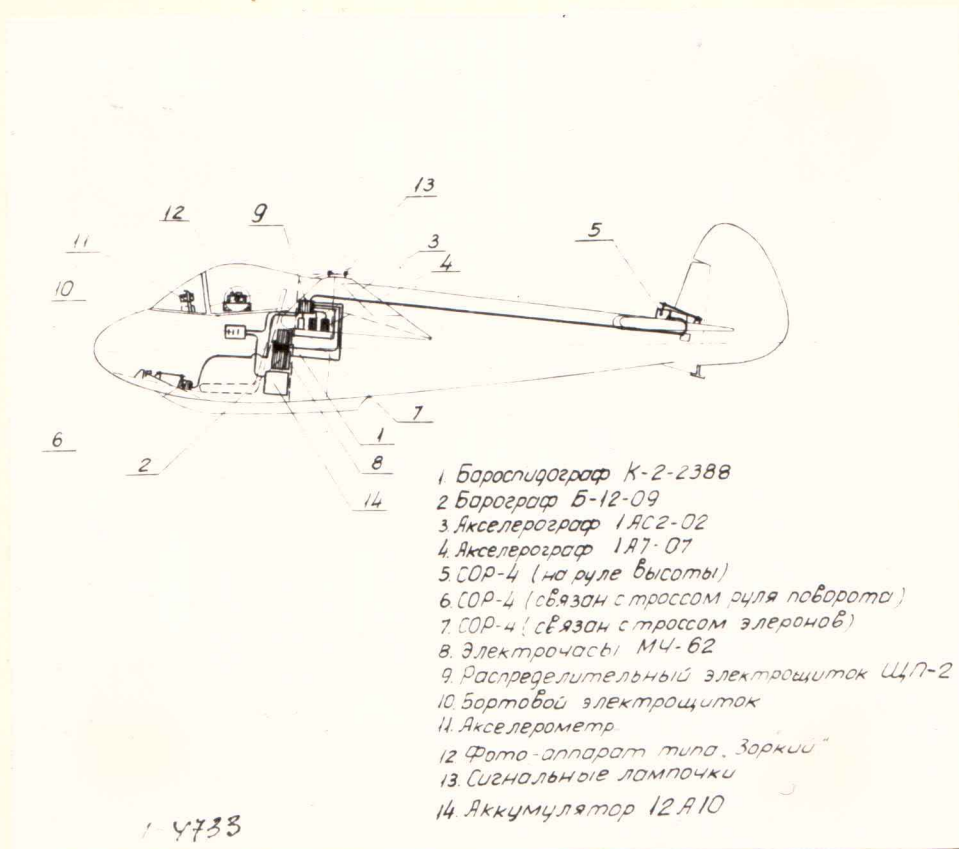
7/ распределительный щиток типа ШИ-2.

Кроме приборов-самописцев, на приборной доске был установлен акселерометр (на место компаса, который на время испытаний был снят) /см.фиг.9/.

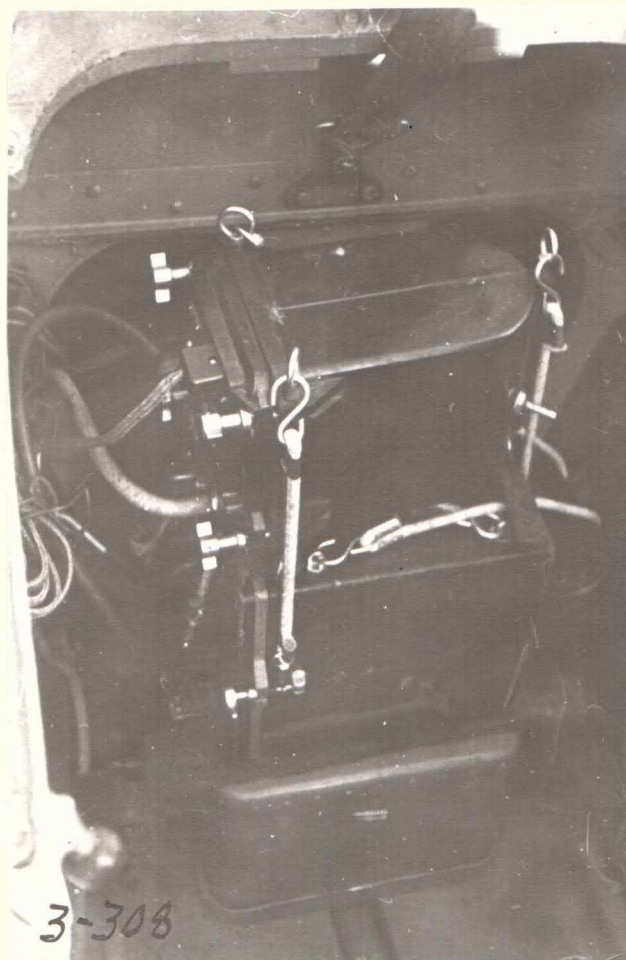
Общая схема установки приборов и фотографии установки отдельных приборов приведены на фиг.5,6,7,8.

Питание всех приборов осуществлялось от бортовой электросети, управление приборами - от бортового электрощитка.

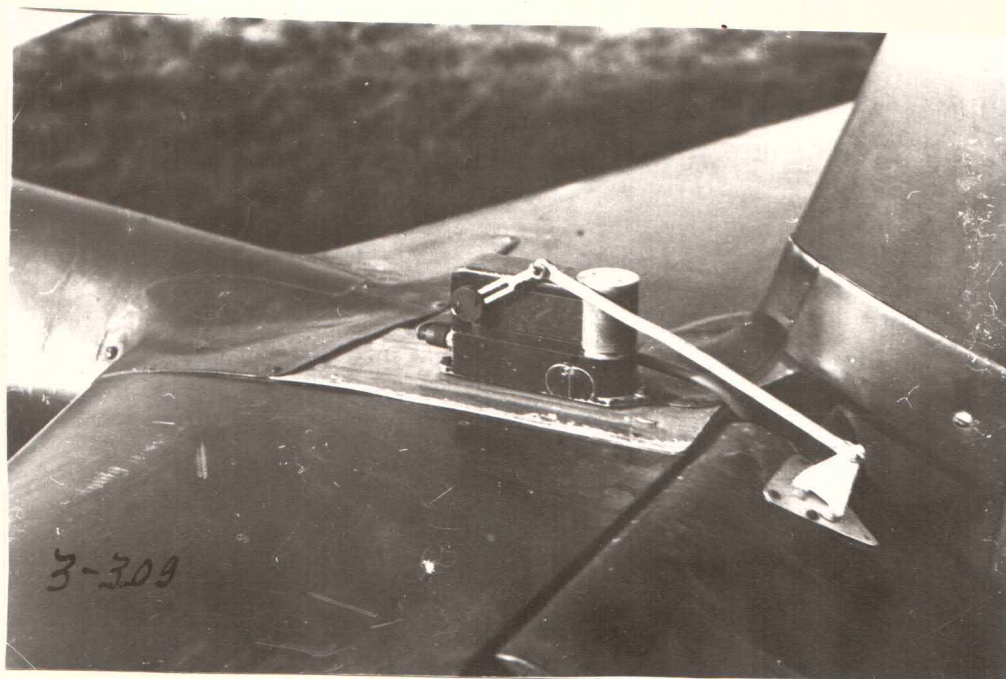
Для измерения деформации крыла в полете на конце консоли крыла были установлены лампочки мощностью 15w, питаемые от системы АНО параллельно с приборами-самописцами. В кабине на специальном кронштейне был установлен фотоаппарат типа "Зоркий". Установка фотоаппарата и лампочек производилась только в полеты, выполняемые специально для замера деформации. Подробное описание этой установки см. ^в разделе "Методика испытаний".



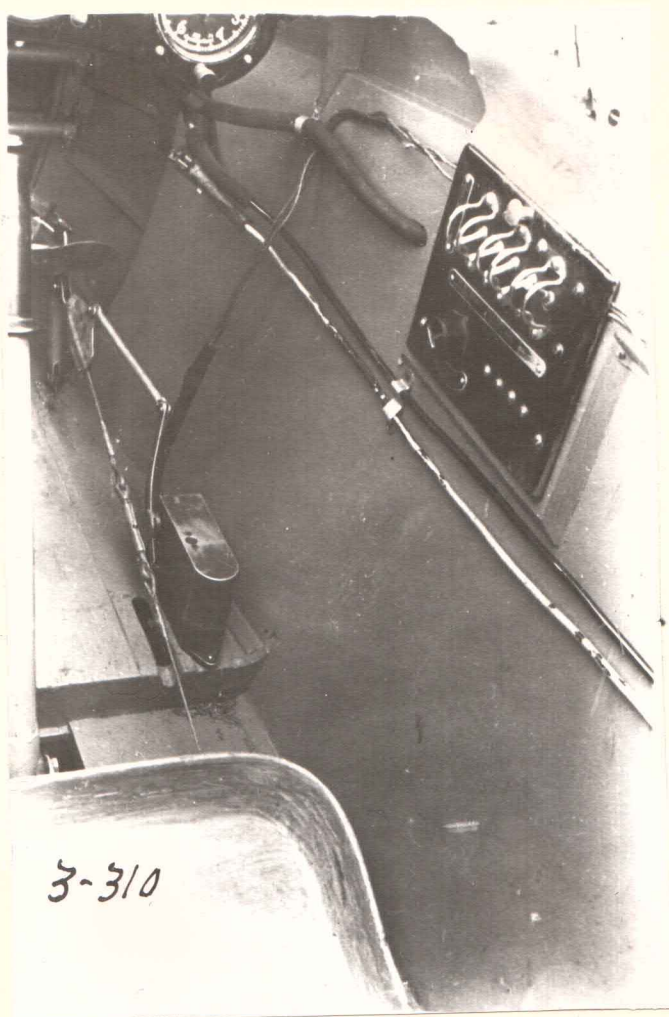
Фиг. 5. Схема размещения испытательной аппаратуры на планере



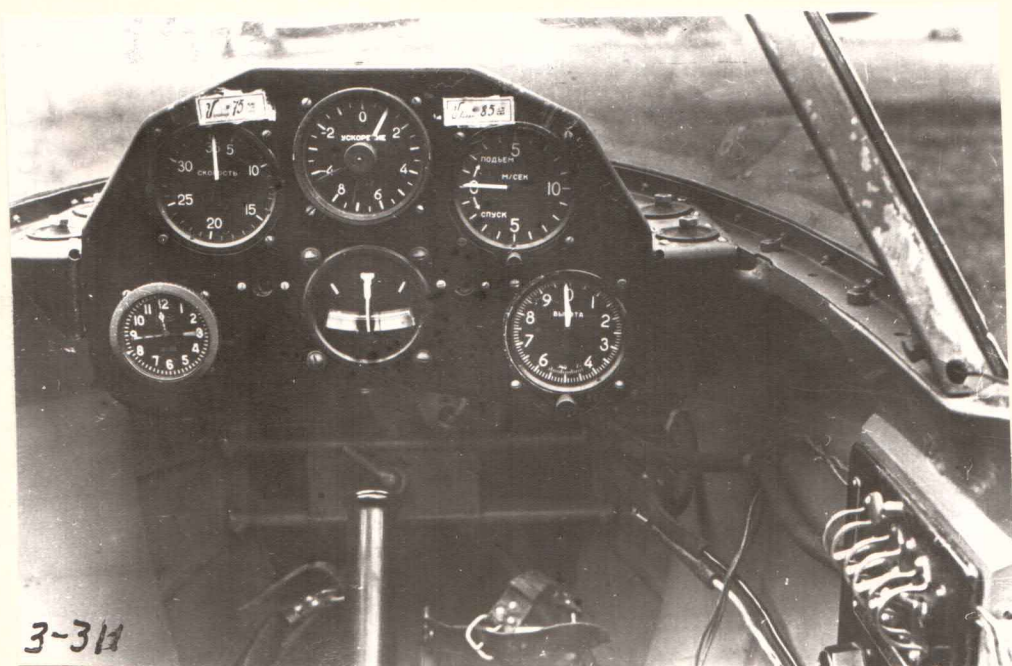
Фиг. 6. Установка самописцев высоты и скорости /спинка сиденья пилота откинута/



Фиг.7. Установка СОР^а на руле высоты



Фиг.8. Установка СОР"а для замера отклонения руля поворота



Фиг.9. Установка акселерометра на приборной доске планера

IV. МЕТОДИКА ЛЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

I/ Определение указательницы глиссад

Для определения указательницы глиссад необходимо иметь зависимости вертикальной V_y и горизонтальной V_x скоростей для различных скоростей полета планера.

Для установившихся режимов планирования уравнение

$$V_y = \frac{dH}{dt}$$

может быть представлено в виде

$$V_y = \frac{\Delta H}{\Delta t} = \frac{H_0 - H}{t_0 - t} \quad /1/$$

Величина горизонтальной скорости полета определялась из уравнения:

$$V_x = V \cdot \cos \theta \quad /2/$$

Для малых углов наклона траектории $/\leq 10^\circ/$ планера с достаточной точностью может быть принято

$$V_x \approx V$$

Величины ΔH и Δt в данных испытаниях определялись по барограмме для ряда установившихся планирований с различными скоростями V .

Величины скорости полета V выдерживались по указателю скорости и контролировались по записи спидографа. Аэродинамическая поправка при испытаниях принята равной нулю ($V_i = V_{np}$).

Угол наклона траектории подсчитывался по уравнению:

$$\theta = \arcsin \frac{V_y}{V} \quad /3/$$

2. Определение поляры

Из уравнений установившегося движения планера

$$Q = G \cdot \sin \Theta,$$

$$Y = G \cdot \cos \Theta$$

имеем:

$$\left. \begin{aligned} C_x &= \frac{16 G}{S} \frac{1}{v_1^2} \sin \Theta, \\ C_y &= \frac{16 G}{S} \frac{1}{v_1^2} \cos \Theta \end{aligned} \right\} \quad |4|$$

Как видно, для определения зависимости $C_y = f(C_x)$ необходимо знать индикаторную скорость $V_i = V_{np}$ / и угол Θ для ряда установившихся планирований.

Для разметки поляры по углам атаки α необходимо знать угол атаки планера на каждом установившемся режиме. В настоящих испытаниях угол атаки определялся следующим образом:

из известного выражения для перегрузки

$$n_x = \frac{-j_x + g \sin(\vartheta + \vartheta_{уст})}{g},$$

где j_x — проекция ускорения на ось Ox связанной системы координат,

g — ускорение силы тяжести,

ϑ — угол тангажа,

$\vartheta_{уст}$ — угол между продольной осью планера и осью акселерографа.

Для установившегося режима полета ($j_x = 0$) :

$$n_x = \sin(\vartheta + \vartheta_{уст}),$$

откуда

$$\vartheta = \alpha \arcsin n_x - \vartheta_{уст} \quad /5/$$

С другой стороны угол тангажа равен:

$$\vartheta = \Theta - \alpha + \alpha_{зак} \quad /6/$$

где $\alpha_{зак}$ - угол заклинения крыла по отношению к оси фюзеляжа.

Уравнения 5 и 6 дают возможность подсчитать угол атаки:

$$\alpha = \alpha \arcsin n_x - \vartheta_{уст} - \Theta - \alpha_{зак} \quad /7/$$

по величинам горизонтального компонента перегрузки и угла Θ .
Величины $\alpha_{зак}$ и $\vartheta_{уст}$ могут быть найдены при нивелировке планера.

Определение поляры планера в испытаниях производилось одновременно с определением указательницы глассад.

3/ Определение взлетно-посадочных характеристик

Определение взлетной и посадочной скоростей производилось при взлете и посадке в штиль.

Время разбега и пробега определялось по записи акселерографа, так как изменение характера перегрузок /по частоте/ в момент отделения от земли четко фиксируется.

Длина разбега и пробега определялась по длине следа движения планера по грунту.

Длина взлетной дистанции определялась по формуле:

$$L_{вз} = L_{раз} + L_{в} + L_{под}, \quad /8/$$

где $L_{вз}$ - длина взлетной дистанции,
 $L_{раз}$ - длина разбега,
 $L_{в}$ - длина выдерживания,
 $L_{под}$ - длина участка подъема до $H=25$ м.

При $j_x = \text{const}$ /постоянной продольной перегрузке/ длина выдерживания определяется уравнением:

$$L_b \cong \frac{V_{bz} - V_{\text{пог}}}{2} t_b, \quad /9/$$

где $V_{\text{пог}}$ — скорость при наборе высоты.

Дистанция набора высоты в 25 м подсчитывалась аналогично.

$$L_{\text{пог}} \cong V_{\text{пог}} \cdot t_{\text{пог}} \cdot \cos \theta_{\text{пог}} \quad /10/$$

Величина $\cos \theta_{\text{пог}}$ близка к единице, так как угол наклона траектории планера при наборе не превышает 6° . Скорость $V_{\text{пог}}$ сохранялась постоянной и равной 100 км/час. К стандартным условиям взлетно-посадочные данные не приводились.

Определение посадочной дистанции производилось аналогичным методом.

В процессе испытаний были выполнены посадки при различных скоростях планирования как с применением интерцепторов, так и без них.

4/ Определение устойчивости и управляемости планера

Для определения продольной устойчивости планера в полете были сняты балансировочные кривые

$$\delta_{p.v.} = f(V_i) \quad \text{и} \quad \delta_{p.v.} = f(C_y).$$

Балансировочная кривая построена по материалам, полученным в полетах для определения поляр.

Поперечная и путевая устойчивость и управляемость в испытаниях оценивалась качественно на основании анализа записей отклонения рулей и по наблюдениям летчика.

5/ Методика испытаний на штопор

Испытания на штопор производились с высоты 2500 м.

Для всестороннего исследования штопорных свойств планера штопор выполнялся при различных отклонениях рулей, при элеронах, данных по штопору, против штопора и нейтрально. Вывод из штопора производился как стандартным способом, так и с измененным действием рулями /см. раздел "Результаты испытаний"/.

В полете регистрировались величины скорости, высоты, перегрузок и отклонения рулей.

Летчиком делалось подробное описание поведения машины на штопоре и при выходе из штопора.

На основании анализа записи приборов-самописцев были получены следующие характеристики штопора:

1/ скорости, при которых появляется тенденция к сваливанию на крыло,

2/ скорость ввода в штопор и скорость снижения при установившемся штопоре,

3/ потеря высоты за I виток,

4/ перегрузки при штопоре и на выводе из штопора,

5/ отклонение рулей,

6/ средние угловые скорости за I виток.

Средняя угловая скорость определялась по формуле:

$$\omega_x = \frac{2\pi}{t_n} \quad /11/$$

где t_n - время выполнения одного витка, отсчитанное по записи акселерографа.

6/ Определение основных характеристик спирали

При испытаниях определялись следующие основные характеристики спирали при углах крена 30° , 45° и 60° и скорости по прибору 80 и 90 км/час:

- 1/ радиус спирали,
- 2/ вертикальная скорость,
- 3/ потеря высоты за I виток.

Величина крена подсчитывалась по формуле:

$$\gamma = \arccos \frac{1}{n_y}, \quad /12/$$

где γ - угол крена,
 n_y - среднее значение вертикального компонента перегрузки на спирали.

Радиус спирали подсчитан по формуле:

$$R = \frac{V_{ист} \cdot t}{2\pi}, \quad /13/$$

где R - радиус спирали,
 $V_{ист}$ - истинная скорость на спирали,

$$V_{ист} = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}} \sqrt{\frac{G}{G_0}}$$

t - время выполнения разворота на 360° .

Включение приборов производилось в момент прохода выбранного земного ориентира, а выключение при вторичном проходе того же ориентира в установившейся спирали с заданным углом крена и при постоянной скорости; время t измерялось по продолжительности режима на лентах приборов-самописцев.

Потеря высоты за I виток спирали в стандартных /земных/ условиях определялась по формуле

$$\delta H_{cm} = (H_0 - H_1) \sqrt{\Delta}, \quad /14/$$

где H_0 и H_1 - высота в начале и конце витка спирали,

$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ - отношение плотностей воздуха на высоте и на земле.

Приведение индикаторной скорости к стандартному весу выполнялось по формуле

$$V_{i_{ст}} = V_i \sqrt{\frac{G_0}{G}} \quad /15/$$

где $G_0 = 335$ кг.

Истинная скорость определялась по формуле $V_{ист} = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}}$ /16/, так как барограф записывает барометрическую высоту, то вертикальная скорость равна $u = \frac{\delta H}{t}$.

7/ Испытание на пилотах

При испытании на пилотах производилась запись высоты, скорости, перегрузки и отклонения рулей.

Все записи синхронизировались по времени.

При испытаниях были определены наивыгоднейшие скорости и техника выполнения каждой фигуры на основании анализа потери высоты, перегрузки, оценки поведения машины и правильности выполнения фигур.

8/ Измерение деформации крыла в полете

Измерение деформации крыла в полете производилось методом фотографирования световых точек на концевой части консоли крыла в процессе эволюции планера. Сущность метода заключается в следующем:

на концевой части консоли крыла устанавливаются 2 лампочки мощностью 10-15 W на расстоянии 200 мм между нитями накала, строго перпендикулярно оптической оси аппарата.

Фотоаппарат типа "ФЭД" или "Зоркий" устанавливается на специальном кронштейне в форточке кабины. При такой установке фотоаппарата пилот имеет возможность производить перезарядку и фотографирование вручную.

Питание лампочек осуществляется от системы АНО параллельно с приборами-самописцами.

Светочувствительность пленки и диафрагма были подобраны так, чтобы получить нормально экспонированный негатив при выдержке 10-15 секунд.

Во избежание передержки фона полеты производились в сумерках^{I/}. В полете производились эволюции планера, вызывающие различные по величине положительные и отрицательные перегрузки: горки, энергичный ввод в пикирование и петли Нестерова.

Открытие затвора производилось после установки скорости, необходимой для выполнения заданной эволюции. Затем через 2-3 секунды выполнялась эволюция планера /горка, петля Нестерова, ввод в пикирование/. Экспозиция производилась во время всей эволюции. На пленке при этом фотографировался след движения лампочек при деформации крыла. Положение крыла, соответствующее перегрузке I_g , фиксировалось на снимке как более яркая точка.

Для облегчения расшифровки записи и повышения точности производилась проекционная печать на фотобумагу.

За единицу длины для подсчета масштаба принималось расстояние между лампочками.

^{X/} Следует отметить, что при соответствующем подборе пленки и аппаратуры хорошие результаты можно получить в любое время дня.

На фиг.10 приведена фотография положения крыла на земле /стояночная деформация/, на фиг.11 - положение при прямолинейном планировании при скорости $v = 75$ км/час, которая при обработке материалов условно была принята за начало.

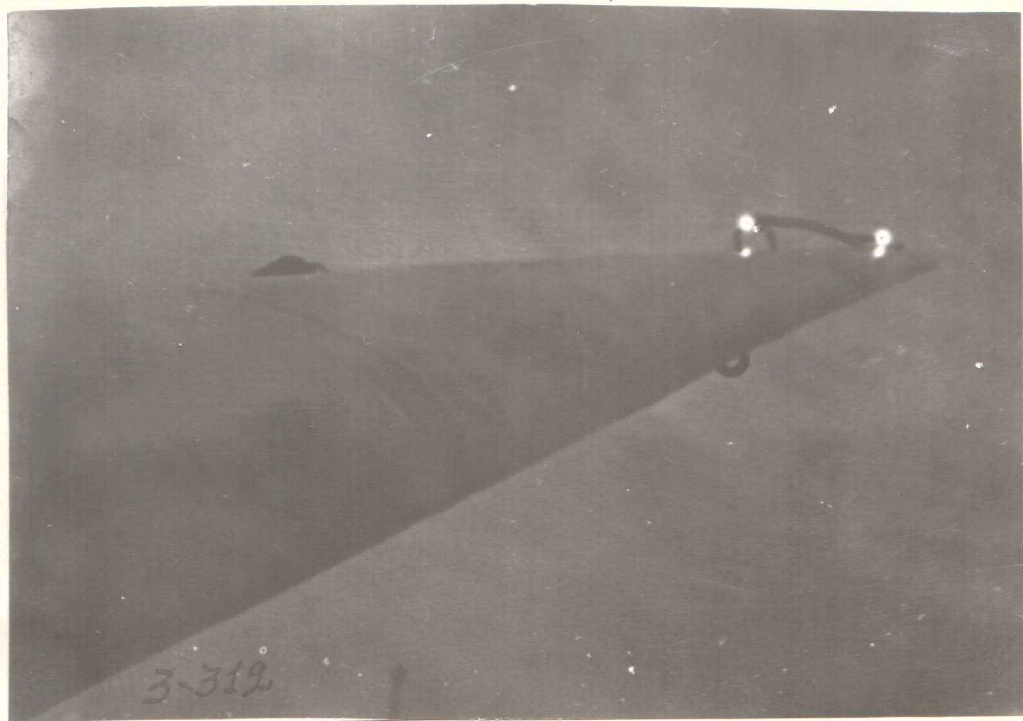
На фиг.12 приведена фотография следа перемещения концевой части консоли крыла при перегрузке 5,25g в масштабе 1:10. Такой масштаб весьма удобен для обработки, так как не требует введения дополнительных тарировочных коэффициентов.

По полученным данным измерения деформации был построен график деформации в функции перегрузки, который приводится в разделе "Результаты испытаний", фиг.38.

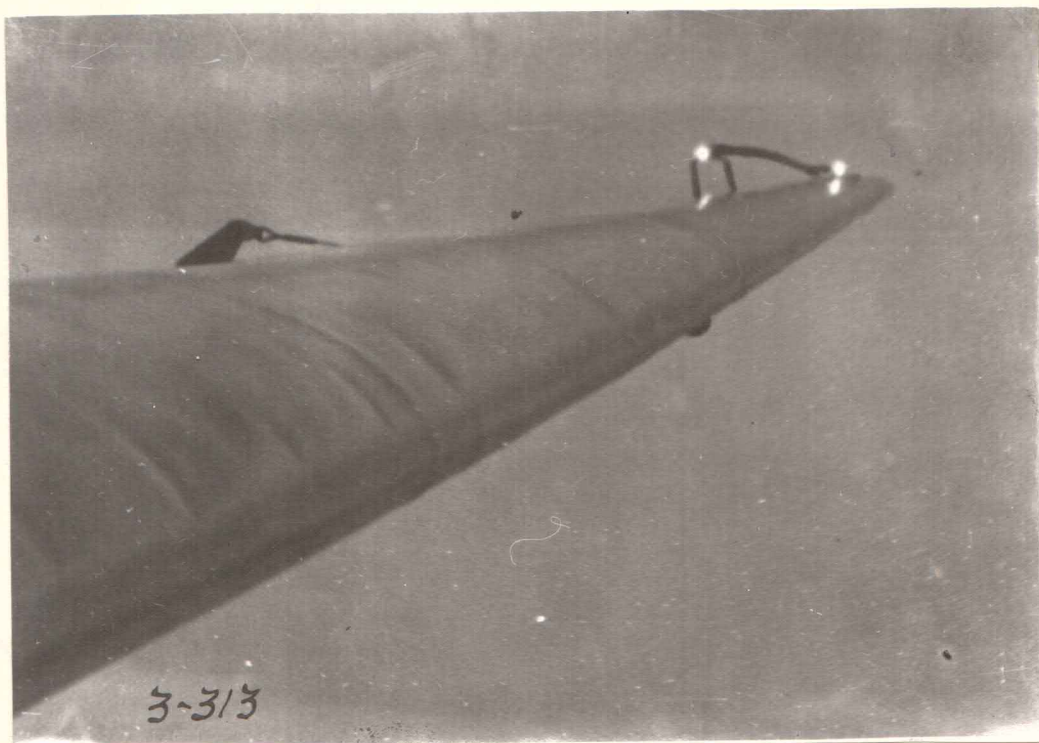
Метод позволяет одновременно замерять деформацию изгиба и кручения.

Точность указанного метода определяется толщиной линии следа движения лампочки, который на отпечатке составляет 1 мм или в масштабе - 10 мм, что составляет 3% от замеряемой величины.

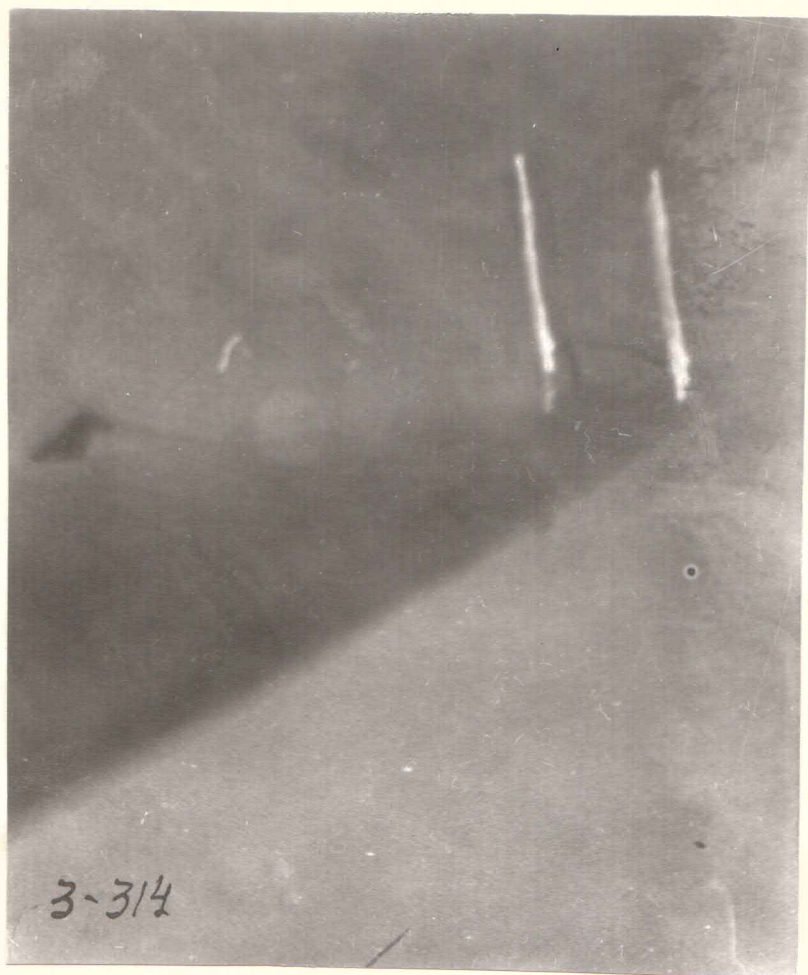
Следует отметить, что указанный метод измерения деформации крыла за время маневра в практике летных испытаний был использован впервые.



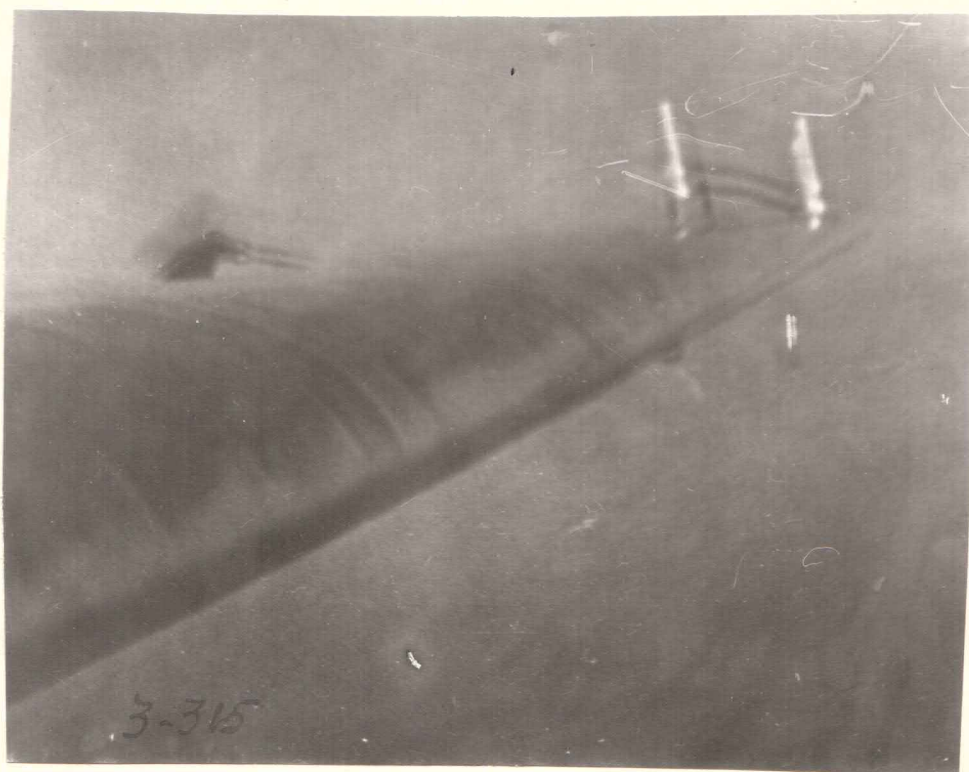
Фиг.10. Положение консоли крыла на земле
/стояночная деформация/



Фиг. II. Положение крыла при прямолинейном планировании
на скорости 75 км/час



Фиг.12. Перемещение концевой части консоли крыла при перегрузке $5,25g$



Фиг.13. Перемещение концевой части консоли крыла при перегрузке 2g

У. ОРГАНИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ

Испытания проводились в период с 8 октября по 15 ноября 1952 г на аэродроме "Тайнинская" 3-го Московского Городского Аэроклуба.

За период испытаний было выполнено 15 полетов за самолетом-буксировщиком ПО-2, из них 11 полетов выполнено ведущим летчиком спортсменом-планеристом 3-го Московского Городского Аэроклуба тов. Ивановым и 4 полета летчиками облета - мастером планерного спорта т. Выгоновым и начальником 3-го МГСК. тов. Бобарькиным.

Организация испытательных полетов и обеспечение материальной частью производилось командованием 3-го МГСК, обеспечение испытательной аппаратурой и методическое руководство - ЛИИ МАП.

Испытания проводились согласно приказу зам. председателя оргкомитета ДОСААФ гв.генерал-лейтенанта авиации Каманина по программе, утвержденной оргкомитетом ДОСААФ.

Дополнительно к программе было произведено измерение прогибов крыла оптическим методом.

VI. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

I. Указательница глissад

На фиг. I4 приведена указательница глissад планера для нормального и перевернутого полета, а также для полета с интерцепторами.

На основании материалов эксперимента были получены следующие аэродинамические характеристики планера:

- 1/ аэродинамическое качество - 24,3,
- 2/ минимальная скорость снижения 0,81 м/сек,
- 3/ наивыгоднейшая скорость 75 км/час,
- 4/ скорость снижения с открытыми интерцепторами при $V = 90$ км/час, $V_y = 4$ м/сек,
- 5/ качество с открытыми интерцепторами при $V_{cm} = 90$ км/час $K = 6,2$, а при $V_{cr} = 100$ км/час - 7,
- 6/ скорость снижения в перевернутом полете при $V_{cr} = 108$ км/час $V_y = 4$ м/сек,
- 7/ качество в перевернутом полете $K = 7,5$.

2. Поляра планера

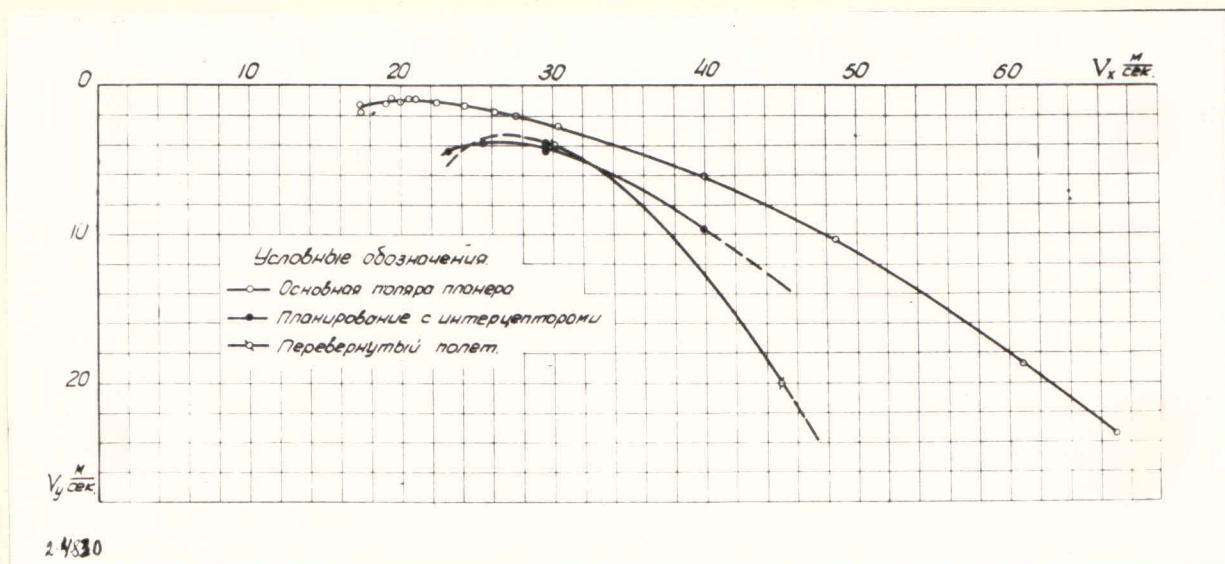
Поляра планера изображена на фиг. I5.

Из рассмотрения поляры видно, что наивыгоднейший угол атаки лежит в пределах $6,5-7^{\circ}$.

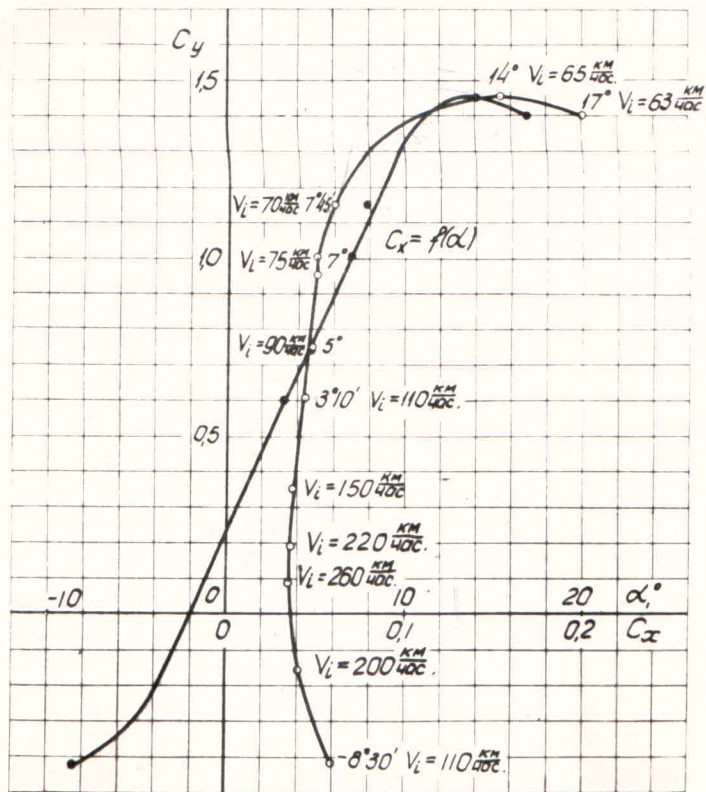
Угол атаки в перевернутом полете на скорости $V_l = 110$ км/час составляет - $8^{\circ}30'$,

Критический угол атаки - 14° $C_{y_{max}} = 1,45$.

Следует отметить, что погрешность измерения критического угла атаки и $C_{y_{max}}$ из-за отсутствия прибора для измерения малых скоростей составляет 10-15%.



Фиг.14. Указательница глиссад планера



2 4833

Фиг.15. Поляра планера

3/ Устойчивость и управляемость

а/ Продольная устойчивость и управляемость

По мнению летчиков, планер устойчив и хорошо управляем на всем диапазоне летных скоростей от 65 до 260 км/час.

После потери скорости до 65 км/час при дальнейшем отклонении ручки "на себя" планер устойчив, крены хорошо исправляются рулем направления. Усилие на ручке — незначительное, действует в направлении "на пикирование". При отклонении ручки почти до отказа "на себя" ощущается легкое вздрагивание машины, скорость снижения возрастает с 1,5 м/сек до 2,5-3-х м/сек и появляется тенденция к сваливанию на крыло. График парашютирования приведен на фиг.16.

На скорости 75 км/час планер хорошо управляем по всем осям, эффективность рулей — нормальная. Балансируется планер с брошенным управлением с загрузкой приборами и пилотом весом 80 кг на скорости 110-120 км/час. При повышении скорости эффективность рулей, особенно руля высоты, возрастает. При скорости 150-160 км/час появляется незначительное давление на ручку, которое с повышением скорости увеличивается. При пикировании до скорости 260 км/час давление на ручку весьма велико.

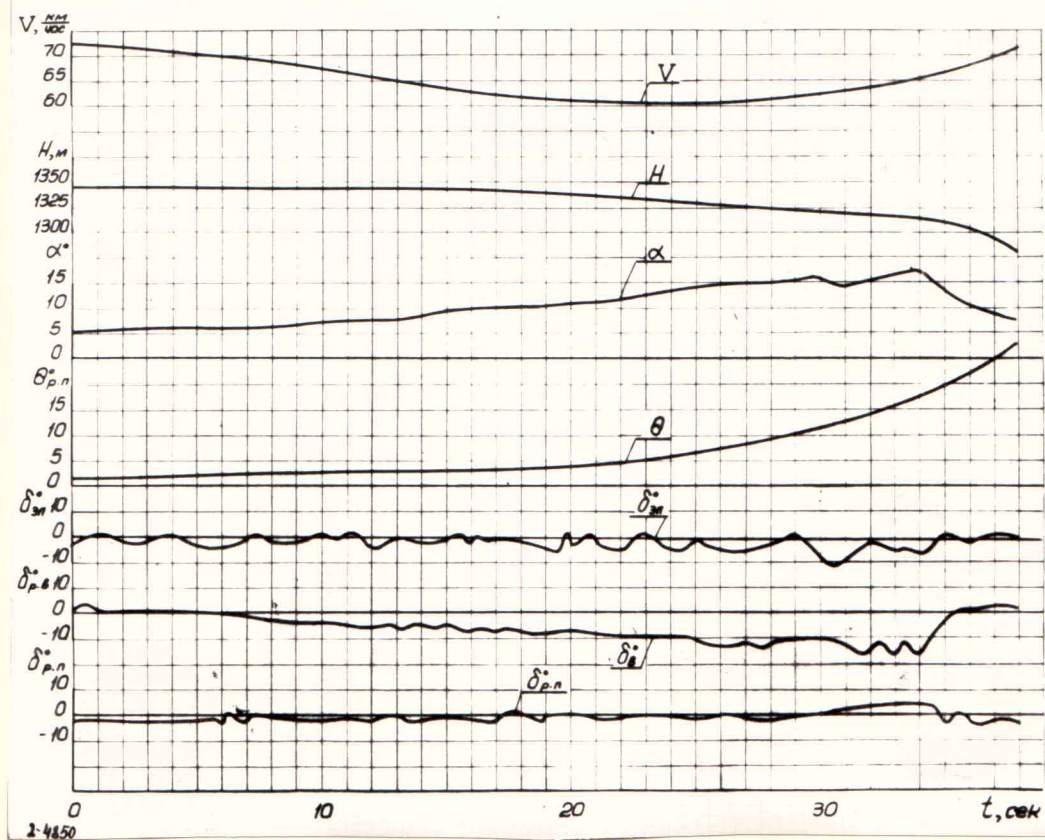
Вибраций типа "флаттер" на планере при этом не возникает.

В перевернутом полете на скоростях от 110 до 200 км/час планер устойчив и хорошо управляем по всем осям.

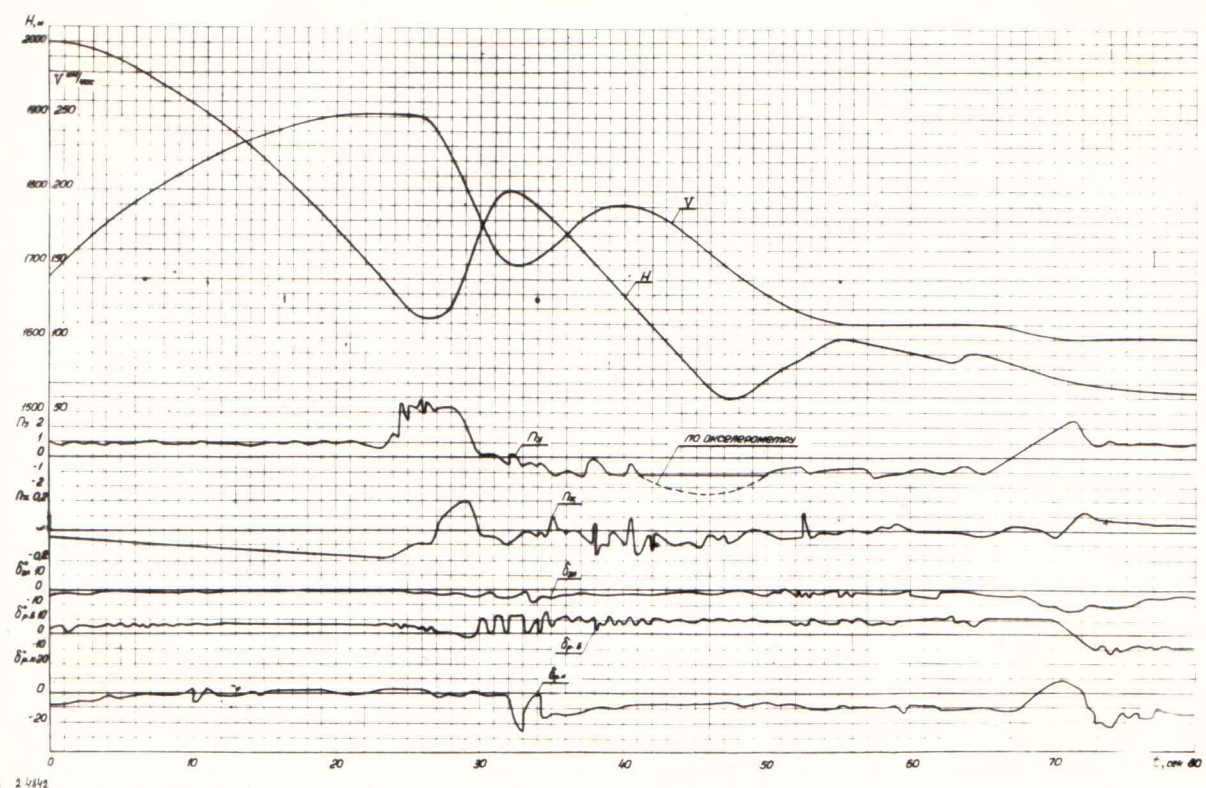
График изменения основных параметров при пикировании и в перевернутом полете приведен на фиг.17.

Балансировочные кривые планера

$$\delta_{p.v.}^{\circ} = f(V_i) \quad \text{и} \quad \delta_{p.v.}^{\circ} = f(C_y)$$



Фиг.16. Парашютирование /полет № I от 10/X-52/



Фиг.17. Пикирование и перевернутый полет
/полет № 2 от 14/XI-52 г./

приведены на фиг. 18 и 19.

Так как на всем диапазоне скоростей

$$\frac{d\delta}{dv} > 0 \quad \text{в нормальном полете,}$$

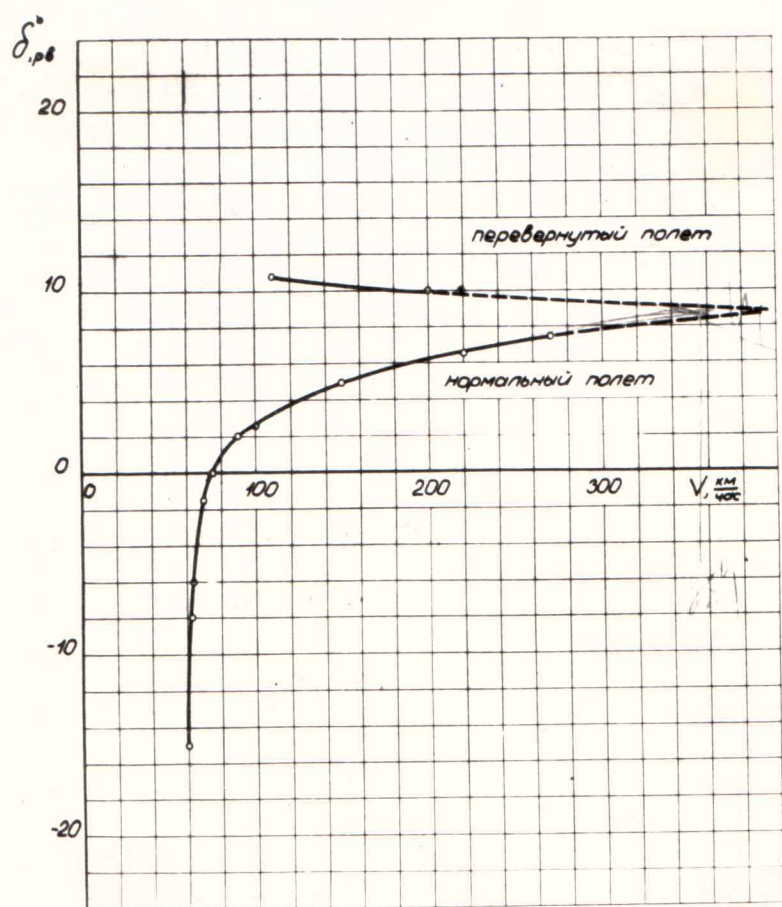
$$\frac{d\delta}{dv} < 0 \quad \text{в перевернутом полете, то}$$

можно сделать заключение об устойчивости планера на всем диапазоне летных скоростей как нормального, так и перевернутого полета.

6/ Оценка поперечной и путевой устойчивости и управляемости

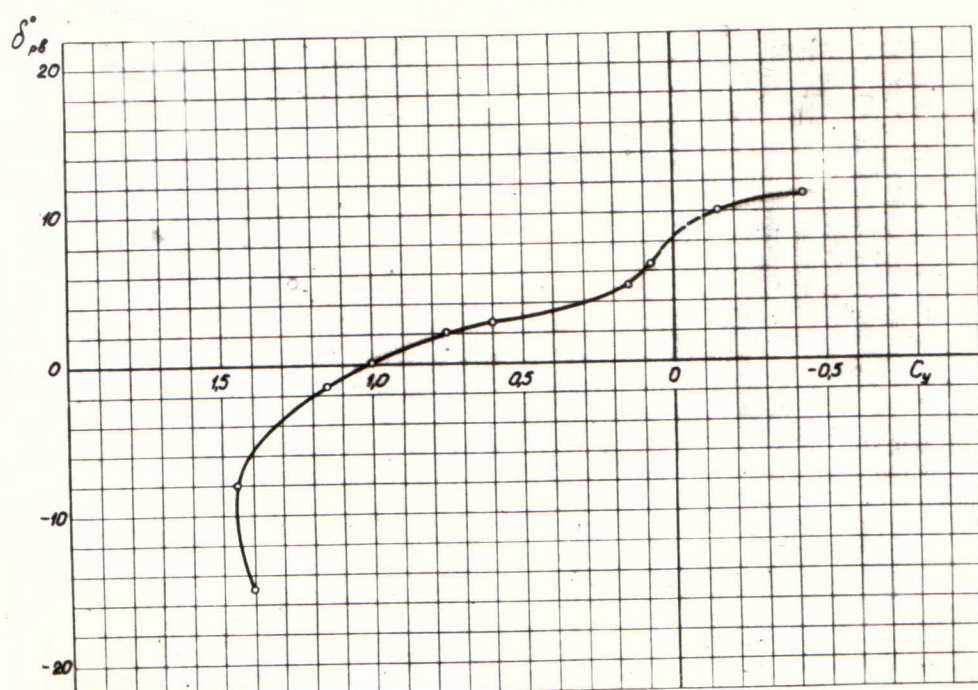
Планер ВА-3 обладает большим запасом поперечной устойчивости. При возникновении скольжения /например, при даче ноги/ возникает большой восстанавливающий момент. Пользуясь этим, можно, например, осуществлять управление в плоскости крена /до известных пределов/ рулем поворота при нейтральных элеронах. Чрезмерная поперечная устойчивость вносит некоторые особенности в технику выполнения управления управляемых фигур пилотажа, о которых будет сказано ниже. Причиной некоторой недостаточности поперечной управляемости является также и ограничение хода ручки: в полете отклонение элеронов не превышало 17° в связи с тем, что ручка управления упиралась в колени пилота.

В заключение следует отметить, что на планере ВА-3 ощущается некоторое несоответствие эффективности элеронов по сравнению с другими рулями.



2-4831

Фиг. 18. Балансировочная кривая $\delta_{p.v.}^0 = f(V_i)$.



1-4838

Фиг.19. Балансировочная кривая $\delta_{p.b.}^{\circ} = f(C_y)$.

Скольжение с креном до 25° устойчивое. Скорость снижения при скольжении $V_i = 90$ км/час и $\gamma = 25^{\circ} - 4$ м/сек, то есть такая же, как с полностью открытыми интерцепторами.

При скольжении с креном 25° расход руля поворота составляет 10-15⁰ /см.фиг.20 и 21/. При полном отклонении педалей эффективности элеронов недостаточно для сохранения прямолинейного движения /в отличие от большинства других типов планеров, где обычно имеет место обратное явление/. Усилие на элеронах значительное, нормального знака.

Усилие на педалях также значительное, но направлено в сторону отклонения руля, то есть машина неустойчива в путевом отношении при свободном управлении. Это же явление встречается и на других режимах, связанных с появлением скольжения, например, при развороте излишней дачей ноги руль поворота стремится отклониться дальше в сторону разворота, ухудшая координацию. Причиной неустойчивости является перекомпенсация руля направления.

В полете планер хорошо сохраняет направление, тенденции к рысканью не наблюдается.

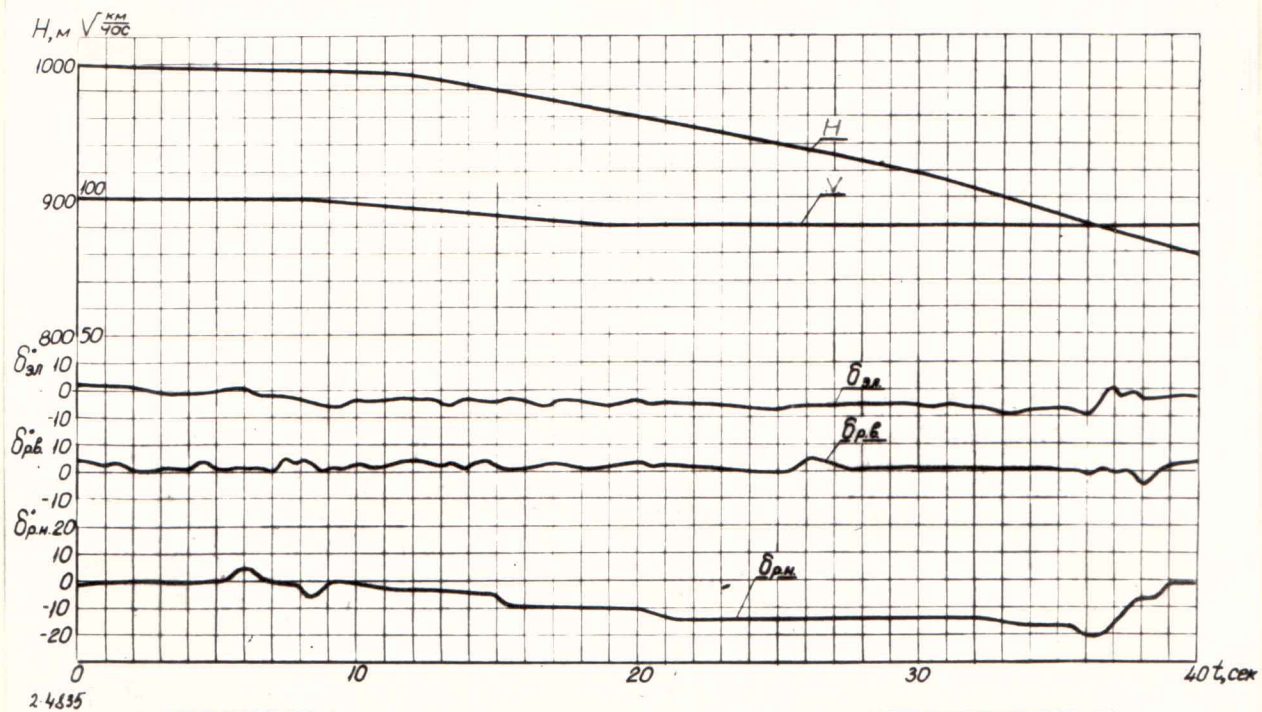
При заклатом управлении планер в путевом отношении устойчив.

В перевернутом полете во всех плоскостях планер достаточно устойчив и хорошо управляем.

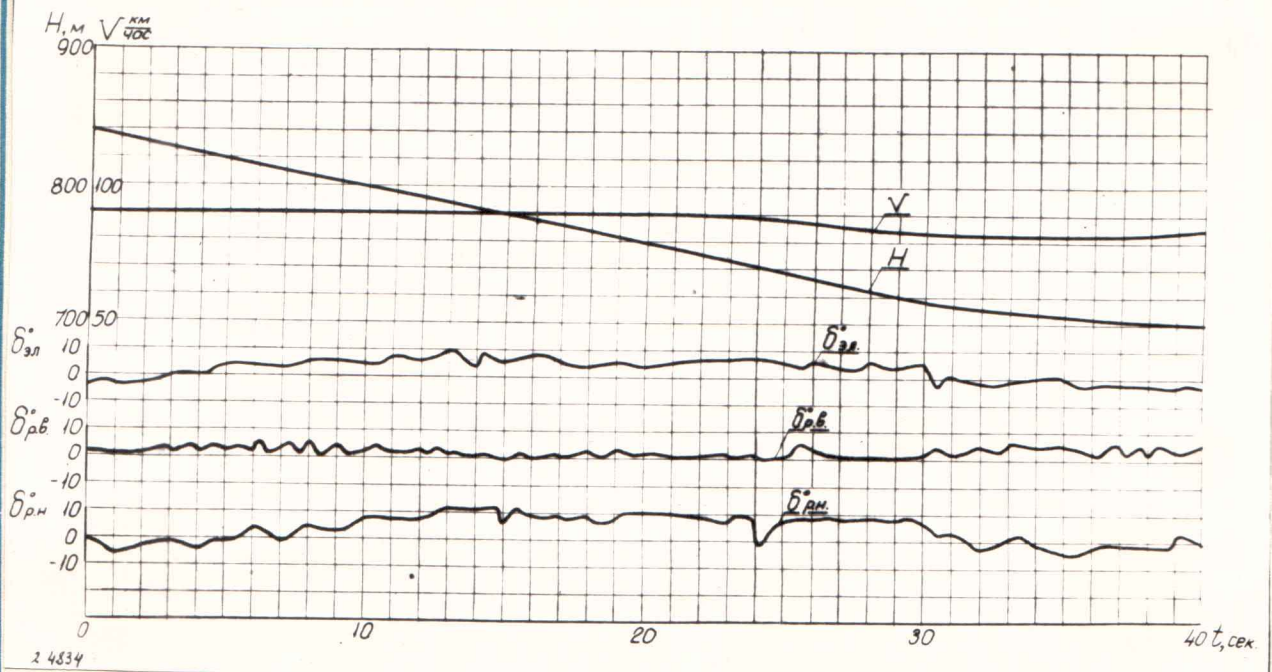
4/ Взлетно-посадочные характеристики планера

а/ Оценка поведения планера на взлете и посадке

Техника взлета на планере ВА-3 существенно не отличается от техники взлета на других тренировочных и рекордных планерах. Однако поперечная устойчивость велика, о чем свидетельствует сравнительно небольшой расход элеронов /см.фиг.18/.



Фиг.20. Правое скольжение /полет № 2 25/X-52 г./



Фиг.21. Левое скольжение (полет № 2 25/X-52 г.)

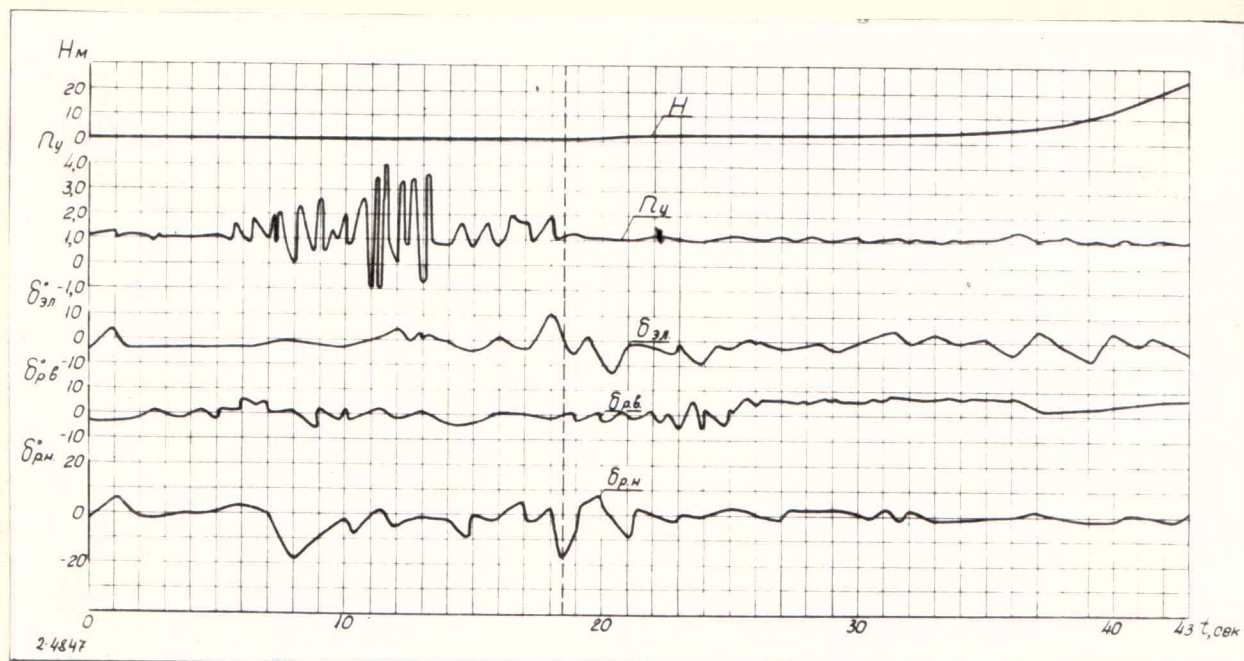
Взлет производится приблизительно с нейтральным положением руля высоты на скорости 65-70 км/час. При взлете с вязкого или неровного аэродрома допустим небольшой подрыв. Планер при этом устойчив.

Тенденций к "вспуханию" не наблюдается. На выдерживании и в других режимах буксировочного полета планер энергично исправляет крен отклонением руля направления. Это является отличительной особенностью буксировочного полета планера ВА-3. Небольшие крены в буксировочном полете хорошо исправляются рулем направления.

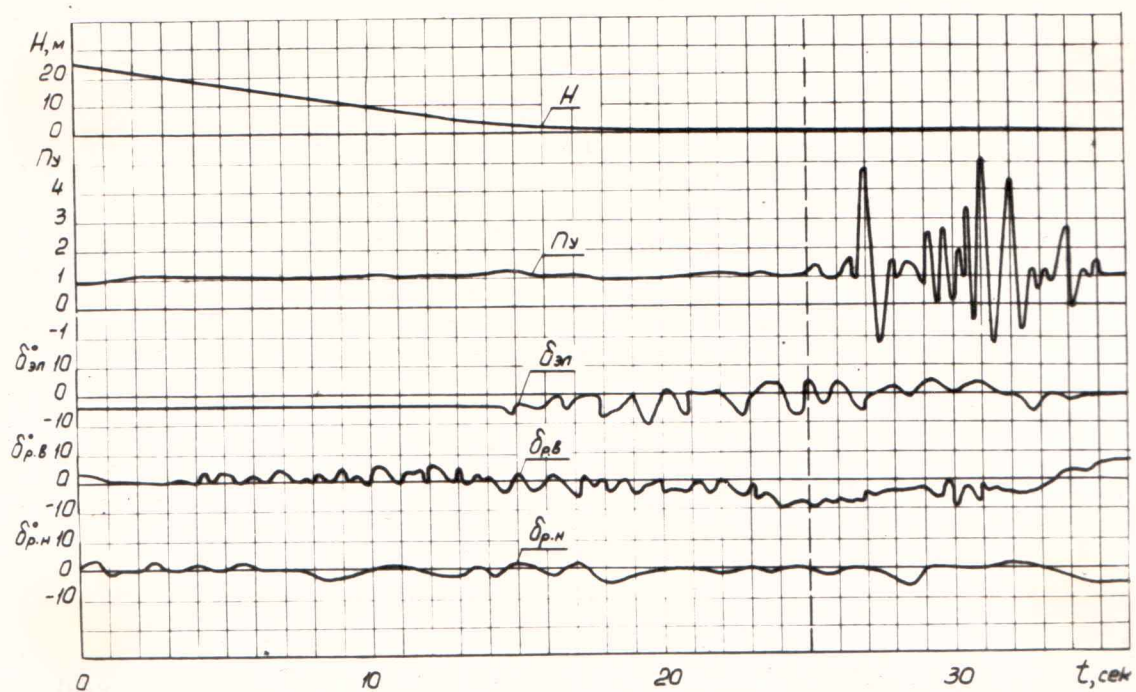
Техника посадки на планере ВА-3 проста. Эффективность всех рулей достаточна. Приземление происходит на 2 точки (лыжу и костыль) при положении ручки между "на себя" и "нейтрально", что соответствует отклонению руля высоты на $\sim 10^\circ$ /см.фиг.19/. При полном выборе ручки "на себя" планер сохраняет устойчивость, но приземление происходит на костыль.

Эффективность интерцепторов и большой ход сектора управления ими позволяет производить расчет на посадку с большой точностью. В применении скольжения нет необходимости. Работать интерцепторами следует плавно, как сектором газа на самолете.

Наименьшая посадочная дистанция может быть получена при планировании, выдерживании и приземлении с полностью открытыми интерцепторами, но при такой посадке сильно возрастает скорость снижения, посадочная скорость снижения и длина пробега, в связи с чем такую посадку можно рекомендовать только в исключительных случаях.



Фиг.22. Взлет (полет № 2 25/XI-52 г.).



2-4829

Фиг.23. Посадка (полет № 2 25/X-52 г.)

6/ Взлетно-посадочные характеристики

На основании материалов летных испытаний были получены следующие взлетно-посадочные характеристики планера:

- 1/ взлетная скорость $V_L = 65$ км/час,
- 2/ время разбега (за самолетом ПО-2) - 18 сек,
- 3/ длина разбега 120 м,
- 4/ длина взлетной дистанции 715 м,
- 5/ посадочная скорость $V_L = 63-65$ км/час,
- 6/ посадочная скорость с открытым интерцептором 85 км/час,
- 7/ время пробега 11 сек,
- 8/ длина пробега 80 м,
- 9/ длина посадочной дистанции 575 м.

Взлетно-посадочные характеристики к стандартным условиям не приводились. Определение взлетно-посадочных характеристик производилось в штиль /ветер не превышал 1-2 м/сек/.

На фиг. 22 и 23 приведены графики основных параметров взлета и посадки в функции времени.

5/ Испытание на штопор

Полеты для испытания на штопор производились на высоте 2500-2700 м.

Ввод в штопор производился стандартным способом /нога джотказа в сторону штопора, ручка джотказа "на себя", элероны нейтрально/ с элеронами, данными по штопору и против штопора, а также при положении ручки, не полностью взятой "на себя".

Проведенные испытания показали, что планер из установившегося штопора /после 4-х витков/ выходит без запаздывания при выводе стандартным способом, и тенденции к переходу в плоский

штопор не имеет. Получены следующие основные характеристики штопора планера ВА-3:

1/ Потеря высоты при срыве в штопор с последующим выводом 120 м;

2/ потеря высоты за I виток в установившемся штопоре - 56м;

3/ Угловая скорость в установившемся штопоре

$$\omega_x = 3 \frac{1}{\text{сек}} \div 3,2 \frac{1}{\text{сек}} ;$$

4/ скорость снижения 23/25 м/сек.

На фиг.24, 25, 27 и 28 приведены графики изменения основных параметров при штопоре в полетах, выполненных летчиком Ивановым, и на фиг.26 - летчиком Выгоновым.

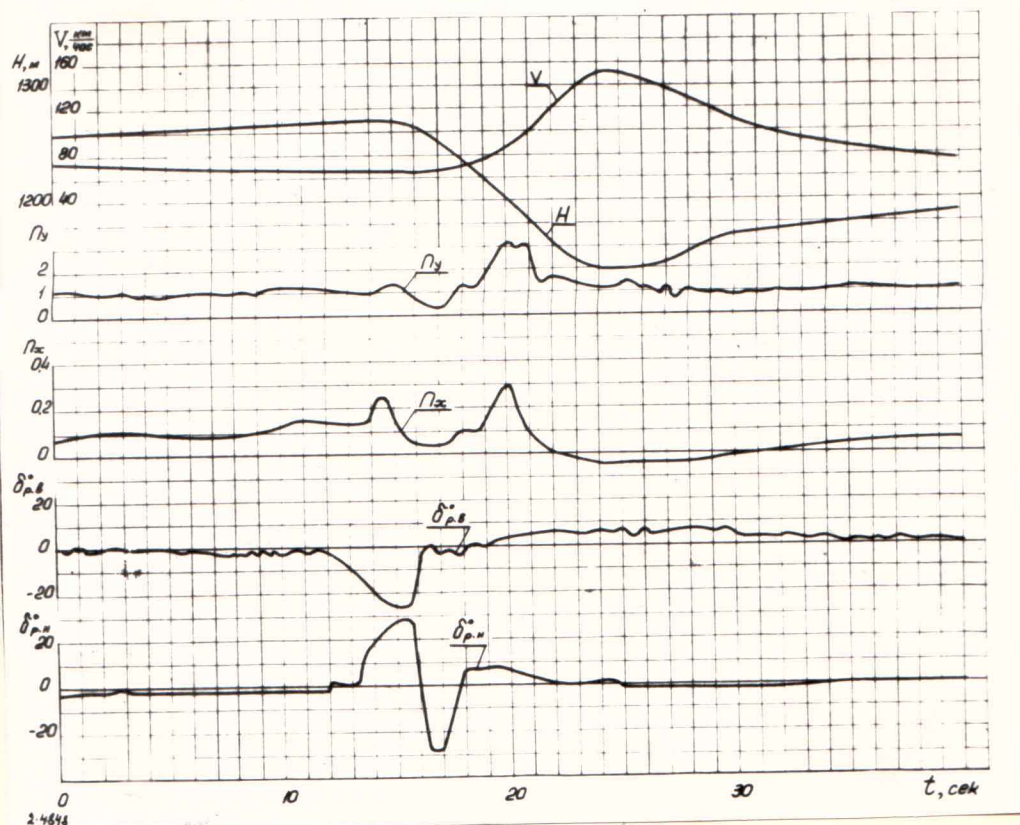
Как видно из графиков, перегрузка при штопоре колеблется в пределах от 1,5 до 2g при каждом витке. Это объясняется периодическим изменением угла тангажа при каждом витке в пределах от 60° до 45-50°.

При вводе планера в штопор с нейтральными элеронами и при элеронах, отклоненных по штопору, характер штопора существенно не отличается от штопора с нейтральными элеронами /фиг.27 и 28/. При элеронах, отклоненных против штопора, вращение более энергичное, однако тенденций к переходу в плоский штопор нет.

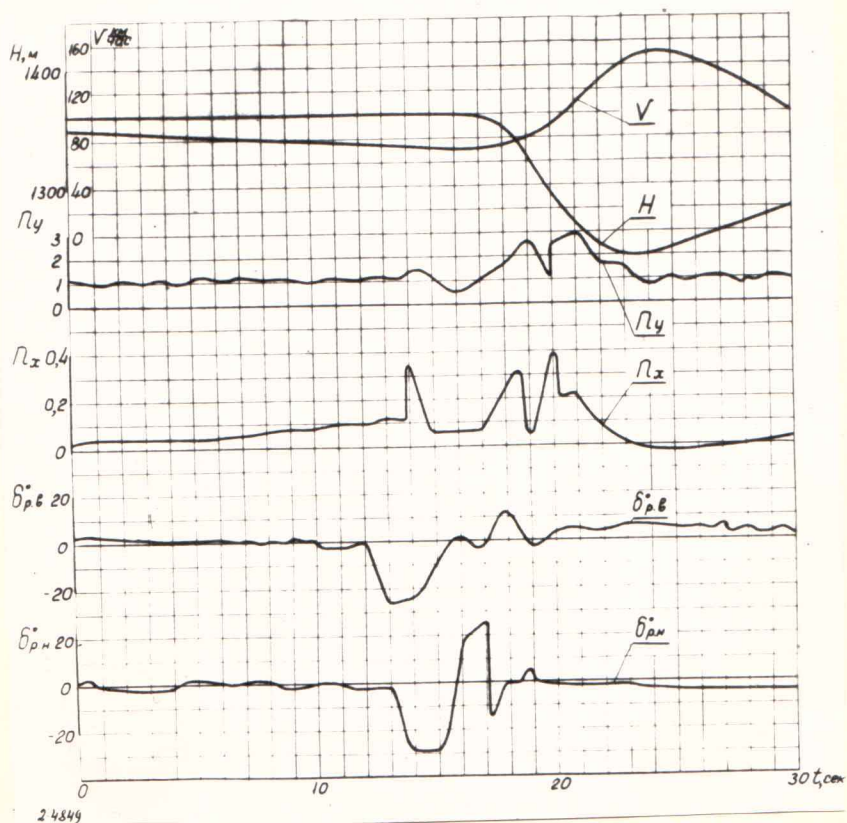
Характер левого и правого штопора аналогичен, однако в левый установившийся штопор планер ввести труднее, чем в правый.

При вводе в штопор с не полностью взятой ручкой "на себя" наступает срыв, затем планер самопроизвольно выходит из штопора.

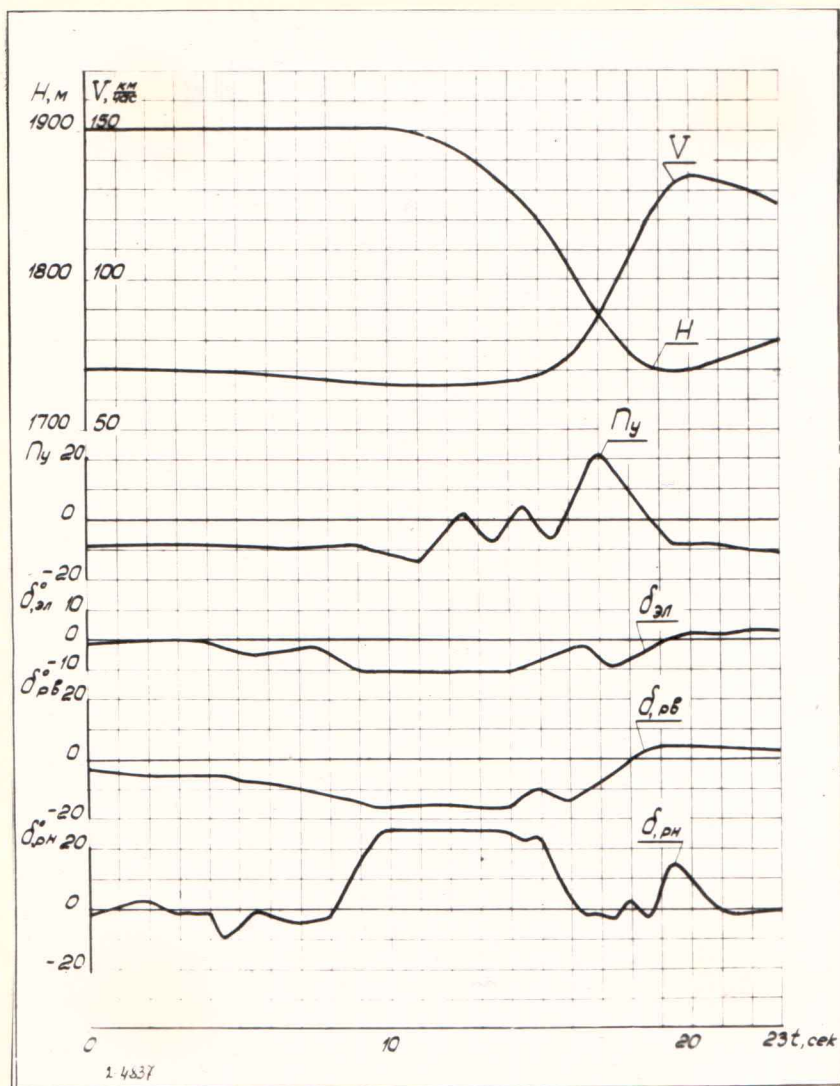
При выводе из штопора стандартным способом /нога отклонена дортказа против штопора, ручка от себя немного за нейтральное положение/ планер выходит из установившегося штопора без запаздывания.



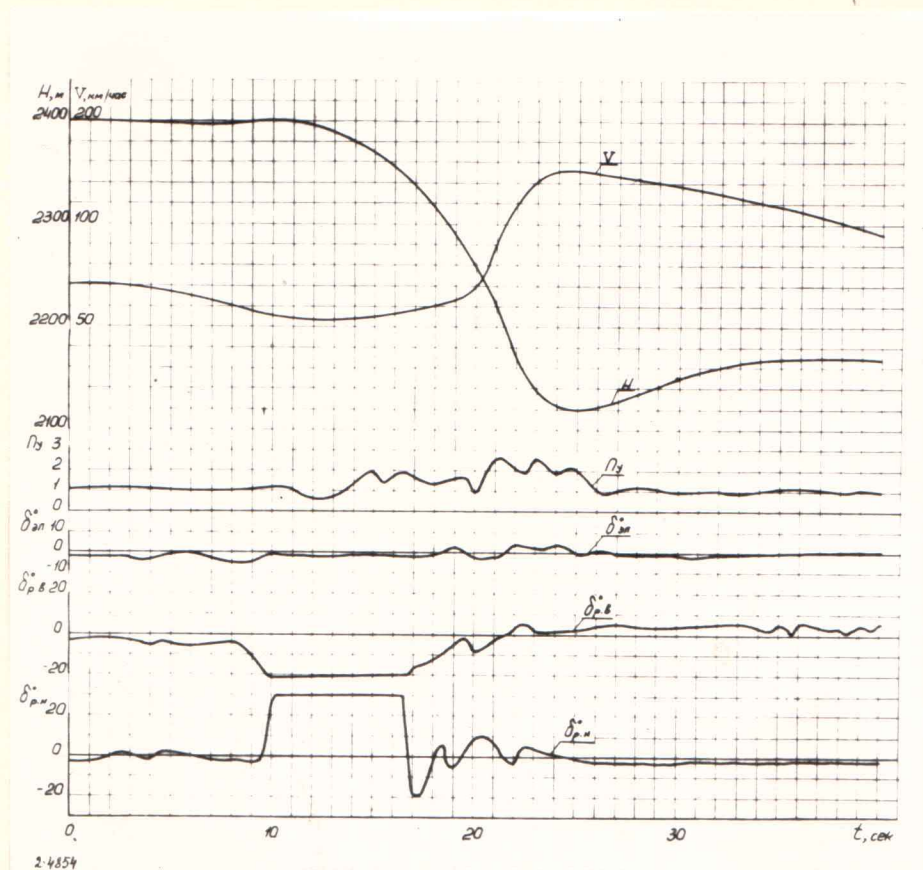
Фиг.24. Срыв в правый штопор (полет от 10/X-52 г.)



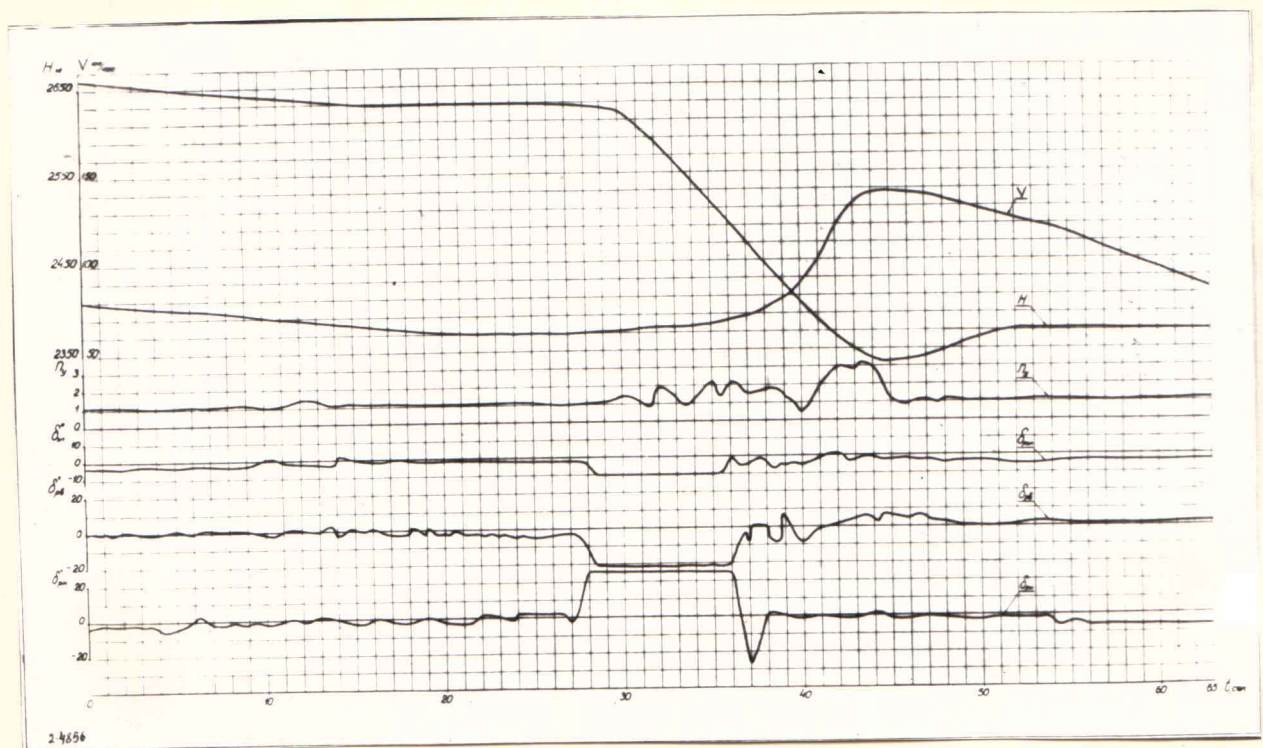
Фиг.25. Срыв в левый штопор (полет IO/X-52 г.)



Фиг.26. Штопор /2 витка/ (летчик Выгонов).
Полет от И4/ХІ-52 г.



Фиг.27. Штормор /3 витка/. Полет № I 29/XI-52 г.



Фиг.28. Штопор /4,5 витка/. Полет № 2 29/XI-52 г.

При отклонении ручки в положение между "на себя" и "нейтрально" планер выходит из штопора вяло, запаздывание при этом составляет $1/3-1/2$ витка.

Перегрузка на выводе из штопора не превышала $3g$ независимо от числа витков.

6. Основные характеристики спирали

Определение основных характеристик спирали производилось для подбора наиболее выгодных режимов выполнения спирали в парящем полете и оценки летных качеств планера ВА-3 как парителя.

Испытанием установлено, что наименьший радиус спирали планера составляет 60 м при крене 60° и скорости $V_i = 90$ км/час, выполнение спирали с креном 60° на меньшей скорости невозможно, так как появляется тенденция к срыву. Наименьшая потеря высоты за 1 виток составляет 23 м при $V_i = 80$ км/час и крене 45° .

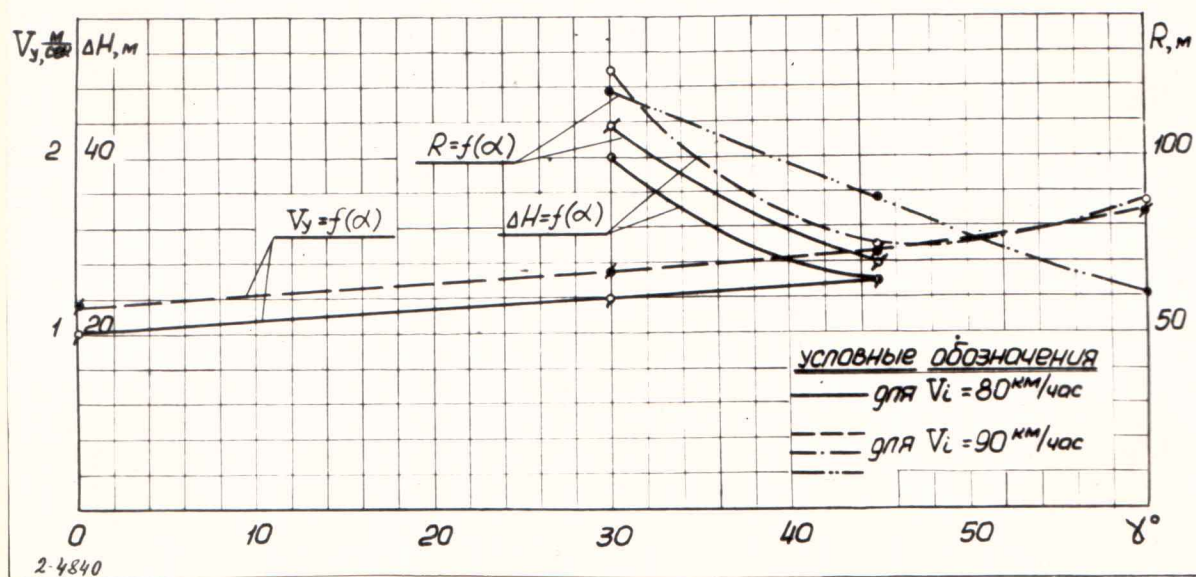
График зависимости скорости снижения, радиуса спирали и потери высоты за 1 виток от угла крена при скоростях $V_i = 80$ и 90 км/час приведен на фиг. 29.

На основании анализа полученных материалов можно сделать вывод, что в парящем полете превышать угол крена 45° не следует, так как это потребует увеличения скорости и увеличит скорость снижения, радиус спирали при этом уменьшится всего на 10-15 м.

Учитывая условия безопасности полета, следует рекомендовать при спирали и на разворотах выдерживать следующие скорости:

- при $\gamma \leq 30^\circ$ — 80 км/час,
- при $\gamma \leq 45^\circ$ — 85-90 км/час,
- при $\gamma \leq 60^\circ$ — 100 км/час.

В парящем полете при крене 45° скорость можно уменьшать до 80 км/час на высоте не ниже 600 м.



Фиг.29. Основные характеристики спирали планера

7/ Испытание на пилотах

При испытании на пилотах были выполнены все основные фигуры пилотажа.

На основании анализа материалов и отзывов летчиков можно сделать вывод хороших пилотажных характеристик планера.

При выполнении фигур пилотажа регистрировались величины изменения высоты, скорости, отклонения рулей и перегрузки по времени.

Ниже приводится описание основных фигур пилотажа и записи приборов при их выполнении.

а/ Петля Нестерова

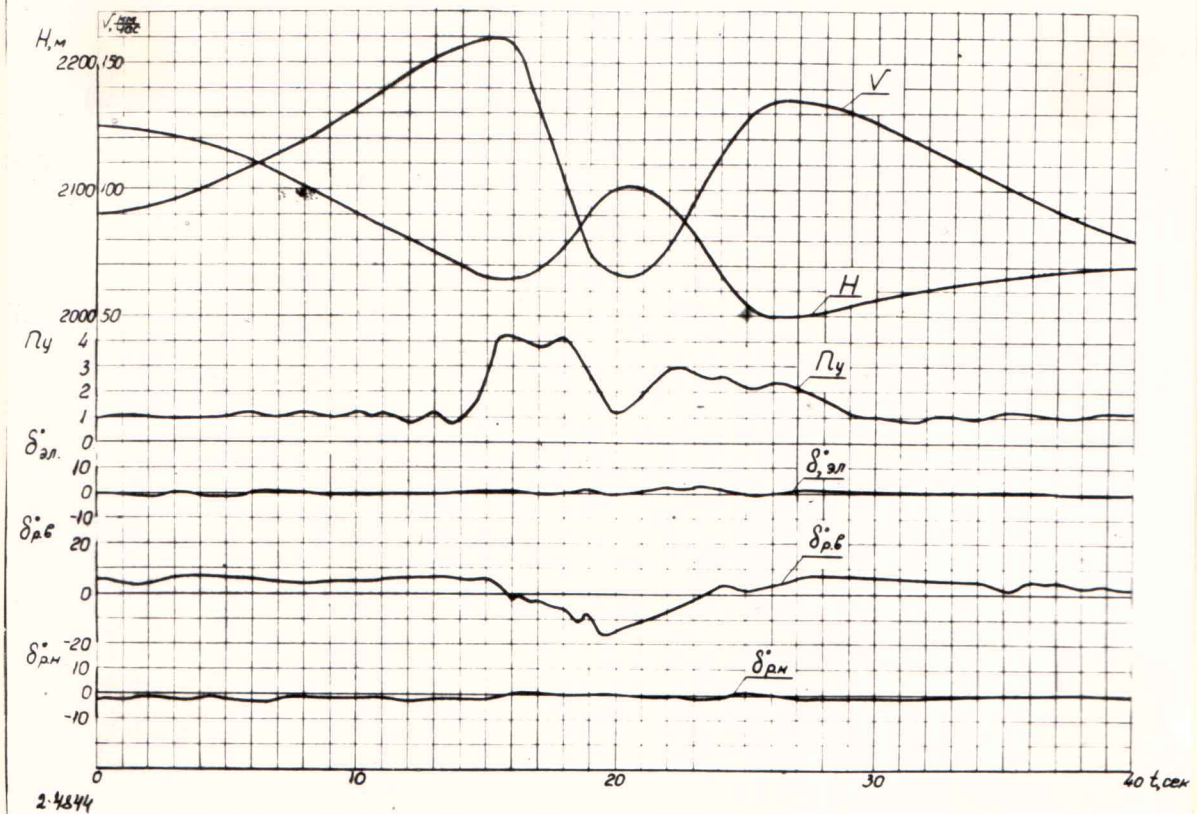
Петля Нестерова выполняется на скорости 160 км/час плавным взятием ручки "на себя" с таким расчетом, чтобы в верхней точке маневра ручка была выбрана доотказа.

Перегрузка на вводе в петлю составляет 4-5g, на выводе не превышает 3g. Потеря высоты при последовательном выполнении ряда петель составляет 25-30 м /см.фиг.31/ на каждую фигуру.

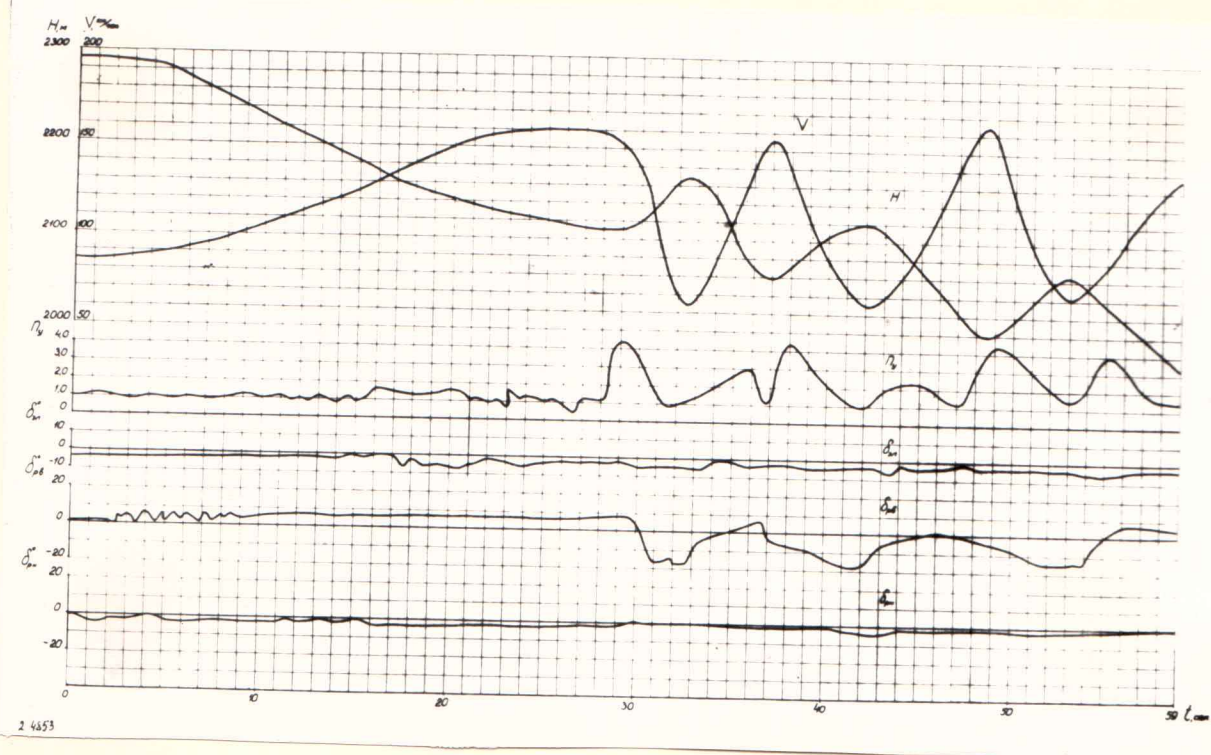
Потеря высоты при выполнении одной петли в среднем составляет 10-15 м /не считая потери при разгоне/. Однако, если во 2-й половине петли ручку удерживать доотказа на себя всю третью четверть петли и выводить из пикирования более энергично, то петля может быть выполнена без снижения. Скорость на выводе в этом случае будет составлять 125-130 км/час. Средняя скорость снижения при непрерывном выполнении серии петель составляет 2,5 м/сек.

б/ Переворот через крыло

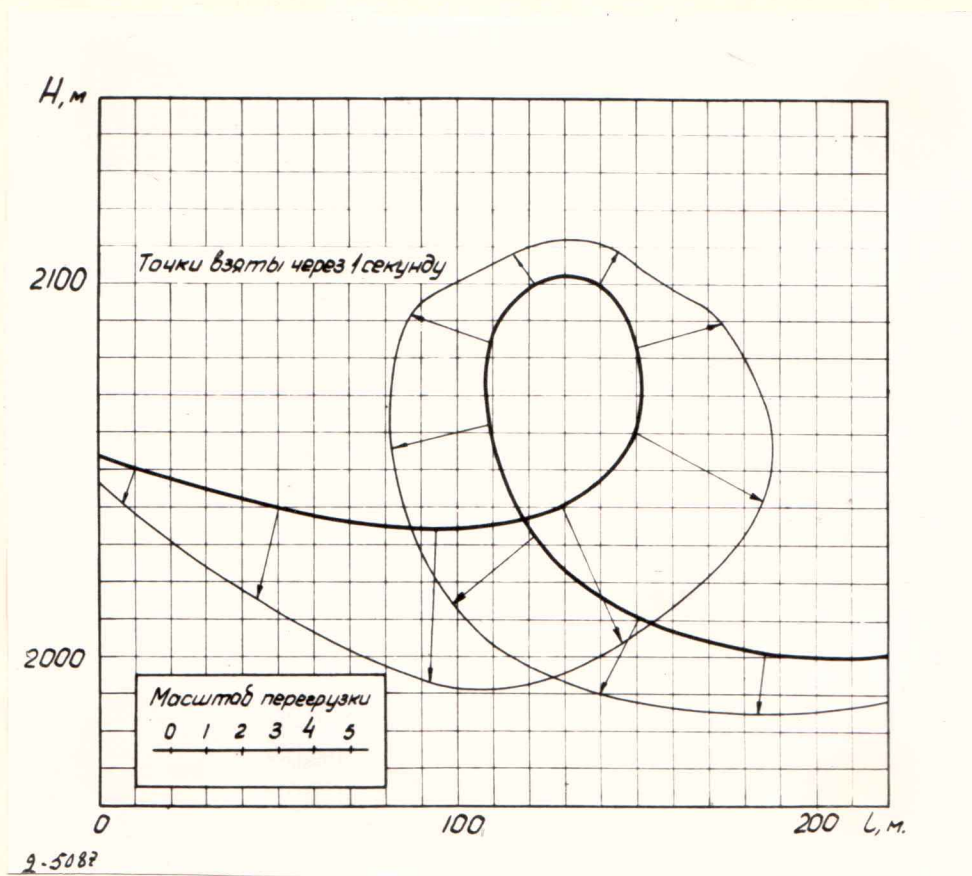
Переворот через крыло /штопорный/ выполняется на скорости 90-95 км/час. При выполнении штопорного переворота на большей



Фиг.30. Петля Нестерова /полет № I от 29/XI-52 г./



Фиг.31. Серия петель Нестерова (полет № 3 от 29/XI-52 г.)



Фиг.32. Траектория и эпюра перегрузок петли Нестерова
(полет № 1 от 29/XI-52 г.)

скорости (110-120 км/час) появляется тенденция к выполнению "бочки". Зафиксировать положение перевернутого полета при этих скоростях трудно.

Управляемый переворот выполняется на скорости 120 км/час. Для выполнения управляемого переворота необходимо увеличить угол тангажа на $10-15^{\circ}$, затем плавно, но энергично дать ручку в сторону переворота. Придерживать обратной ногой не нужно, так как вращение при этом получается менее энергичным. В положении перевернутого полета следует поставить рули нейтрально и производить обычный вывод полупетлей.

Перегрузки при выполнении переворота составляют:

на вводе - $1,5-2g$,

на выводе - $3-3,5g$,

потеря высоты - 70-80 м.

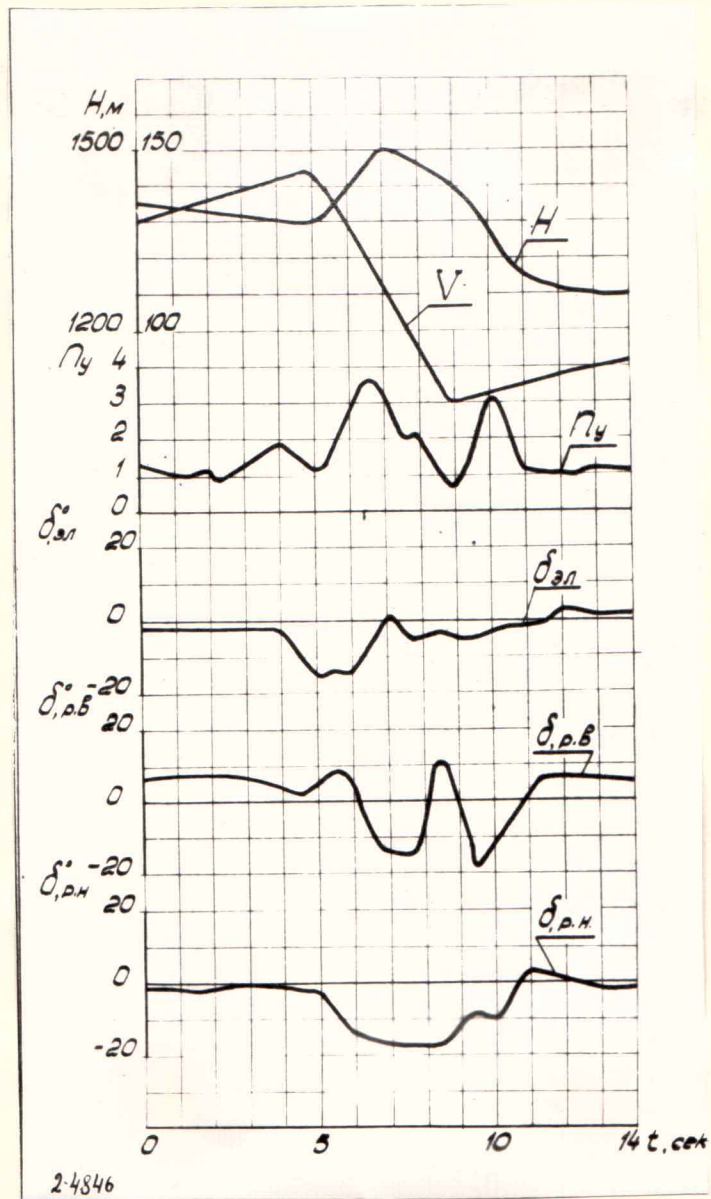
в/ Бочка -

Планер ВА-3 хорошо выполняет как штопорную, так и управляющую бочку. Техника выполнения штопорной "бочки" обычная.

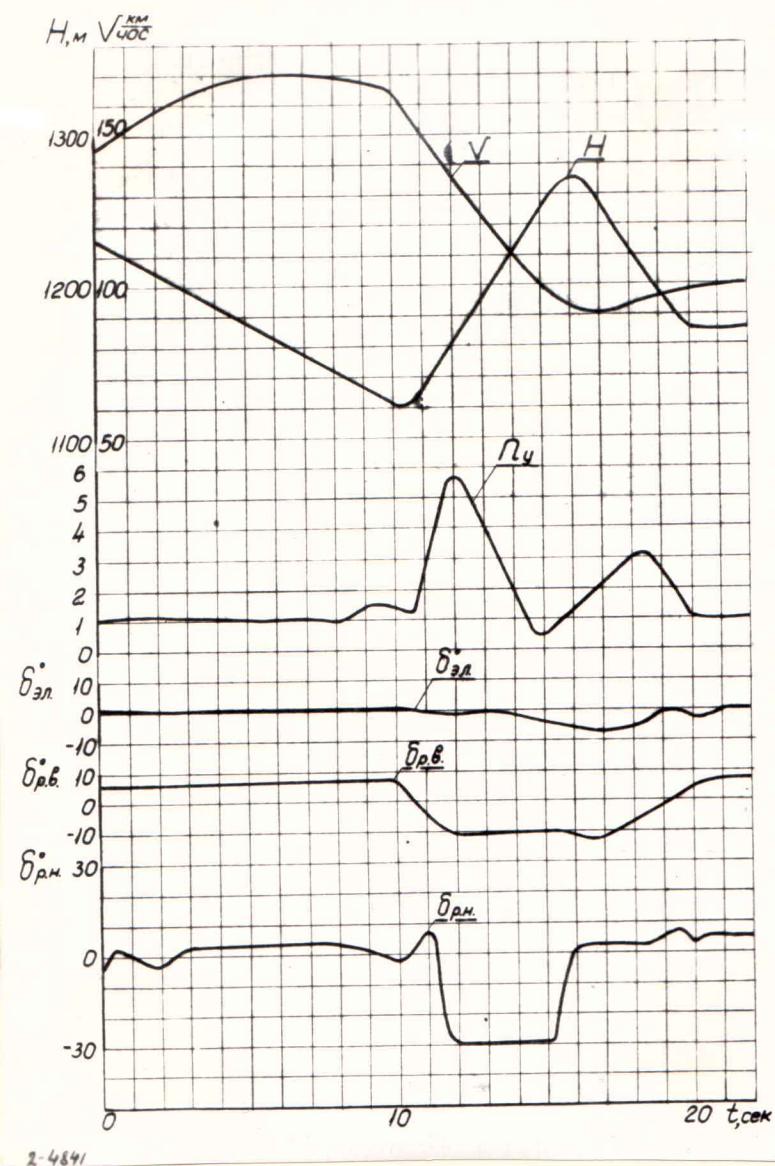
Скорость ввода - 145-150 км/час. Потеря высоты при этом составляет 15-20 м, перегрузка $3,5-4g$.

При скорости ввода 155-160 км/час бочка выполняется без снижения, но перегрузка при этом значительно возрастает. Так, например, при скорости 170 км/час летчиком Выгоновым была получена перегрузка $n^{\circ} \approx 6$. На фиг. 33 и 34 приведены графики штопорных бочек, выполненных летчиками Ивановым и Выгоновым. В технике выполнения управляемой бочки планер ВА-3 имеет некоторые особенности.

На скорости 165-170 км/час выполняется управляемый переворот, затем ручка дается от себя за нейтральное положение



Фиг.33. Штопорная бочка при скорости ввода 145 км/час
(полет № 3 от 29/XI-52 г.)



Фиг.34. Штопорная бочка при скорости ввода 165 км/час
(летчик Выгонов).
Полет № 4 от 4/XI-52 г.

и элероны ставятся нейтрально. После фиксации перевернутого полета выполняется вторая половина бочки путем плавной дачи ручки и ноги в желаемую сторону. В один прием управляемая бочка не выполняется ввиду повышенной поперечной устойчивости и большого стабилизирующего момента крыла.

г/ Иммельман

Иммельман на планере ВА-3 выполняется на скорости 180-190 км/час.

Ввод в иммельман должен быть плавным, так как на такой скорости эффективность руля высоты велика. Ориентиром для начала переворота может служить верхний обрез фонаря.

Переворот в верхней точке может быть выполнен как штопорный, так и управляемый. Перегрузка на иммельмане достигает $6g$, значение перегрузки может быть понижено, если скорость довести до 200-210 км/час при очень плавном вводе. Набор высоты

при $V_{bb} = 185$ км/час - 30 м,

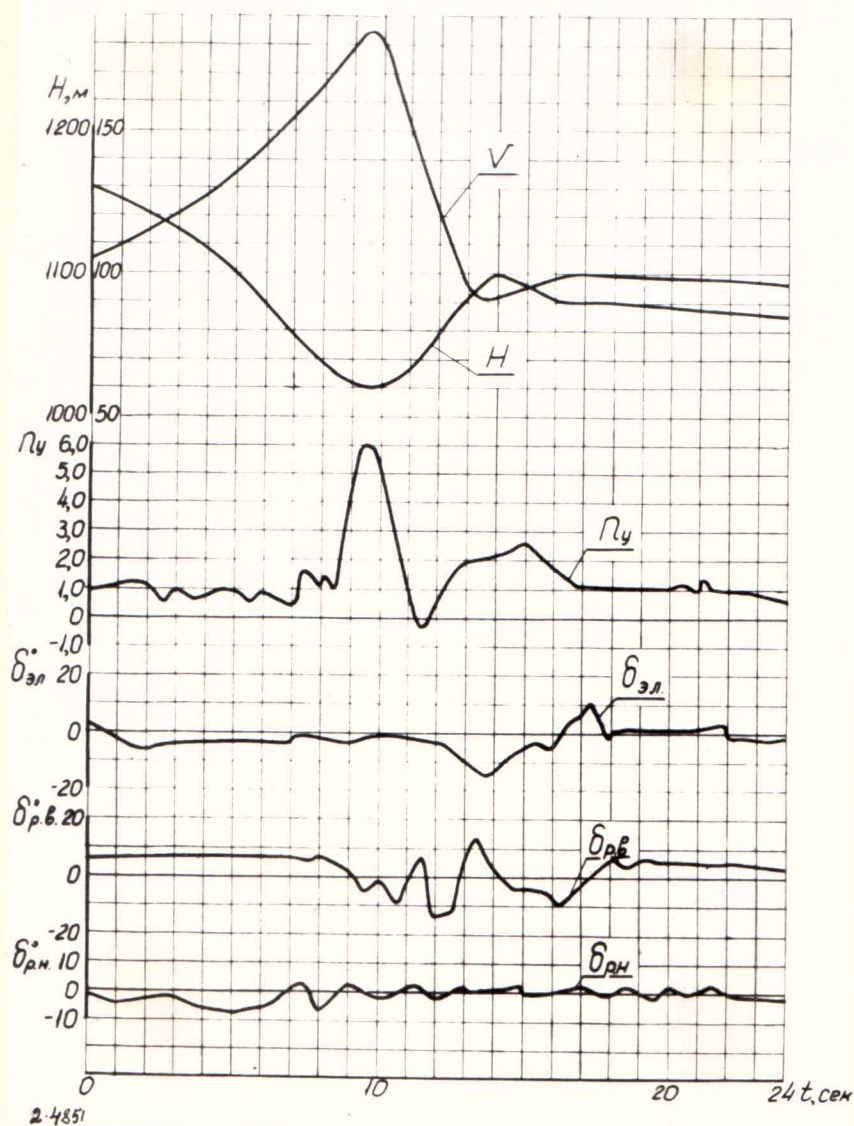
при $V_{bb} = 220$ км/час - 80 м.

На фиг.35 приведены записи приборов при выполнении иммельмана с управляемым переворотом, на фиг.36 - иммельмана, выполненного при скорости ввода 220 км/час со штопорным переворотом в верхней точке.

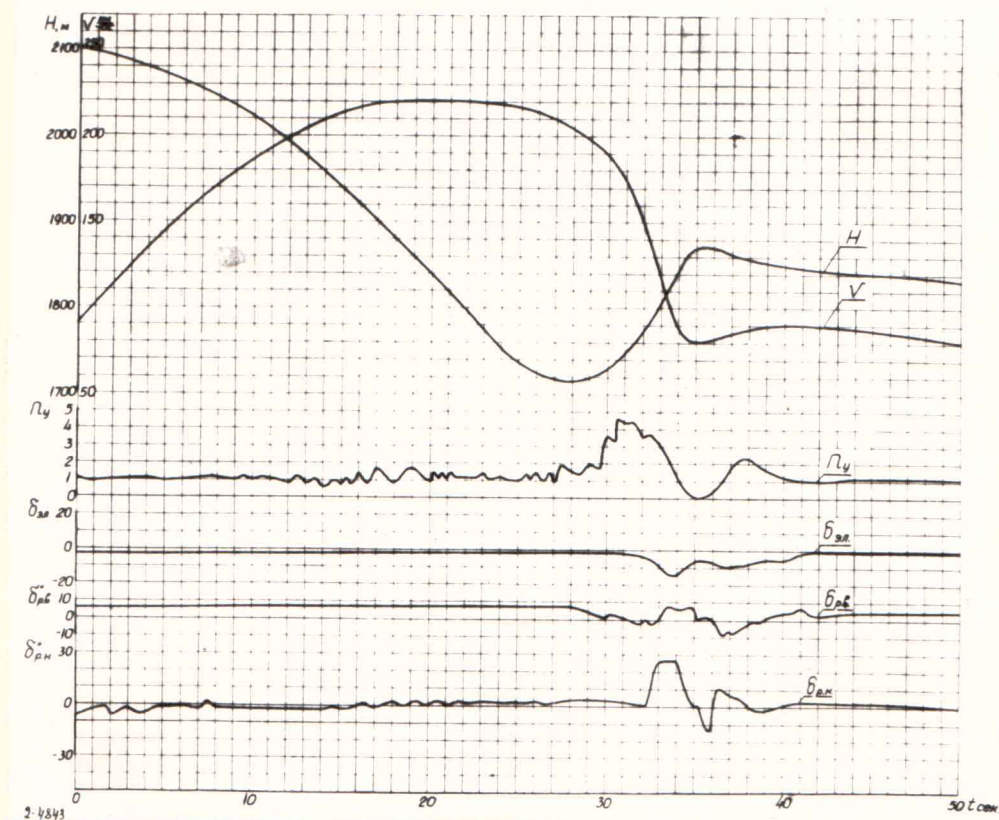
Как видно из графиков, во втором случае перегрузка понижена до $4,5g$, но продолжительность перегрузки возросла вдвое.

д/ Перевернутый полет

Ввод в перевернутый полет легко выполняется с полупетли при скорости 180-190 км/час или с управляемой полубочки при $V_{np} = 165-170$ км/час.



Фиг.35. Полупетля с управляемым переворотом /иммельман/.
Полет № 3 от 29/X-52 г.



Фиг.36. Пикирование и полупетля со штопорным переворотом /иммельман/. (Полет № 3 от 29/X-52 г.)

Техника выполнения перевернутого полета проста. Эффективность рулей достаточна.

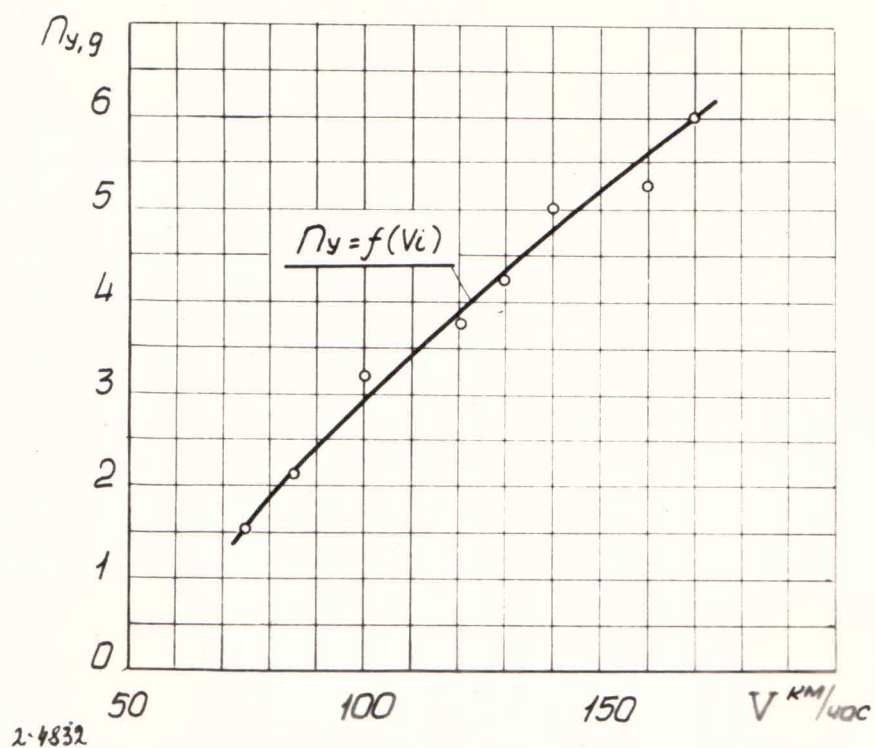
Вывод из перевернутого полета также может быть выполнен полупетлей и полубочкой.

На фиг.17 приведен график изменения основных параметров по времени на пикировании и в перевернутом полете.

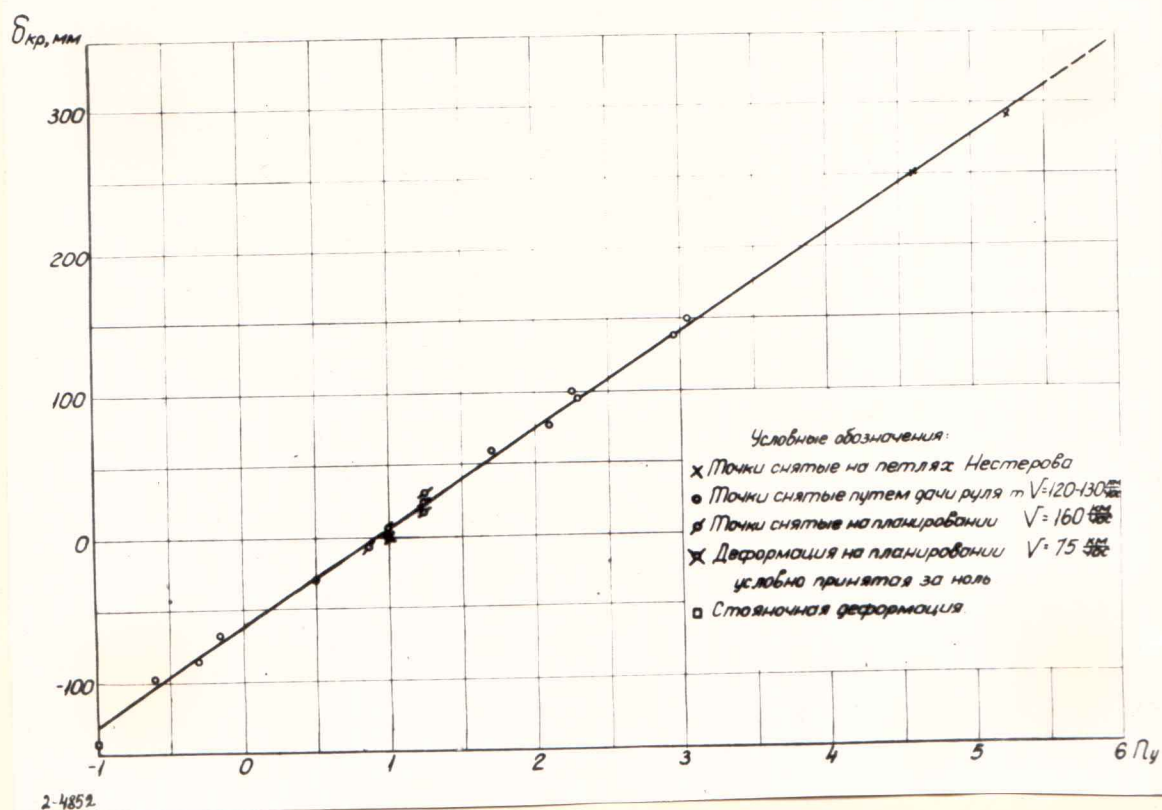
а/ Максимальные перегрузки при различных скоростях и деформация крыла

График изменения максимальной перегрузки при энергичной даче руля в функции скорости приведен на фиг.37. Из приведенного графика видно, что максимальная эксплуатационная перегрузка, равная $6g$, может быть получена при скорости $V_i = 170$ км/час.

При выполнении фигур пилотажа на скорости свыше 170 км/час следует быть осторожным и не допускать резкой дачи руля, так как в противном случае перегрузка может превысить заданную эксплуатационную. График зависимости деформации крыла от перегрузки приведен на фиг.38. На основании данных измерений видно, что при максимальной эксплуатационной перегрузке $6g$ прогиб конца крыла по сравнению с прогибом в прямолинейном полете составляет 350 мм (500 мм по сравнению с прогибом при стоянке на земле).



Фиг.37. Зависимость максимальной перегрузки (при энергичной даче руля) от скорости



Фиг.38. Зависимость прогиба крыла от перегрузки

НЕДОСТАТКИ ПЛАНЕРА, ЗАМЕЧЕННЫЕ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ

В результате испытаний были выявлены следующие недостатки планера:

1/ Ощущается некоторый недостаток эффективности элеронов по сравнению с другими рулями.

2/ При скольжении имеет место явление перекомпенсации руля направления.

3/ Положение педалей при большом росте летчика неудобно. Желательно установить регулируемые педали.

4/ В перевернутом полете ручка находится слишком далеко. Желательно ручку пилота изогнуть и приблизить на 70-80 мм.

5/ Конструкция крепления привязных ремней не предотвращает зависания пилота в перевернутом полете.

УП. СВОДНАЯ ТАБЛИЦА ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЛАНЕРА
ВА-3

а/ Аэродинамические и взлетно-посадочные характеристики

1. Аэродинамическое качество 24,3.
2. Минимальная скорость снижения 0,81 м/сек.
3. Наивыгоднейшая скорость 75 км/час.
4. Взлетная скорость 65 км/час.
5. Посадочная скорость 65 км/час.
6. Посадочная скорость с открытыми интерцепторами 85 км/час.
7. Длина разбега за самолетом ПО-2 120 м при полетном весе 352 кг.
8. Длина пробега 80 м.
9. Время разбега 18 сек.
10. Время пробега 11 сек.
11. Длина взлетной дистанции 715 м.
12. Длина посадочной дистанции 575 м.
13. Качество с открытыми интерцепторами при $V_i = 90$ км/час - 6,2, а при $V_i = 100$ км/час - 7.
14. Скорость снижения с открытыми интерцепторами 4 м/сек.
15. Скорость в перевернутом полете 110 км/час.
16. Скорость снижения в перевернутом полете при $V_i = 110$ км/час - 4 м/сек.
17. Качество в перевернутом полете 7,5.
18. Наивыгоднейшая скорость на спирали с креном до 45° 85-90 км/час.
19. Наивыгоднейшая скорость на спирали с креном 60° 100 км/час.
20. Минимальная потеря высоты за I виток спирали с креном 45° 23 сек.

21. Максимальная скорость буксировки 175 км/час^{х/}.
22. Максимально допустимая скорость планирования 220 км/час^{х/}.

б/ Штопор

1. Минимальная скорость парашютирования 63 км/час.
2. Максимальный угол атаки при устойчивом парашютировании 17°.
3. Скорость ввода в штопор 63-65 км/час.
4. Потеря высоты при срыве в штопор с последующим выводом 120 м.
5. Потеря высоты за I виток установившегося штопора 56 м.
7. Скорость снижения при штопоре 25 м/сек.
8. Угловая скорость при установившемся штопоре 3-3,2 $\frac{1}{\text{сек}}$.
9. Характер штопора - крутой, неравномерный.
10. Величина запаздывания при выводе из установившегося штопора - без запаздывания.

в/ Пилотаж

Петля Нестерова.

Скорость ввода 160 км/час.

Скорость вывода 130 км/час.

Потеря высоты 0-15 м.

Потеря высоты за I петлю при серийном выполнении нескольких петель - 25-30 м.

Средняя вертикальная скорость при серийном выполнении петель - 2,5 м/сек.

Максимальная перегрузка - 4,5-5g.

^{х/} См. отчет по сдаточным испытаниям от 8.10.51 г. ЦК ДОСАВ и инструкцию по летной эксплуатации планера.

Переворот штопорный

Скорость ввода	90-95 км/час.
Скорость вывода	130 км/час.
Потеря высоты	70-80 м.
Максимальная перегрузка	3g.

Переворот управляемый

Скорость ввода	110-120 км/час.
Скорость вывода	140 км/час.
Потеря высоты	90 м.
Максимальная перегрузка	3-3,5g.

Бочка штопорная

Скорость ввода	145-150 км/час.
Скорость вывода	75 км/час.
Потеря высоты	20 м.
Максимальная перегрузка	4-4,5g.

Бочка управляемая

Скорость ввода	165-170 км/час.
Скорость вывода	90 км/час.
Потеря высоты	30-40 м.
Максимальная перегрузка	3-4g.

Иммельман

Скорость ввода	185-190 км/час.
Скорость вывода	75 км/час.
Набор высоты	30-40 м.
Максимальная перегрузка	6g.

УШ. ОТЗЫВЫ ЛЕТЧИКОВ

I. Отзыв летчика Иванова В.В.

За период испытаний мною было выполнено II полетов на высоте до 2750 м. В этих полетах были выполнены все основные фигуры пилотажа: штопор до 4,5 витков, перевернутый полет и пикирование до скорости 260 км/час.

Пилотажные качества планера ВА-3 оставляют весьма хорошее впечатление.

Основным достоинством планера является его хорошая аэродинамика, сравнительная простота управления, четкость выполнения фигур пилотажа и хорошие противоштопорные свойства.

По сравнению с другими машинами того же назначения, на которых я летал /Г-9, ПАИ-6/, пилотажные качества планера ВА-3 я считаю наилучшими.

Хорошие противоштопорные качества машины позволяют летчику уверенно выполнять пилотаж, так как при случайном срыве в штопор машина может всегда легко быть выведена из штопора с небольшой потерей высоты.

В перевернутом полете на различных скоростях планер вполне устойчив и хорошо управляем. Однако крепление привязных ремней не предотвращает зависания летчика в перевернутом полете. При пикировании до скорости 260 км/час машина идет плавно, хорошо сохраняя угол пикирования. Никаких вибраций конструкции при этом не возникает.

Я считаю, что планер ВА-3 удовлетворяет всем требованиям, предъявляемым к рекордно-тренировочному планеру. Считаю, что необходимо повысить поперечную управляемость планера, изменить конструкцию кабины и привязных ремней, чтобы предотвратить

зависание, и создать более наклонное положение летчика, так как в таком положении летчик будет легче переносить отрицательные перегрузки.

Также считаю необходимым произвести поверочный расчет на перевернутый пилотаж и, если потребуется, усиление конструкции. В этом случае планер может быть использован как акробатическая машина.

Ведущий летчик
спортсмен-планерист
3-го МГСК

и /Иванов/

взнос: Годиш



2. Отзыв летчика Бобарыкина Ивана Федоровича

За время испытания и в период эксплуатации планера ВА-3 в 3-ем Московском городском аэроклубе мною произведен ряд полетов на данном планере, по которым можно сделать вывод, что планер ВА-3 достаточно прост в пилотировании и по своим летным качествам соответствует требованиям для рекордно-тренировочных полетов.

На взлете и посадке планер устойчив, конструкция лыжи обеспечивает достаточную амортизацию.

При полете на буксире планер не создает большой нагрузки на самолет ПО-2, что подтверждается набором высоты 2750 м.

При выполнении фигур пилотажа планер хорошо управляем, из штопора выходит без запаздывания.

Как недостаток, при выполнении фигур пилотажа ощущается стесненность в кабине, главным образом недостаточен поперечный ход ручки. При серийном выпуске считаю целесообразным предложить изменение конструкции кабины в целях создания максимального удобства летчику: переделать сидение пилота под спинной парашют и вписать фонарь в контур фюзеляжа.

В целях улучшения удобства управления и использования полного хода рулей ручку пилота изогнуть и приблизить к пилоту на 70-80 мм, изменить передаточное соотношение к элеронам, чтобы можно было использовать полный ход элерона.

При внесении этих изменений планер ВА-3 может быть использован в учебных организациях для обучения спортсменов-любителей высшего пилотажа и парящим полетам в сложных метеоусловиях.

Летчик

/Бобарыкин/

Отзыв летчика Выгонова В.Е.

За период испытаний мною были выполнены все основные фигуры пилотажа и штопор до 2-х витков.

По пилотажным качествам планер ВА-3 вполне удовлетворяет требованиям, предъявляемым к тренировочным планерам.

Все основные фигуры пилотажа выполняются четко, техника выполнения фигур существенно не отличается от других типов планеров.

Характер штопора планера ВА-3 крутой, выходит из штопора без запаздывания.

При выполнении штопора ручку необходимо добирать полностью на себя, так как в противном случае планер самопроизвольно выходит из штопора. Однако парашют пилота мешает полному взятию ручки на себя.

Для устранения этого недостатка конструкцию ручки следует соответственно изменить.

Конструкцию фонаря желательно изменить, вписав его в контур фюзеляжа, так как при этом улучшится аэродинамика, а необходимые габариты кабины будут обеспечены.

Общее впечатление о летных качествах планера ВА-3 хорошее. Машина может быть с успехом использована в учебных организациях ДОСААФ для обучения спортсменов-планеристов высшему пилотажу и парящим полетам.

Мастер планерного спорта

/Выгонов В.Е./

ВЫВОДЫ

1. Опытный рекордно-тренировочный планер ВА-3/48 № 0104, изготовленный заводом МАП СССР № 475, заводские летные испытания прошел удовлетворительно.

2. Модернизированный планер ВА-3/48 № 0104 имеет полетный вес 335 кг. При испытаниях полетный вес планера вместе с установленным экспериментальным оборудованием весом 27 кг и пилотом с парашютом весом 80 кг составлял 352 кг.

Минимальная скорость снижения планера у земли равна 0,8 м/сек, время взлета равно 18 сек, посадочная скорость равна 65 км/час.

3. Устойчивость и управляемость планера на всем диапазоне летных скоростей как в нормальном, так и в перевернутом полете хорошие. Отмечена перекомпенсация руля направления при больших отклонениях.

4. При испытаниях скорость пикирования была доведена до 260 км/час. Вибраций типа флаттер в диапазоне скоростей 60-260 км/час не наблюдается.

5. Планер обладает хорошими противоштопорными свойствами: из установившегося штопора /после 4-х витков/ выводится без запаздывания стандартным способом.

6. Управляемость планера при выполнении всех фигур пилотажа хорошая.

Все фигуры выполняются четко, техника выполнения фигур проста.

7. Необходимо произвести конструктивную доработку планера, устранив выявленные при летных испытаниях дефекты.

И.о.ведущего инженера
Начальник лаборатории 23

Иванов В.В./

Проценко И.К./

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Планер ВА-3/48 может быть рекомендован как учебно-тренировочная машина для обучения высшему пилотажу и парящим полетам.

2. Полученные в настоящей работе материалы использовать при уточнении норм прочности для планеров.

Начальник комплекса № 2 ЛИИ

Начальник лаборатории № 23

Председатель комиссии по
испытаниям

и/п /Миронов А.Д./

и/п /Проценко И.К./

вз. по: Годилов

/Бобарыкин И.Ф./



Без права выноса с территории учреждения и опубликования в открытой печати

Оформлено 2 экз.

{ Оформлял *А. А. Макаров*
Корректировал

Число стр. 79

"4" XI 1960 г.

НК