

Министерство высшего и среднего
специального образования Р С Ф С Р

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ ИМЕНИ С.П.КОРОЛЕВА

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ
И ХАРАКТЕРИСТИК
ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА

Методические разработки
для курсового
и дипломного проектирования

Куйбышев 1976

В методических разработках рассматривается метод выбора параметров и характеристик гражданского самолета, основанный на применении общей теории оптимального проектирования.

На основе исследуемого типа гражданского самолета составляется алгоритм последовательного расчета, оптимизации параметров и характеристик. Составлена программа расчета на ЭВМ, написанная на машинном языке АЛГОЛ-60 для варьируемых в заданном диапазоне параметров и характеристик самолета. Решение алгоритма позволяет выбрать рациональные геометрические, аэродинамические и весовые параметры проектируемого самолета по минимуму экономического критерия-себестоимости перевозок.

Разработки используются студентами при выполнении курсовых и дипломных проектов. Они могут найти применение также в практике инженерных расчетов, проводимых конструкторскими бюро.

Составитель И.П. В и с л о в

С Куйбышевский авиационный институт, 1976

О с н о в н ы е о б о з н а ч е н и я

- a - себестоимость перевозок, коп/тс·км ;
 $V_{кр}$ - скорость крейсерского полета, км/час;
 $H_{кр}$ - высота крейсерского полета, км;
 ρ_0 - нагрузка на м² поверхности крыла, кгс/м²;
 λ - удлинение крыла;
 \bar{c}_0 - относительная толщина крыла у корня;
 $\bar{c}_{го}$ - относительная толщина горизонтального оперения;
 $\chi_{1/4}$ - стреловидность крыла по четверти хорд, рад ;
 m - степень двухконтурности ТРД;
 $L_p, L_{аэр}$ - расчетная дальность полета, км;
 $G_{кн}$ - вес коммерческой нагрузки, кгс;
 $n_{пасс}$ - число пассажиров, чел;
 $n_{дв}$ - число двигателей;
 $L_{впл}$ - длина взлетно-посадочной полосы, м ;
 $L_{кль}$ - длина концевой полосы безопасности, м;
 $L_{прер}$ - дистанция прерванного взлета, м;
 $G_{сл}$ - вес служебной нагрузки, кгс;
 $T_{рес}$ - ресурс конструкции самолета, час;
 $T_{дв}$ - ресурс конструкции двигателя, час;
 t_c - межремонтный ресурс конструкции самолета, час;
 $t_{дв}$ - межремонтный ресурс конструкции двигателя, час;
 K - аэродинамическое качество самолета;
 k - коэффициент;
 $n_{лпс}$ - число летно-подъемного состава, чел;
 $n_{сн}$ - число бортпроводников, чел;
 p^a - эксплуатационное давление в гермокабине самолета, атм ;

$\sin \theta_{отк}$ - угол наклона траектории при отказе одного двигателя на взлете, рад;

\bar{b}_3 - относительная хорда закрылка;

\bar{l}_3 - относительный размах закрылка;

$\bar{l}_{эл}$ - относительный размах элеронов;

$\bar{b}_{пр}$ - относительная хорда предкрылка;

$\bar{l}_{пр}$ - относительный размах предкрылка;

$\Delta \bar{b}_{кр}$ - относительное увеличение хорды крыла при выдвижении механизации;

η - относительное сужение трапецевидной части крыла;

α - угол атаки крыла в посадочном положении, рад;

ρ'_0 - массовая плотность воздуха в расчетных условиях ($t' = 30^\circ\text{C}$, $P = 760$ мм рт.ст.), кгс.сек²/м⁴;

γ_T - удельный вес топлива, кгс/дм³;

γ_m - удельный вес материала конструкции, кгс/дм³;

$T_3^{\circ}\text{K}$ - температура газа на входе в лопатки турбины;

π_k - степень повышения давления на входе в компрессор ТРДД;

$D_{ф}$ - диаметр фюзеляжа, м;

$\lambda_{ф}$ - удлинение фюзеляжа;

$L_{ф}$ - длина фюзеляжа, м;

$\Delta \bar{x}_{тэ}$ - эксплуатационный разбег центровки самолета;

$M_{кр}$ - крейсерское число M полета;

$a_{зв}$ - скорость звука, м/сек;

$M_{крит.}$ - критическое число M полета;

$C_{y_{кр}}$ - коэффициент подъемной силы крыла в крейсерском полете;

C_{p_0} - начальный удельный расход топлива, кгс/кгс.час ;

$C_{p_{кр}}$ - удельный расход топлива в крейсерском полете, кгс/ кгс.час;

G_0 - взлетный вес самолета, кгс;

$\bar{g}_{кр}$ - относительный вес конструкции крыла;

- $\bar{G}_{ф}$ - относительный вес фюзеляжа;
- $\bar{G}_{го}$ - относительный вес горизонтального оперения;
- $\bar{G}_{во}$ - относительный вес вертикального оперения;
- $\bar{G}_{оп}$ - относительный вес оперения;
- $\bar{G}_{обт}$ - относительный вес обтекателя;
- $\bar{G}_{ш}$ - относительный вес шасси;
- $\bar{G}_к$ - относительный вес конструкции самолета;
- $\bar{G}_{пуст}$ - относительный вес пустого самолета;
- $\bar{G}_{пос}$ - относительный посадочный вес;
- $\bar{G}_{об.упр}$ - относительный вес оборудования и управления;
- $\bar{G}_{топ}$ - относительный вес топлива;
- $\bar{G}_{с.у}$ - относительный вес силовой установки;
- $\bar{G}_{т.с}$ - относительный вес топливной системы;
- $Q_{час}$ - часовой расход топлива, кгс/час;
- P_0 - стартовая тяга двигателей, кгс;
- \bar{P}_0 - стартовая тягсвооруженность самолета;
- S - площадь крыла самолета, м²;
- l - размах крыла самолета, м ;
- b_k - корневая хорда крыла, м ;
- $b_{кч}$ - концевая хорда крыла, м;
- b_A - средняя аэродинамическая хорда крыла, м;
- b_B - бортовая хорда крыла, м;
- σ_3 - угол отклонения закрылка на взлете, рад;
- C_y^α - производная подъемной силы крыла по углу атаки;
- C_y^σ - производная подъемной силы крыла по углу отклонения закрылка;
- $C_{y_{max}}$ - максимальный коэффициент подъемной силы крыла самолета;
- $a_{го}$ - статический коэффициент горизонтального оперения;
- $L_{го}$ - плечо горизонтального оперения, м;

- $L_{вo}$ - плечо вертикального оперения, м ;
 $S_{го}$ - площадь горизонтального оперения, м²;
 $S_{во}$ - площадь вертикального оперения, м;
 $S_{мф}$ - площадь миделя фюзеляжа, м²;
 $S_{ммг}$ - площадь миделя мотогондол, м²;
 Re - число Рейнольдса;
 C_f - коэффициент трения плоской пластинки по сравнению с аэродинамическими характеристиками крыла;
 C_{x_0} - минимальный коэффициент сопротивления самолета;
 K_v - коэффициент падения тяги;
 $a_x, \delta_x, d_x,$
 n_x, n^z, n^p - коэффициенты перегрузки;
 ψ - коэффициент разгрузки крыла.

С о к р а щ е н и я

- ВПП - взлетно-посадочная полоса
ТРДД - двухконтурный турбореактивный двигатель
ТРД - турбореактивный двигатель
САХ - средняя аэродинамическая хорда
ЭВМ - электронная вычислительная машина
УПС - управление пограничным слоем
МВЛ - местная воздушная линия

И н д е к с ы

- | | | | |
|-----|---------------------------|---------|--------------------------|
| кр | - крейсерский, крыло | об.упр. | -оборудование-управление |
| го | - горизонтальное оперение | лпс | - летно-подъемный состав |
| во | - вертикальное оперение | наб | - набор |
| дв | - двигатель | пасс | - пассажир |
| топ | - топливо | пос | - посадочный |
| к | - конструкция | взл | - взлетный |
| кн | - коммерческая нагрузка | пуст | - пустой |
| р | - расчетный | прер | - прерванный |
| оп | - оперение | прод | - продолженный |
| отр | - отрыв | разб | - разбег |

рс - ремонт самолета
проб - пробег
рд - ремонт двигателя
рейс - рейсовый
сер - серийный
су - силовая установка

сл - служебный
эк - экипаж
бп - бортпроводник
ш - шасси
ф - фюзеляж
цт - центр тяжести

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ, ОСНОВНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Для заданных значений коммерческой нагрузки, расчетной дальности полета (наибольшая дальность с максимальной коммерческой нагрузкой) и при заданном классе аэродрома определить рациональные аэродинамические, геометрические и весовые параметры и характеристики самолета на заданное число пассажирских мест.

В качестве критерия оптимизации принимается себестоимость перевозок. На основании принятого экономического критерия оптимизации составляется целевая функция - уравнение существования самолета^х, представляющая собой зависимость параметров оптимизации от критерия оптимизации. Задача оптимизации сводится к нахождению минимума взлетного веса самолета и в конечном счете к нахождению минимума себестоимости перевозок.

Оптимизируемыми параметрами и характеристиками являются:

скорость крейсерского полета - $V_{кр}$, км/час;

высота крейсерского полета - $H_{кр}$, км;

нагрузка на м² поверхности крыла - ρ_0 , кгс/м²;

удлинение крыла - λ ;

относительная толщина крыла у корня - $\bar{\epsilon}_0$;

стреловидность крыла по четверти хорд - $\chi_{1/4}$;

степень двухконтурности ТРДД - m .

Примечание. Наименование и число параметров оптимизации может варьироваться. В соответствии с этим изменяется алгоритм оптимизации и размерность задачи. В данных разработках рассматривается семимерная задача, решаемая методом сканирования [1] или слепого поиска. Преимущество метода сканирования в том, что он не предъявляет особых требований к виду функций, связывающих искомые параметры с критерием оценки. Следует подчеркнуть, что сканирование является единственным надежным методом поиска глобального экстремума, т.е. самого оптимального среди локальных экстремумов и функции или их производные не обязательно должны быть непрерывными, их можно задавать как аналитическим так и табличным способами (табл. 1,2).

^х Впервые уравнение существования самолета получено В.Ф. Болховитиновым в 1946 году.

С математической точки зрения задача формулируется следующим образом: требуется найти такую точку на гиперповерхности в семи-мерном ограниченном пространстве параметров, в которой реализуется экстремум комплексного критерия оценки рассматриваемых вариантов самолета - минимум себестоимости перевозок.

Зависимыми и также оптимизируемыми параметрами самолета являются: число двигателей на самолете - $n_{дв}$; тяговооруженность при взлете - \bar{P}_0 ; взлетный вес самолета - G_0 и другие параметры.

Основные технико-экономические характеристики самолета:

расчетная дальность полета - L_p , км;
коммерческая нагрузка - $G_{кн}$, кгс;
количество пассажиров - $n_{пасс}$ чел;
длина взлетно-посадочной полосы - $L_{впп}$, м;
длина концевой полосы безопасности - $L_{кпб}$, м;
дистанция прерванного взлета - $L_{пер}^X$, м;
вес служебной нагрузки (питания, запаса кислорода, химической жидкости и др.):

$$G_{сл} = 14 \frac{\text{кгс}}{\text{чел}} \text{ на } 1 \text{ час полета};$$

$$G_{сл} = 20 \frac{\text{кгс}}{\text{чел}} \text{ на } 9 \text{ час полета};$$

ресурс конструкции самолета - $T_{рес}$, час;
относительный расчетный посадочный вес - $\bar{G}_{пос} = \frac{G_{пос}}{G_0}$;
ресурс конструкции двигателя - $T_{дв}$, час;
межремонтный ресурс конструкции самолета - t_c , час;
межремонтный ресурс конструкции двигателя - $t_{дв}$, час;
коэффициент среднегодовой коммерческой загрузки самолета:

$$k_{загр} = 0,65 \text{ (союзные линии)};$$

$$k_{загр} = 0,7 - 0,75 \text{ (международные и трансатлантические линии)};$$

коэффициент дросселирования двигателей в крейсерском полете -

$$k_{др} = 0,8 - 0,85;$$

число членов летно-подъемного состава (пилот, штурман, бортинженер) - $n_{лпс}$;

количество бортпроводников (на 50 пассажиров I бортпроводник) - $n_{бп}$;

X В данной работе принято $L_{пер} = L_{впп}$

эксплуатационное давление в гермокабине самолета -

$$\rho^3 = 0,3 \text{ ати (H = 3 - 6 км);}$$

$$\rho^3 = 0,5 \text{ ати (H = 6 - 10 км);}$$

угол наклона траектории при отказе одного двигателя на взлете - $\sin \theta_{отк} = 0,03$.

Т а б л и ц а 1

Тип аэродрома	Покрытие	П а р а м е т р ы		
		$L_{впп}$ м	$L_{кпб}$ м	$L_{прер}$ м
Внеклассный	Бетонное	> 3000	400	$L_{впп}$
I класс	"	2500 - 3000	400	$L_{впп}$
II класс	"	2000 - 2500	400	$L_{впп}$
III класс	"	1000 - 2000	400	$L_{впп}$
IУ класс	грунтовое	1500	250	$L_{впп}$
У класс	"	до 600	50	$L_{впп}$

Т а б л и ц а 2

Взлетный вес самолета, кгс	П а р а м е т р ы					
	L_p км	$G_{нос}$	$T_{рес}$ час	$T_{об}$ час	t_c час	$t_{гб}$ час
$G_o \leq 5600$	1000	0,95	15000	4000	5000	2000
$G_o \leq 20000$	3000	0,9	20000	6000	5000	2000
G_o до 100000	5000	0,85	30000	8000	5000	2000
$G_o > 100000$	5000	0,75	40000	10000	5000	2000

АЛГОРИТМ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК ГРАЖДАНСКОГО САМОЛЕТА

Вычислительный алгоритм выбора параметров и характеристик исследуемого или проектируемого самолета является математической моделью процесса формирования облика самолета. Учитывается связь между отдельными параметрами и характеристиками агрегатов и самолета в целом. Это позволяет получить с заданным сочетанием параметров геометрические, аэродинамические и весовые характеристики агрегатов, а так-

же определить себестоимость эксплуатации сформированного самолета на расчетной авиалинии.

Алгоритм отражает логику проектирования самолета с использованием приближенных формул и последующим циклическим уточнением их до получения любой наперед заданной точности.

Несмотря на то, что во внешнем блоке задача решается перебором вариантов (метод слепого поиска) как семимерная задача оптимизации, алгоритм позволяет получить оптимальные параметры самолета при выбранном числе дискретных значений оптимизируемых параметров.

Дискретные значения студент принимает на основании статистики исследуемого класса самолетов или из табл.3.

Т а б л и ц а 3

Диапазон изменения исследуемых параметров

$V_{кр}$ км/час	300	350	400	450	500	600	700	800	900	1000
$H_{кр}$ км	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
ρ_0 кгс/м ²	100	120	150	180	200	300	400	450	500	600
λ	6	7	8	9	10	11	12	-	-	-
\bar{c}_0	0,08	0,10	0,12	0,14	0,16	0,18	0,20	-	-	-
$\chi_{1/4}$ град	0	20	25	30	35	40	-	-	-	-
m	0	2	4	6	8	10	-	-	-	-

По этим дискретным значениям строятся графики изменения критерия оптимизации в зависимости от изменения каждого из оптимизируемых параметров и находятся его оптимальные значения. В процессе вычисления на ЭВМ по алгоритму для каждого варианта сочетаний параметров определяются остальные расчетные величины, которые вместе с исходными параметрами определяют облик самолета и оценивают его по критерию оптимизации - себестоимости эксплуатации на расчетной авиалинии.

В табл. 4 приводятся постоянные параметры, которые не зависят от схемы самолета.

Т а б л и ц а 4

Наименование	Обозначение	Значение
Относительная хорда закрылка	\bar{b}_3	0,3
Относительный размах закрылка	\bar{c}_3	0,65 - 0,7

Наименование	Обозначение	Значение
Относительный размах элеронов с законцовкой крыла	$\bar{l}_{эл}$	0,25
Относительная хорда предкрылка	$\bar{b}_{пр}$	0,14
Относительный размах предкрылка	$\bar{l}_{пр}$	0,9
Относительное увеличение хорды крыла при выдвижении механизации	$\Delta \bar{b}_{кр}$	0,17
Относительное сужение трапецевидной части крыла	?	2 - 3,5
Угол атаки крыла в посадочном положении самолета	$\alpha, \text{ рад}$	0,21 (12°)
Массовая плотность воздуха в расчетных условиях взлета ($t = 30^\circ\text{C}$, $P = 760 \text{ мм рт.ст.}$)	$\rho_0,$ кгс·сек ² /м ⁴	0,114
Удельный вес топлива	$\gamma_{топ}, \text{ кгс/дм}^3$	0,82
Удельный вес материала конструкции	$\gamma_m, \text{ кгс/дм}^3$	2,47
Температура газа на входе в лопатки турбины	$T_3, \text{ К}$	1400
Степень повышения давления на входе в компрессор ТРДЦ	π_k	25
Относительная толщина τ_0	\bar{c}_{τ_0}	0,10
Диаметр фюзеляжа	$D_{ф}$	Определяется в зависимости от $n_{пас.}$ L_p $G_{кн}$
Удлинение фюзеляжа	$\lambda_{ф}$	
Длина фюзеляжа	$L_{ф}$	
Эксплуатационный разбег центровки	$\Delta X_{тз}$	0,16

АЛГОРИТМ АНАЛИТИЧЕСКОГО ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ И ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

1. Ввод исходных данных (табл.1,2).
2. Определение числа M в крейсерском полете

$$M_{кр} = \frac{V_{кр}}{3,6 a_{зв}} ; \quad (I)$$

Скорость звука на рассматриваемой высоте полета

$$a_{зв} = 20 \sqrt{288 - 6,45 H_{кр}} \quad \text{м/сек.}$$

3. Расчет коэффициента подъемной силы C_y крыла в крейсерском полете:

$$C_{y_{кр}} = \frac{1,9 \rho_0 (20 + H_{кр})}{50 M_{кр}^2 (20 - H_{кр}) (288 - 6,45 H_{кр})} \quad (2)$$

4. Критическое число M полета самолета:

$$M_{крит} = 1 - 0,445(\lambda - 1)^{1/3} (0,175 + 3,25 \bar{c}_0) \left(\cos^3 \chi_{1/4} + \frac{0,365 C_y^2}{\cos^5 \chi_{1/4}} \right) \quad (3)$$

5. Проверка: если $M_{крит} \geq M_{кр}$ идти к II.

6. Невязка по числу M

$$\xi_M = \frac{M_{крит}}{\sqrt{C_y}} - M_{кр}$$

7. Новое значение C_y

$$C_{y_{кр}} = C_{y_{кр}} + \frac{\xi_M}{M_{крит}} \sqrt{C_{y_{кр}}^3}$$

8. Проверка возможности закончить цикл

если $|\xi_M| < 0,0002$ идти к II.

9. Защита от заклинивания при неудачном сочетании параметров:

если $C_{y_{кр}} < 1$ идти к 4.

10. Идти к следующему варианту

(конец блока определения C_y и M полета. Начало см. п. 2).

- II. Удельный расход топлива для $(M, H) = 0$:

а) тяжелых магистральных самолетов

$$C_{p_0} = \frac{0,85}{1 + 0,5 \sqrt{m}} \text{ кгс/кгс.час;} \quad (4)$$

б) легких реактивных самолетов*

$$C_{p_0} = \frac{0,785}{1 + 0,5 \sqrt{m}} \text{ кгс/кгс.час.} \quad (4a)$$

12. Удельный расход топлива в крейсерском полете

а) тяжелых магистральных самолетов

$$C_{p_{кр}} = 0,9 [C_{p_0} + M_{кр} (0,494 - 0,0145 H_{кр})] \text{ кгс/кгс.час;} \quad (5)$$

б) легких реактивных самолетов

$$C_{p_{кр}} = 0,93 [C_{p_0} + 10^{-4} m^3 + (0,63 - 0,0145 H_{кр}) M_{кр}] \text{ кгс/кгс.час.} \quad (5a)$$

Начало итерационного цикла определения G_0

13. Взлетный вес самолета первого приближения

$$G_0^I = 4 G_{кн} \text{ кгс.}$$

* Здесь и в дальнейшем приводятся формулы, модифицированные из известных источников [1] - [5] с учетом обработки характеристик тяжелых и легких реактивных гражданских самолетов, а также с учетом перспективного развития таких самолетов и двухконтурных турбореактивных двигателей.

Формирование геометрии крыла

14. Площадь крыла самолета

$$S = \frac{G_0}{\rho_0}, \quad \text{м}^2, \quad (6)$$

15. Размах крыла самолета

$$l = \sqrt{\lambda S}, \quad \text{м}. \quad (7)$$

16. Корневая хорда крыла [4]

$$b_k = \frac{2S}{l} \frac{\eta}{1+\eta}, \quad \text{м}. \quad (8)$$

17. Концевая хорда крыла

$$b_{кч} = \frac{b_k}{\eta}, \quad \text{м}. \quad (9)$$

18. Средняя аэродинамическая хорда крыла

$$b_A = \frac{4}{3} \sqrt{\frac{S}{\lambda}} \left[1 - \frac{\eta}{(\eta+1)^2} \right], \quad \text{м}. \quad (10)$$

19. Бортовая хорда крыла

$$b_{борт} = b_k \left[1 - \frac{D_{\varphi}}{l} \left(1 - \frac{1}{\eta} \right) \right], \quad \text{м}. \quad (11)$$

Определение эффективности механизации крыла

20. Влияние относительного размаха закрылков на их эффективность

$$f(\bar{\ell}_3) = \bar{\ell}_3^2 - \bar{\ell}_3 (\bar{\ell}_3 - 1) (1,22 + 0,072\eta); \quad (12)$$

$$\bar{\ell}_3 = \frac{(l \bar{\ell}_3 - 0,8 \pi^{*} \delta \ell_{\text{впр}}^2)}{l}$$

Зависимость эффективности закрылка получена с использованием данных РДК, т.1.

21. Угол отклонения закрылка на взлете (по статистике)

$$\sigma_3 = 0,436, \text{ рад}; \quad \sigma_3^* = 25^\circ.$$

22. Угол отклонения закрылка, соответствующий началу падения его эффективности в зависимости от стреловидности крыла (по статистике)

$$\sigma_0 = 0,6 \sqrt{\cos^3 \chi_{1/4}} \quad (13)$$

23. Тангенс угла стреловидности оси шарниров закрылка

$$\text{tg } \chi_3 = \text{tg } \chi_{1/4} + \frac{3}{\lambda} \frac{\eta - 1}{\eta + 1} (\bar{b}_3 - 1) \quad (14)$$

24. Приращение подъемной силы за счет предкрылка

$$c_{y_{\text{пр}}} = 0,39 [1 - 25 (\bar{b}_{\text{пр}} - 0,2)^2] [1 - (\bar{\ell}_{\text{пр}} - 1)^2] \cos \chi_{1/4} \quad (15)$$

Цикл оптимизации угла отклонения закрылка
для получения максимального прироста подъемной силы
при заходе самолета на посадку

В первом приближении принимается взлетное положение закрылка, а затем увеличивается угол отклонения закрылка, пока сохраняется прирост подъемной силы.

25. Эффективность закрылка для текущего значения его угла отклонения

$$f(\sigma_3) = 1 - 2,9(\sigma_3 - \sigma_0)^2 \quad (16)$$

26. Проверка - началось ли падение эффективности закрылка на крыле рассматриваемой стреловидности

если $\sigma_3 \geq \sigma_0$, идти к 28.

27. Полная эффективность закрылка при $\sigma_3 < \sigma_0$

$$f(\sigma_3) = 1$$

28. Производная C_y с убранной механизацией по углу атаки крыла:

$$C_y^\alpha = \frac{6,8}{\frac{1}{\cos \chi_{1/4}} + \frac{2}{\lambda}} \quad (17)$$

29. Производная подъемной силы крыла по углу отклонения закрылка в зависимости от его хорды

$$C_y^\sigma = 2,5 - 11,2(0,45 - \bar{\sigma}_3)^2 \quad (18)$$

30. Приращение подъемной силы крыла, вызванное отклонением закрылка на угол σ_3 , с учетом выдвигания механизации

$$\Delta C_{y \max} = \left\{ \Delta C_{y \text{ пр}} + [C_y^\sigma \sigma_3 f(\sigma_3) + C_y^\alpha \Delta \bar{b}_{\text{кр}}] f(\bar{\ell}_3) \cos \chi_3 (1,09 + 0,11 \sigma_3 n_{\text{ц}}) \right\}. \quad (19)$$

На самолете применяются многощелевые закрылки, причем при отклонении их во взлетное положение открывается одна щель, а при дальнейшем выдвигании - другие. Это учтено множителем $(1,09 + 0,11 \sigma_3 n_{\text{ц}})$, где $n_{\text{ц}}$ - количество щелей.

31. Выход из цикла при взлетном положении закрылка

если $\sigma_3 < 0,44$, идти к 37.

32. Выход из цикла при достижении максимального приращения

C_y с посадочным σ_3

если $\Delta C_{y \max} \leq \theta$, идти к 37.

33. Хранение $\Delta C_{y \max}$ до следующей итерации

$$\theta = \Delta C_{y \max}$$

34. Новое отклонение закрылка

$$\sigma_3 = \sigma_3 + 0,0524 \quad (20)$$

35. Проверка - если не превзойден предел σ_3 , то возвратиться для следующей итерации:

$$\text{если } \sigma_3 < 1,047 \text{ (} \sigma_3 < 60^\circ \text{)}.$$

36. При недопустимости σ_3 идти к следующему варианту.

37. Максимальный коэффициент C_y :

$$C_{y \max} = (C_y^\alpha \alpha + \theta) \quad (21)$$

38. Угол стреловидности горизонтального оперения

$$\chi_{1/4 \Gamma O} = \chi_{1/4} + 5^\circ. \quad (22)$$

39. Удлинение горизонтального оперения

$$\lambda_{\Gamma O} = 0,6 \lambda. \quad (23)$$

40. Статический коэффициент для Т-образного горизонтального оперения

$$a_{\Gamma O} = \frac{0,098 \cos \chi_{1/4}}{1 + (2,3 \cos^2 \chi_{1/4 \Gamma O}) \frac{1}{\lambda_{\Gamma O}}} \quad (24)$$

41. Плечо горизонтального оперения

а) стреловидного Т-образного оперения

$$L_{\Gamma O}^x = k_{\Gamma O} \frac{L_\phi}{5} (2 - k_\phi); \quad (25)$$

б) прямого Т-образного оперения

$$L_{\Gamma O} = k_{\Gamma O} \frac{L_\phi}{4,5} (2 - k_\phi); \quad (26)$$

$$k_\phi = 0,22 = \text{const};$$

$k_{\Gamma O} = 0,9$ - го на фюзеляже;

$k_{\Gamma O} = 1,05$ - Т-образное оперение.

42. Площадь горизонтального оперения (формула М.Г. Хруцкого)

$$S_{\Gamma O} = k_{\Gamma O}^{cx} \frac{(0,0174 C_{y \max} - 0,0155) [k_{cx}' + 4,4 (\Delta \bar{\chi}_{\Gamma O})] \delta_{AS}}{a_{\Gamma O} L_{\Gamma O}} \text{ м}^2, \quad (27)$$

где $k_{\Gamma O}^{cx} = 1,35$ - Т-образное оперение (двигатели на крыле);

$k_{\Gamma O}^{cx} = 1,04$ - оперение на фюзеляже (двигатели на крыле);

$k_{\Gamma O}^{cx} = 1,35$ - Т-образное оперение (двигатели на хвостовой части фюзеляжа);

$k_{\Gamma O}^{cx} = 1,04$ - оперение на фюзеляже (один двигатель на хвостовой части фюзеляжа);

$k_{cx}' = 1,0$ - прямое оперение;

$k_{cx}' = 0,68$ - стреловидное оперение.

43. Центр давления вертикального оперения от строительной горизонтали

$$h_{\text{го}} = \frac{0,4 \ell_{\text{вн}}}{L_{\text{го}}} = 0,533 \frac{G_0}{\rho_0 L_{\text{го}}} \left[1 - \frac{?}{(\eta + 1)^2} \right] \text{ м.} \quad (28)$$

44. Плечо вертикального оперения при Т-образном расположении по

$$L_{\text{в.о}} = \frac{L_{\text{го}}}{1,2} \text{ м.} \quad (29)$$

45. Высота фюзеляжа самолета

$$h_{\text{ф}} = 0,27 L_{\text{ф}} \text{ м.} \quad (30)$$

46. Площадь вертикального оперения (формула М.Г. Хруцкого)

а) тяжелых магистральных самолетов с учетом возможности расчета самолета-высокоплана

$$S_{\text{в.о}} = k_{\text{в.о}}^{\text{сх}} \left[0,0325 \sqrt{\lambda \left(\frac{G_0}{\rho_0} \right)^3} + 0,345 h_{\text{ф}}^2 L_{\text{ф}} \right] \frac{k_{\text{кр}}^{\text{ф}}}{L_{\text{в.о}}} \text{ м}^2, \quad (31)$$

б) легких реактивных самолетов

$$S_{\text{в.о}} = k_{\text{в.о}}^{\text{сх}} \left[0,0325 \sqrt{\lambda \left(\frac{G_0}{\rho_0} \right)^3} + 0,17 h_{\text{ф}} L_{\text{ф}} \right] \frac{k_{\text{кр}}^{\text{ф}}}{L_{\text{в.о}}} \text{ м}^2. \quad (31a)$$

$k_{\text{в.о}}^{\text{сх}} = 0,87$ - расположение го на во ;

$k_{\text{в.о}}^{\text{сх}} = 1,0$ - расположение го на фюзеляже;

$k_{\text{кр}}^{\text{ф}} = 1,0$ - самолет низкоплан ;

$k_{\text{кр}}^{\text{ф}} = 1,25$ - самолет высокоплан.

47. Площадь миделя фюзеляжа:

$$S_{\text{м.ф}} = \frac{\pi D_{\text{ф}}^2}{4} \text{ м}^2. \quad (32)$$

Цикл выбора тяговооруженности $\bar{\rho}_0$

Тяговооруженность самолета выбирается максимальная из следующих условий полета самолета:

а) продолженного взлета с одним отказавшим двигателем на взлете;

б) обеспечения заданной крейсерской скорости полета на определенной высоте;

в) прерванного взлета.

48. Коэффициент подъемной силы крыла при отрыве самолета

$$C_{y_{\text{отр}}} = \frac{C_{y_{\text{max}}}}{1,44}.$$

49. В первом приближении принимаем $\rho_{\text{отр}} = \rho_0$.

50. Определяем скорость при отрыве самолета

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2 \rho_{\text{отр}}}{C_{y_{\text{отр}}} \rho_0}}, \quad \text{м/сек.} \quad (33)$$

51. В первом приближении принимается $\bar{\rho}_0 = 0,2$.

52. Тяга самолета $P_0 = \bar{P}_0 G_0$, кгс. (34)

Тяга одного двигателя $P_{дв} = \frac{P_0}{n_{дв}}$.

53. Часовой расход топлива при разбеге самолета:

$$Q_{час} = C_{P_0} P_0 \text{ , кгс/час.} \quad (35)$$

54. Коэффициент падения тяги от скорости отрыва самолета (формула А.А. Бадягина):

$$k_{V_{отр}} = \left[1 - \frac{2}{3} M_{отр} \left(1 - \frac{2}{3} M_{отр} \right) \right] (1 - 0,07 M_{отр} m); \quad (36)$$

$$M_{отр} = \frac{V_{отр}}{340,2} .$$

55. Тяговооруженность при отрыве самолета

$$\bar{P}_{отр} = \bar{P}_0 k_{V_{отр}} \quad (37)$$

56. Время разбега самолета по земле

$$t_{разб} = \frac{1}{g} \frac{V_{отр}}{P_{отр} - f} \text{ , сек,} \quad (38)$$

где f - коэффициент трения качения при разбеге;

$f = 0,02$ - движение по бетонной ВПП;

$f = 0,1$ - движение по грунтовой ВПП с высокой травой;

$f = 0,05$ - движение по грунтовой ВПП с низкой травой;

$f = 0,04$ - движение по дерновой ВПП (утоптанное поле);

$f = 0,15-0,3$ - движение по рыхлому песку, грязи и пр.

57. Вес топлива, расходуемого при выруливании и разбеге самолета на земле:

$$G_{т разб} = 1,5 Q_{час} \frac{t_{разб}}{3600} \text{ , кгс.} \quad (39)$$

Коэффициент 1,5 учитывает расход топлива при рулении.

58. Нагрузка на m^2 площади крыла при отрыве самолета определяется с учетом выгорания топлива при выруливании и разбеге самолета:

$$P_{отр}^I = \frac{G_0 - G_{т разб}}{S} \text{ , кгс/м}^2 \quad (40)$$

59. Проверка - закончить итерационный цикл выбора $P_{отр}$ и $V_{отр}$

$$\xi_{P_{отр}} = P_{отр}^I - P_{отр}^II \text{ ,}$$

если $\xi_{P_{отр}} > 0,0002$, идти к 50.

Для текущего значения тяговооруженности \bar{P}_0 определяются площадь мотогондол, сопротивление самолета и длина сбалансированной ВПП

($L_{пер} = L_{впл}$). Если \bar{P}_0 не удовлетворяет заданной длине ВПП, то значение \bar{P}_0 увеличивается на 0,01 и расчет повторяется с (52), пока не будет достигнута заданная точность в увязке тяги двигателей в двух смежных итерациях при условии удовлетворения заданной длине сбалансированной ВПП.

60. Площадь миделя мотогондол

а) тяжелых магистральных самолетов

$$S_{ммг} = \frac{P_0}{19800} (1,38 + 0,274 m^{3/4})^2, \quad \text{м}^2; \quad (41)$$

б) легких реактивных самолетов

$$S_{ммг} = \frac{P_0}{22430} (2,22 + 0,274 m^{3/4})^2, \quad \text{м}^2. \quad (41a)$$

61. Коэффициент трения плоской пластинки по сравнению с аэродинамическими характеристиками крыла для текущего значения взлетного веса турбулентного самолета

$$а) \quad Re = \frac{V_{кр} 10^5}{3,6(1,46 + 0,025 H_{кр} + 0,0194 H_{кр}^2)} \sqrt{\frac{G_0}{\rho_0 \lambda}}; \quad (42)$$

$$б) \quad c_f = \frac{0,455}{(\lg Re)^{2,58}}$$

62. Минимальный коэффициент сопротивления самолета в начале крейсерского полета

$$c_{x_0} = 0,98 (0,9 + 0,15 M_{кр}) \left[2,97 c_f (1 + 3 \bar{c}_0) \cos \chi_{1/4} + 0,009 \frac{S_{г0} + S_{г0}}{S} + \left(0,008 \lambda_{\varphi} + \frac{0,5}{\lambda^2 \varphi} \right) \frac{S_{мф}}{S} + c_{x_{мг}} \frac{S_{ммг}}{S} + 0,0002 \right], \quad (43)$$

если $m \leq 2,5$, то $c_{x_{мг}} = 0,10$, иначе $c_{x_{мг}} = \frac{0,16}{\sqrt{m}}$

63. Эффективное удлинение крыла

$$\lambda_{эф} = \frac{\lambda}{1 + 1,53 \chi_{1/4}^{рад} (M_{кр} - 0,4) + (0,018 + 0,152 \chi_{1/4}^{рад}) \lambda} \quad (44)$$

64. Аэродинамическое качество в крейсерском полете

$$K_{кр} = \frac{C_{y_{кр}}}{c_{x_0} + \frac{(C_{y_{кр}} - 0,1)^2}{\pi \lambda_{эф}}} \quad (45)$$

65. Коэффициент падения тяги в зависимости от скорости и высоты крейсерского полета

а) двигателей с большой степенью двухконтурности ($m \geq 6$)

$$k_{V_{кр}} = \frac{0,05}{1+0,056 m M_{кр}} \left[19,057 - 1,2234 H_{кр} + 0,0178 H_{кр}^2 + (2,202 H_{кр} - 0,07 H_{кр}^2 - 21,29) M_{кр} + (11,397 - 1,2376 H_{кр} + 0,0446 H_{кр}^2) M_{кр}^2 \right]; \quad (46)$$

б) остальных двигателей ТРД и ТРДД

$$k_{V_{кр}} = 1 - \alpha M_{кр} + \gamma M_{кр}^w, \quad (47)$$

где $\alpha = 0,72 + 1,89 \cdot 10^{-2} m^2$;
 $\gamma = 0,311 + 1,73 \cdot 10^{-2} m^2$;
 $w = 2,05 - 1,14 \cdot 10^{-2} m^2$.

66. Тяговооруженность из условия продолженного взлета с одним отказавшим на взлете двигателем

$$\bar{P}_{0наб} = \frac{1,15 C_{x_0} + 0,04}{C_{y_{отр}}} + \frac{C_{y_{отр}}}{\pi \lambda} + \sin \theta_{отк}}{k_{V_{отр}} (1 - 0,02 m) \left(1 - \frac{1}{n_{об}^{кр} + n_{об}^{\Phi}} \right)}, \quad (48)$$

$n_{об}^{кр}$ - число двигателей, расположенных на крыле;

$n_{об}^{\Phi}$ - число двигателей, расположенных на фюзеляже.

67. Тяговооруженность, необходимая для обеспечения заданной крейсерской скорости полета на определенной высоте

$$\rho_H = \frac{\rho_0 (20 - H_{кр})}{20 + H_{кр}}; \quad \rho_0 = 0,125 \text{ кгс.сек}^2 / \text{м}^4;$$

$$\bar{P}_{0кр} = \frac{\rho_H^{0,434} V_{кр}^2}{80 \rho_0 k_{V_{кр}}} \left[C_{x_0} + \frac{(C_{y_{кр}} - 0,1)^2}{\pi \lambda_{эф}} \right]. \quad (49)$$

68. Выбираем наибольшую тяговооруженность

если $\bar{P}_{0кр} < \bar{P}_{0наб}$, идти к 72.

69. $\bar{P}_0 = \bar{P}_{0кр}$ принимается, когда $\bar{P}_{0кр} > \bar{P}_{0наб}$.

70. Обход $\bar{P}_{0кр} > \bar{P}_{0наб}$ идти к 72.

71. $\bar{P}_0 = \bar{P}_{0наб}$ принимается, когда $\bar{P}_{0кр} < \bar{P}_{0наб}$.

72. Средняя перегрузка по оси X на участке продолженного разбега с одним отказавшим двигателем

$$\alpha_x = 0,75 (1 - 0,025 m) \left(1 - \frac{1}{n_{об}^{кр} + n_{об}^{\Phi}} \right) \bar{P}_0 - 0,03 - \frac{0,105}{C_{y_{отр}}}. \quad (50)$$

73. Средняя перегрузка на участке торможения в случае прерванного взлета

$$b_x = 0,4 (1 - 0,025 m) \left(1 - \frac{1}{n_{дв}^{кр} + n_{дв}^{отр}}\right) \bar{p}_0 + 0,15 + \frac{0,043}{C_{y отр}} \quad (51)$$

74. Средняя перегрузка на участке разбега со всеми работающими двигателями

$$d_x = 0,8 (1 - 0,025 m) \bar{p}_0 - 0,03 - \frac{0,035}{C_{y отр}} \quad (52)$$

75. Проверка положительного ускорения с отказавшим двигателем

$$N = \frac{2(L_{впп} - L_{выр}) a_x g - V_{отр}^2}{\frac{a_x}{d_x} - 1}, \text{ м}^2/\text{сек}^2; \quad (53)$$

$$g = 9,81 \text{ м/сек}^2;$$

$L_{выр} = 200 \text{ м}$ - для тяжелых самолетов;

$L_{выр} = 50 \text{ м}$ - для легких самолетов.

76. Если $N < 0$ идти к 81.

77. Критическая скорость при отказе одного двигателя

$$V_{крит} = \sqrt{N} \quad \text{м/сек.} \quad (54)$$

78. Дистанция прерванного взлета с учетом времени на реакцию пилота при отказе двигателя

$$L_{пер} = \frac{V_{крит}^2}{2 a_x g} + 3 V_{крит} + 4,5 a_x g + \frac{(V_{крит} + 3 a_x g)^2}{2 b_x g}, \text{ м.} \quad (55)$$

79. Располагаемая длина взлетной полосы при прерванном взлете с учетом выруливания и остановки самолета:

$$L_{расп} = L_{впп} + L_{кпб} - L_{выр}, \text{ м,} \quad (56)$$

$L_{выр} = 50 \text{ м}$ - для легких реактивных самолетов;

$L_{выр} = 200 \text{ м}$ - для тяжелых магистральных самолетов.

80. Проверка возможности взлета с данной полосы

если $L_{пер} < L_{расп}$, идти к 84.

81. Новое значение тяговооруженности

$$\bar{p}_0^k = \bar{p}_0 + 0,01$$

82. Если тяговооруженность \bar{p}_0^k не превзошла дополнительный предел, то возврат для следующей итерации

если $\bar{p}_0 < 0,5$, идти к 52.

83. Идти к следующему варианту.

84. Проверка - есть ли разница между \bar{p}_0^k и той, которая принята для удовлетворения $M_{кр}$ на $H_{кр}$

$$\Delta \bar{p}_0 = \bar{p}_0^k - \frac{p_0}{G_0}$$

85. Если $|\bar{Y}_{\rho_0}| > 0,0001$, идти к 52.

(Конец цикла уточнения тяговооруженности с текущим значением G_0 . Начало см. п.48).

86. Длина разбега самолета

$$C_{x_{разб}} = 1,2 C_{x_0} + 0,04 + \frac{0,28}{\lambda}; \quad (57)$$

$$L_{разб} = \frac{2\rho_0}{g\rho_0' C_{y_{отр}} \left[2(\bar{P}_{отр} - 0,1) - \frac{C_{x_{разб}} - 0,1 C_{y_{отр}}}{C_{y_{отр}}} \right]} \text{ , м.} \quad (58)$$

Определение веса топлива, необходимого для полета между близлежащими аэропортами

87. Тяга при отрыве самолета

$$P_{отр} = G_0 \bar{P}_{отр}. \quad (59)$$

88. Средняя скорость полета на воздушном участке до высоты набора $H = 10\text{м}$

$$V_{ср} = \frac{V_{отр} + 1,2 V_{отр}}{2} = 1,1 V_{отр} \text{ , м/сек.} \quad (60)$$

89. Продольная перегрузка на этом участке

$$n_x = \frac{P_{отр}}{G_0 - G_{т\ разб}}. \quad (61)$$

90. Прирост скорости на воздушном участке

$$\Delta V = V_{ср} - V_{отр} = 0,1 V_{отр} \text{ , м/сек.} \quad (62)$$

91. Длина воздушного участка до высоты набора $H = 10\text{ м}$

$$L_B = \frac{1}{n_x} \left[10 + \frac{V_{ср} \Delta V}{g} \right], \text{ м} \quad (63)$$

92. Время на пролет воздушного участка до $H = 10\text{ м}$.

$$t_{(H=10)} = \frac{L_B}{V_{ср}}, \text{ сек.} \quad (64)$$

93. Вес топлива для набора высоты $H = 10\text{м}$

$$G_{т(H=10)} = \frac{Q_{час} t_{(H=10)}}{3600}, \text{ кгс.} \quad (65)$$

94. Длина взлетной дистанции самолета

$$L_{взл} = L_{разб} + L_B \text{ , м} \quad (66)$$

✱

В случае заданной длины разбега, производится сравнение расчетной и заданной длин разбега. При $L_{разб}^{расч} > L_{разб}^{зад}$ идти к следующему варианту.

95. Протяженность крейсерского участка полета

$$L_{кр} = L_p - 4,3 H_{кр} \sqrt{\frac{P_0}{D_0}} \quad , \text{ км.} \quad (67)$$

96. Относительный вес топлива, необходимого для набора высоты крейсерского полета

$$\bar{G}_{т.наб} = \frac{0,0035 H_{кр} (1 - 0,03 m)}{1 - 0,004 H_{кр}} \quad . \quad (68)$$

97. Относительный вес топлива, расходуемого при снижении самолета с $H_{кр}$

$$\bar{G}_{т.сниж} = 0,002 H_{кр} (1 - 0,023 H_{кр}) (1 - 0,03 m) \quad . \quad (69)$$

98. Относительный вес топлива, расходуемого на крейсерском участке полета

$$\bar{G}_{т.кр} = \left[1 - \frac{0,0035 H_{кр} (1 - 0,03 m)}{1 - 0,004 H_{кр}} \right] \frac{L_{кр} C_{ркр}}{(V_{кр} - 50) K_{кр}} \quad . \quad (70)$$

99. Относительный вес навигационного запаса топлива с учетом скорости встречного ветра и 0,5 часа полета

$$\bar{G}_{н.з} = \frac{\sqrt[3]{L_p^2} C_{ркр}}{0,2 (V_{кр} - 50) K_{кр}} \quad . \quad (71)$$

100. Относительный вес топлива, необходимого для полета на расчетную дальность

$$\bar{G}_{топ} = \bar{G}_{т.наб} + \bar{G}_{т.сниж} + \bar{G}_{т.кр} + \bar{G}_{н.з} + 0,005 \quad (72)$$

(конец блока определения $\bar{G}_{топ}$ с текущим значением взлетного веса самолета G_0 . Начало см. п.87).

101. Потребный объем для размещения топлива

$$V_{т.с} = \frac{\bar{G}_{топ} G_0 1,05}{\gamma_{топ}} \quad , \text{ л} \quad , \quad (73)$$

1,05 - учитывает размещение несливаемого остатка топлива.

102. Допускаемый объем топливного отсека крыла

$$V_{т.кр} = 960 K_{т_0} \delta_{т_0}^2 \bar{c}_0 \ell - 0,025 G_0 \quad , \text{ л} \quad , \quad (74)$$

$K_{т_0} = 0,37$ - учитывает использование площади сечения крыла для топливного бака;

$0,025 G_0$ - учитывает уменьшение внутреннего объема кессона за счет силовой конструкции.

103. Проверка достаточности объема для размещения топлива:

$$\bar{\gamma}_v = V_{т.кр} - V_{т.с}$$

104. Если $\bar{\gamma}_v > 0,01$, идти к 106.

105. Идти к следующему варианту.

Начало блока весового расчета агрегатов самолета
с текущим значением G_0

Здесь приводится расчет G_0 из уравнения весового баланса так, что всем характеристикам самолета, найденным ранее, придается законченное числовое значение.

Взлетный вес самолета определяется методом последовательных приближений из уравнения суммы относительных весов:

$$1 = \bar{G}_{кр} + \bar{G}_{ф} + \bar{G}_{оп} + \bar{G}_{ш} + \bar{G}_{с.у} + \bar{G}_{об-упр} + \bar{G}_{топ} + \frac{G_{кн} + G_{случжс}}{G_0}, \quad (75)$$

где относительный вес

- крыла - $\bar{G}_{кр}$;
- фюзеляжа - $\bar{G}_{ф}$;
- оперения - $\bar{G}_{оп}$;
- шасси - $\bar{G}_{ш}$;
- силовой установки - $\bar{G}_{с.у}$;
- оборудования и управления - $\bar{G}_{об-упр}$.

106. Коэффициент разгрузки крыла

$$y = \delta - 0,83 \bar{G}_{топ}, \quad (76)$$

$\delta = 0,87$ - двигатели на крыле;

$\delta = 0,91$ - двигатели на фюзеляже.

107. Коэффициент расчетной перегрузки для тяжелых магистральных самолетов

$$n^p = 1,5 + \frac{1685}{\rho_0 \left(\frac{1}{\cos \chi_{1/4}} + \frac{2}{\lambda} \right)} \quad (77)$$

107а. Коэффициент расчетной перегрузки для легких реактивных гражданских самолетов выбирается как большее значение по абсолютной величине из двух условий:

$n_{(a)}^p$ - максимальной маневренной перегрузки;

$n_{(с)}^p$ - максимальной перегрузки при полете в неспокойном воздухе.

108. Если $n^p > 3,45$, идти к 10.

109. Если $n^p \leq 3,45$, то принимается $n^p = 3,45$.

110. Предельное значение скорости полета самолета принимается:

$$V_{пред} = \frac{1,2 V_{кр}}{3,6}, \quad \text{м/сек.} \quad (78)$$

III. Предельный скоростной напор

$$q_{пред} = 0,6 V_{пред}^2 \rho_n, \quad \text{кгс/м}^2. \quad (79)$$

Рассматриваются все высоты с $H=0$ до $H_{кр}$.

II2. Максимальная маневренная перегрузка

$$G^* = G_0 + 0,2 (9000 - G_0) ;$$

$$c = 5 \sqrt{q_{пред}} ;$$

$$n_{(a)}^* = 1 + \frac{22,5}{\sqrt{\frac{G^*}{G_0}}} .$$

Обычно принимают $n_{(a)}^* = 4$ и не менее 2,3.

II3. Максимальная перегрузка при полете в неспокойном воздухе:

$$n_{(\sigma)}^* = 1 + \frac{C_y^* \rho_H V_{пред} W}{2 \rho_0} , \quad (81)$$

где $W = 10$ -вертикальный порыв ветра, м/сек.

II4. Если $n_{(a)}^* < n_{(\sigma)}^*$ идти к II8.

II5. $n_{max}^* = n_{(a)}^*$ - принимается, когда $n_{(a)}^* > n_{(\sigma)}^*$.

II6. Обход $n_{(a)}^* > n_{(\sigma)}^*$, идти к II8.

II7. $n_{max}^* = n_{(\sigma)}^*$ - принимается, тогда $n_{(a)}^* < n_{(\sigma)}^*$.

II8. Коэффициент расчетной перегрузки

$$n^p = 1,5 n_{max}^* \quad (82)$$

II9. Относительный вес крыла самолета (модифицированная формула А.В. Лебедева)

$$\bar{G}_{кр} = 1,3 \cdot 10^{-4} \frac{\gamma}{\sigma_0} \gamma^* \frac{n^p \sqrt{G_0} \lambda^{1,5}}{\sqrt{\rho_0 \cos^2 \chi_{1/4}} \bar{c}_0} \frac{\gamma+2}{\gamma+0,5} \left(1 - \frac{\mu-1}{\gamma+3}\right) + \frac{7,5}{\rho_0} + \alpha_2 , \quad (83)$$

где $\mu = \frac{\bar{c}_0}{\bar{c}_{кч}}$ - отношение толщин корневого и концевого профилей крыла (по статистике $\mu = 1,2$).

Когда на крыле закрылки

одноцелевые $\alpha_2 = 0,010$

двухцелевые без предкрылков $\alpha_2 = 0,0135$

 " " с предкрылками $\alpha_2 = 0,017$

трехцелевые с предкрылками $\alpha_2 = 0,021$

I20. Удельный вес двигателя

а) тяжелых магистральных самолетов

$$\gamma_{дв} = \frac{1400}{\tau_3} \sqrt{\frac{\pi_{к}}{25}} (0,215 - 0,0275 m + 0,00823 m^{1,5}) k_m ; \quad (84)$$

б) легких реактивных самолетов

$$\gamma_{дв} = \frac{1400}{\tau_3} \sqrt{\frac{\pi_{к}}{25}} (0,25 - 0,028 m + 0,008 m^{1,5}) k_m ; \quad (84a)$$

где $k_m = 0,95$ - при применении новых материалов в конструкции двигателей;

$k_m = 1$ - без применения новых материалов в конструкции двигателей;

T_3^* - температура на входе в двигатель;

π_κ - степень сжатия компрессора.

I21. Относительный вес силовой установки

а) тяжелых магистральных самолетов (двигатели на крыле)

$$\bar{G}_{cy}^{кр} = \frac{0,82 \bar{P}_0 n_{дв}^{кр} \gamma_{cy}^{кр}}{n_{дв}^{кр} + n_{дв}^ф} k_{cy}^{кр} k_n^{кр} k_p (0,23 + 0,06 \gamma_{дв}); \quad (85a)$$

- двигатели на фюзеляже

$$\bar{G}_{cy}^ф = \frac{\bar{P}_0 n_{дв}^ф \gamma_{cy}^{кр}}{n_{дв}^{кр} + n_{дв}^ф} k_{cy}^{кр} k_n^{кр} k_p (0,23 + 0,06 \gamma_{дв}), \quad (85б)$$

при расположении двигателей

только на крыле $\gamma_{cy}^{кр} = 1,12$;

часть на крыле, а

часть на фюзеляже $\gamma_{cy}^{кр} = 1$;

на фюзеляже $k_{cy}^{кр} = 1$;

на крыле $k_{cy}^{кр} = 0,98$;

только на крыле $k_n^{кр} = 0,95$;

часть на крыле $k_n^{кр} = 1$;

$k_p = 1,07$ - коэффициент, учитывающий увеличение веса за счет реверсивных устройств;

б) легких реактивных самолетов

$$\bar{G}_{cy} = k_5 \left(1 + 0,09 \frac{n_{дв}^{рев}}{n_{дв}^{кр} + n_{дв}^ф} \right) \gamma_{дв} \bar{P}_0 + 0,0185. \quad (85в)$$

Двигатели на фюзеляже

$K_5 = 1$ при $n_{дв} = 2$

$K_5 = 1,03$ при $n_{дв} = 3$

$K_5 = 1,05$ при $n_{дв} = 4$

Двигатели на крыле

$K_5 = 0,95$ при $n_{дв} = 2$

$K_5 = 0,975$ при $n_{дв} = 3$

$K_5 = 1$ при $n_{дв} = 4$

I22. Относительный вес топливной системы без топлива

а) тяжелых магистральных самолетов (формула В.В. Шейнина)

$$\bar{G}_{rc} = 1,05 (0,0127 - 0,017 \cdot 10^{-6} V_{rc}) (0,68 + k_{rc} 0,27) \frac{\bar{G}_{топ}}{\gamma_{топ}}; \quad (86)$$

при установке двигателя на крыле $k_{rc} = 1$;

на фюзеляже $k_{rc} = 1,2$;

часть двигателей на фюзеляже $k_{rc} = 1,3$;

б) легких реактивных самолетов

$$\bar{G}_{rc} = 0,012.$$

123. Относительный вес фюзеляжа

а) тяжелых магистральных самолетов (формула А.А. Бадягина)

$$\bar{G}_\varphi = (1 - k_1 G_0) \left\{ \frac{0,0126 k_2 [31 + (\lambda_\varphi D_\varphi)^{1,5}] \left(1 + \frac{1,33 D_\varphi^{1,5}}{\sqrt{G_0}}\right) (1 + 0,2 \rho^3)}{\sqrt{G_0} \cos \chi_{1/4}} + \right. \\ \left. + k_3 \gamma_{\partial\partial\partial} \bar{p}_0 \frac{l_{\partial\partial\partial}}{l_{x\partial\partial}} \right\} + \frac{5 D_\varphi^3 + 6 D_\varphi^2 \lambda_\varphi}{G_0} + 3 \cdot 10^{-3} (k_4 + 1,7); \quad G_0 - \text{кгс}; D_\varphi - \text{м}; \quad (87)$$

$$\rho^3 = \frac{567,2 - 760 \left(1 - \frac{H_{кр}}{44,308}\right)^{5,2553}}{760};$$

$l_{\partial\partial\partial}$ и $l_{x\partial\partial}$ - расстояние от ц.т. до ц.т. двигателей и до конца фюзеляжа определяется из статистики самолетов.

Приведенные цифры означают:

- $l_{\partial\partial\partial} = 0,16$ - часть двигателей на фюзеляже;
- $l_{x\partial\partial} = 0,48$ (по статистике);
- $l_{\partial\partial\partial} = 0,21$ - двигатели на хвостовой части;
- $l_{\partial\partial\partial} = 0,12$ - двигатели на крыле;
- $k_1 = 2 \cdot 10^{-6}$ - кормовая установка ТРД;
- $k_1 = 0,6 \cdot 10^{-6}$ - двигатели в корне крыла;
- $k_1 = 1,5 \cdot 10^{-6}$ - часть двигателей на крыле, а часть на фюзеляже;
- $k_2 = 1$ - обычное остекление кабины пилотов;
- $k_2 = 1,07$ - носок фюзеляжа остеклен;
- $k_3 = 0$ - двигатели не крепятся к фюзеляжу;
- $k_3 = 0,4$ - двигатели крепятся к фюзеляжу;
- $k_3 = 0,2$ - часть двигателей крепится к фюзеляжу;
- $k_4 = 1$ - двигатели и главные стойки не на фюзеляже;
- $k_4 = 2,5 - 3,5$ - ТРД на фюзеляже, а главные стойки на крыле ($k_4 = 2,5$ - ограниченные вырезы в фюзеляже для уборки главных стоек; $k_4 = 3,5$ - вырезы в фюзеляже до оси симметрии самолета).

$k_4 = 4,3$ - главные стойки на фюзеляже и убираются в gondолы (Ан-10)-двигатели на крыле;

$k_4 = 2,0$ - ТРД на фюзеляже, а главные стойки на крыле и нет вырезов в фюзеляже под главные стойки;

б) легких реактивных самолетов (из формул В.А. Киселева)

1) $f_1 = 0,5 - 1,4 \cdot 10^{-6} G_0$ G_0 - для самолетов с ТРД и круглым фюзеляжем;

2) $f_1 = 0,53 - 0,9 \cdot 10^{-6} G_0$ G_0 - для самолетов с увеличенным багажником под полом кабины:

$$3) f_2 = \frac{L_\varphi}{\sqrt{S_{\text{план}}}} ;$$

$$4) f_3 = \bar{G}_{cy} ;$$

5) изгибающий момент на заднем лонжероне крыла без учета силовой установки

$$M_0^{\sigma cy} = 0,5 G_0 L_\varphi f_1 \left\{ 1 + \left[\frac{\sqrt{\lambda} \left(1 + \frac{1}{\lambda} \right)}{62 \cos \chi_{1/4} f_2} - \frac{0,1}{\lambda_\varphi} \right] \chi_{1/4}^\circ \right\} ;$$

6) дополнительный момент от силовой установки

$$\Delta M_0^{\sigma cy} = 1,2 G_0 L_\varphi f_1 \left\{ 0,2 (k_{cy} - 1) \left[1 + 0,1 (k_{cy} - 1) \right] + \left[\frac{f_3}{f_1} - 0,1 (k_{cy} - 1) \right] \times \right. \\ \left. \times \left[\left(\frac{\sqrt{\lambda} \left(1 + \frac{1}{\lambda} \right)}{3 f_2} - \frac{1}{\lambda_\varphi} \right) 2 \operatorname{tg} \chi_{1/4} - \frac{3}{\sqrt{\lambda} \left(1 + \frac{1}{\lambda} \right) f_2} \right] \right\} ;$$

$$7) M_0 = M_0^{\sigma cy} + \Delta M_0^{\sigma cy} ;$$

8) изгибающий момент на переднем лонжероне крыла с учетом силовой установки

$$M_{\text{пл}}^{\sigma cy} = 1,1 G_0 L_\varphi f_1 \left\{ \left[1 - \left(\frac{\sqrt{\lambda} \left(1 + \frac{1}{\lambda} \right)}{62 \cos \chi_{1/4} f_2} - \frac{0,0407}{\lambda_\varphi} \right) \chi_{1/4}^\circ \right] 0,4 + 0,2 (k_{cy} - 1) \right\} ;$$

9)

$$f_{\text{нос}} + f_{\text{хв}} = 2 - 0,5 \cdot 10^{-5} \frac{M_0}{D_\varphi^2} - 10^{-5} \frac{M_{\text{пл}}^{\sigma cy}}{D_\varphi^2} ;$$

10)

$$\begin{aligned} \bar{G}_\varphi = \frac{1}{G_0} \left\{ 1,6 \left[10^{-4} (f_{\text{нос}} + f_{\text{хв}}) \frac{M_0}{D_\varphi} + 1,2 D_\varphi^2 (p^3 + 0,5 \sqrt{\frac{M_0'}{G_0}}) \right] + \right. \\ \left. + 5,05 (p^3 + 1) D_\varphi^2 \left[\frac{10 k_{\text{фон}}}{D_\varphi^2} + 2,425 \cdot 10^{-2} \lambda_\varphi^2 + 0,3 D_\varphi + 2,8 \right] + \right. \\ \left. D_\varphi^2 \lambda_\varphi^2 + 2,8 \cdot 10^{-3} G_0 (k_{\text{сочл}} + 1,67) \right\}. \end{aligned} \quad (87a)$$

Приведенные цифры означают:

$k_{\text{су}} = 1,25$ — два двигателя на крыле;

$k_{\text{су}} = 1,36$ — один двигатель на хвостовой части фюзеляжа;

$k_{\text{су}} = 1,45$ — два двигателя на хвостовой части фюзеляжа;

$k_{\text{су}} = 1,55$ — три двигателя на хвостовой части фюзеляжа;

$k_{\text{су}} = 1,66$ — четыре двигателя на хвостовой части фюзеляжа;

$k_{\text{фон}} = 1$ — фонарь только для пилотов;

$k_{\text{фон}} = 1,5$ — фонарь для пилотов и штурмана;

$k_{\text{сочл}} = 3,5$ — главные стойки крепятся к крылу.

124. Относительный вес оперения

а) тяжелых магистральных самолетов, вес горизонтального оперения (формула М.Г. Хруцкого)

$$\begin{aligned} \bar{G}_{го} = \frac{k_{np}}{G_0} \left\{ \frac{6,37 P_{го} k_M \sqrt{\lambda_{го} S_{го}}}{\cos \chi_{1/4} 10^5} \left[\frac{0,1475}{\bar{C}_{го}} \left(\frac{1,31 \lambda_{го}}{\cos^2 \chi_{1/4}} + 2,16 \right) + 1,37 \right] + \right. \\ \left. + 2,25 \sqrt{\frac{S_{го}^3}{\lambda_{го}}} \bar{C}_{го} \bar{\sigma}_m \cos \chi_{1/4} \right\} + \frac{4,5 S_{го}}{G_0}, \end{aligned}$$

где $P_{го} = 0,534 n^p \rho_0 S_{го}$, кгс;

вес вертикального оперения (формула В.М. Шейнина)

$$\bar{G}_{во} = \frac{\bar{G}_{го}}{S_{го}} S_{во} \left(k_{сх} + \frac{S_{во}}{S} \right);$$

вес обтекателя на стыке го и во

$$\bar{G}_{обст} = 50 \xi \sqrt{\frac{S_{го}}{\lambda_{го}}};$$

$$\bar{G}_{оп} = \bar{G}_{гв} + \bar{G}_{до} + \bar{G}_{обт}, \quad (88)$$

$k_{пр} = 1,36$ - Т-образное оперение;

$k_{пр} = 1,15$ - оперение, расположенное на фюзеляже;

$k_{пр} = 0,88$ - учитывает применение новых материалов;

$k_{сх} = 1,04$ - оперение на фюзеляже (двигатели на крыле);

$k_{сх} = 0,43$ - среднее расположение оперения;

$k_{сх} = 1,35$ - Т-образное оперение;

$\xi = 0,5$ - обтекатель на линии стыка го и во;

$\xi = 1,0$ - если в обтекателе расположено радиооборудование;

б) легких реактивных самолетов

расчетная нагрузка на оперение (формула В.С.Хухорева)

$$P_{оп} = G_0 [0,94 - 0,086 (0,5 \cdot 10^{-5} G_0 + \sqrt{\rho_0} + 0,03 \cdot 10^{-5} G_0 S_{гв} + 0,325)], \text{ кгс};$$

$$\bar{G}_{оп} = \frac{1}{G_0} \left\{ 1,54 \frac{P_{оп} \lambda_{гв}^{0,75} (1,2 + 0,83 \cdot 10^{-2} S_{гв}) (1,32 - 0,08 \eta)}{10^3 \cos \chi_{1/4} \sqrt{C_0} (1 - 0,0585 \sin \chi_{1/4})} + \right.$$

$$\left. + S_{во} \varphi_{оп} [k_{сх} + \bar{S}_{до}] + 40 \xi \sqrt{\frac{S_{гв}}{\lambda_{гв}}} \right\};$$

(88а)

$q_{оп} = 12,5$ - вес одного м² конструкции оперения, кгс/м².

125. Относительный вес шасси:

а) тяжелых магистральных самолетов

$$\bar{G}_w = 0,024 + 0,0018 \lambda_\varphi - 3,5 \cdot 10^{-5} \lambda_\varphi^2; \quad (89)$$

б) легких реактивных самолетов

$$\bar{G}_w = k_w [H_w^2 \left(\frac{k_1 + 0,0008 G_0}{G_0} + 0,0005 \right) + 0,025]; \quad (89а)$$

где $H_w = 0,252 \lambda_\varphi - 0,0073 \lambda_\varphi^2 - 0,245$ - высота стойки шасси, м,

$k_w = 1,9$ - шасси на крыле высокоплана;

$k_w = 1,5$ - шасси на фюзеляже высокоплана;

$k_{\omega} = 1,15$ - телескопическое шасси (типа ТУ-124, ТУ-104);

$k_{\omega} = 1,05$ - остальные типы шасси;

$k'_r = 10$ - бетонная ВПП;

$k'_r = 30$ - грунтовая ВПП.

126. Относительный вес оборудования и управления

а) тяжелых магистральных самолетов

$$\bar{G}_{об.упр} = \frac{8 n_{пасс} + 500(1 + 3 \cdot 10^{-3} \sqrt{G_0})}{G_0} + \frac{n_{пасс}}{2 \sqrt{G_0^2}} + 0,06(1 - 3,12 \cdot 10^{-6} G_0) + 0,03; \quad (90)$$

б) легких реактивных самолетов

$$\bar{G}_{об.упр} = 0,028 + \frac{300}{G_0} + \frac{28 n_{пасс}}{G_0}. \quad (90a)$$

127. Относительный вес конструкции самолета

$$\bar{G}_k = \bar{G}_{кр} + \bar{G}_ф + \bar{G}_{оп} + \bar{G}_{ш}. \quad (91)$$

128. Относительный вес пустого самолета

$$\bar{G}_{пуст} = \bar{G}_k + \bar{G}_{сy} + \bar{G}_{гс} + \bar{G}_{об.упр}. \quad (92)$$

Блок решения уравнения весового баланса самолета

129. Невязка по взлетному весу

$$\zeta_{с_0} = [(\bar{G}_{пуст} + \bar{G}_{топ}) G_0 + G_{ком} + G_{служ}] - G_0, \text{ кгс}$$

130. Новое значение взлетного веса самолета для следующей итерации

$$G_0^I = G_0 + 0,8 \zeta_{с_0}, \text{ кгс.}$$

131. Относительная погрешность вычисления G_0

$$\bar{\zeta}_{с_0} = \frac{\zeta_{с_0}}{G_0^I}.$$

132. Защита от заклинивания и переполнения при неправильной работе программы или неудачном сочетании вариантов исходных параметров самолета (аварийный выход из цикла) если $|\bar{\zeta}_{с_0}| > 0,4$, идти к следующему варианту.

133. Проверка возможности выхода из цикла при достижении заданной точности определения G_0 в уравнении весового баланса или возврат к следующей итерации:

если $|\bar{\zeta}_{с_0}| > 0,0001$, идти к 14.

(Конец блока определения G_0 из решения уравнения весового баланса).

Все геометрические, аэродинамические и весовые характеристики,

определенные в данном алгоритме, теперь приобретают свое окончательное числовое значение и выводятся на печать, а также используются в дальнейших расчетах.

Расчет посадочной дистанции самолета

134. Минимальная скорость на посадке

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2G_{пос. min}}{\rho_0 S C_{y max}}}, \text{ м/сек.}, \quad (93)$$

где

$$G_{пос. min} = G_0^{\bar{E}} - (\bar{G}_{Тнав} + \bar{G}_{Тсниж} + \bar{G}_{Ткр}) G_0^{\bar{E}}, \text{ кгс.} \quad (94)$$

135. Скорость захода на посадку

$$V_{зах} = 1,3 V_{min}, \quad \text{м/сек.} \quad (95)$$

136. Дальность предпосадочного выравнивания:

$$L_{н-1,5} = 0,75 K_{max} (15 - H_{выр}), \text{ м} \quad (96)$$

обычно высота выравнивания $H_{выр} = 7\text{м.}$

137. Длина участка выравнивания

$$L_{выр} = \frac{V_{зах}^2}{g K_{план}} \frac{1}{\frac{C_{y выр}}{C_{y план}} - 1}, \text{ м}, \quad (97)$$

где $K_{план} = 0,75 K_{max}$ - аэродинамическое качество на планировании;

$C_{y выр} = 0,85 C_{y max}$ - коэффициент подъемной силы при выравнивании;

$C_{y план} = (0,6 - 0,7) C_{y max}$ - коэффициент подъемной силы при планировании.

138. Посадочная скорость самолета

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2G_{пос. min}}{\rho_0 S C_{y max}}}, \quad \text{м/сек.} \quad (98)$$

139. Длина участка выдерживания

$$L_{выд} = \frac{K_{max}}{2g} (V_{пл. ср}^2 - V_{пос}^2), \text{ м}, \quad (99)$$

где

$$V_{пл. ср} = \frac{V_{зах} + V_{пос}}{2}, \quad \text{м/сек.}$$

140. Длина пробега самолета без применения реверса тяги

$$L_{проб} = \frac{2\rho_{пос}}{g\rho_0' C_{y max} \left[2(\varphi_{проб} - P_{мг}) - \frac{\varphi_{проб} C_{x проб} - C_{x проб}}{C_{y max}} \right]} \text{ м}, \quad (100)$$

где

$$P_{пос} = \frac{G_{пос}}{S}, \quad \text{кгс/м}^2;$$

$$C_{x проб} = 1,2 C_{x_0} + 0,065 + \frac{0,28}{\lambda};$$

$f_{проб} = 0,75 f_{тр}$ - приведенный коэффициент трения;

$f_{тр} = 0,25$ - коэффициент трения на грунтовой ВПП с применением тормозов;

$f_{проб} = 0,2$ - бетонная ВПП;

$C_{упроб} = 0,55 C_{уmax}$;

$\bar{P}_{мг} = \frac{P_{мг}}{G_{пос}}$ - тяговооруженность самолета на режиме малого газа ($\bar{P}_{мг} = 0,024$).

141. Длина пробега самолета с реверсом тяги

$$L_{проб.рев} = \frac{2 P_{пос}}{g \rho_0' C_{уmax} \left[2 (f_{проб} + k_2 \bar{P}_{рев}) - \frac{f_{проб} C_{упроб} - C_{хпроб}}{C_{уmax}} \right]} \quad \text{м,} \quad (101)$$

$k_2 = 0,9$ - учитывает потери тяги при реверсе;

$\bar{P}_{рев} = \frac{P_{рев}}{G_{пос}}$ - тяговооруженность при реверсе тяги;

$\bar{P}_{рев} = 0,5 \bar{P}_0$ - при четном числе двигателей.

142. Длина посадочной дистанции самолета:

$$L_{пос} = L_{H=15} + L_{выр} + L_{выд} + L_{проб}, \quad \text{м;} \quad (102)$$

$$L_{пос.рев} = L_{H=15} + L_{выр} + L_{выд} + L_{проб.рев} \quad \text{м,} \quad (103)$$

если $L_{пос}$ или $L_{пос.рев} > \text{ВПП}$, то идти к следующему варианту.

143. Путь, проходимый самолетом за взлет, набор высоты $H_{кр}$, снижение и посадку:

$$L_{вп} = 4,3 H_{кр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\bar{P}_0}}, \quad \text{км.} \quad (104)$$

Расчет технико-экономических показателей

и критерия оценки вариантов гражданских самолетов

Расчет себестоимости тс·км проводится по методике, предложенной С.М. Егером, А.А. Бадягиным, Е.А. Овруцким см. [5]

144. Вес пустого снаряженного самолета

$$G_{пуст} = G_0 \bar{G}_{пуст}, \quad \text{кгс} \quad (105)$$

145. Рейсовая скорость самолета на расчетную дальность на высоте $H_{кр}$:

$$V_{рейс} = \frac{L_p V_{кр}}{L_p + V_{кр} \left[0,08 H_{кр} (1 - 0,037 H_{кр}) - \frac{10 H_{кр}}{V_{кр}} \right]}, \quad \text{км/час} \quad (106)$$

146. Коэффициент скорости полета проектируемого самолета

$$k_v = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{V_{кр}}{800} \right). \quad (107)$$

147. Коэффициент серийности самолета

$$k_{сер} = \left(\frac{35 \cdot 10^5}{G_{пуст} \sum n_c} \right)^{0,4} \quad (108)$$

148. Стоимость самолета без двигателей (включая затраты на проектирование)

$$C_c = k_{сер} k_v G_{пуст} (3340 + 0,077 G_{пуст} - 1,05 \cdot 10^{-4} G_{пуст}^{1,5}), \text{ коп} \quad (109)$$

149. Коэффициент отношения стоимости одного капитального ремонта к первоначальной стоимости самолета:

$$k_{рс} = 0,11 + \frac{2 \cdot 10^6}{C_c} \quad (110)$$

150. Расходы на амортизацию самолета

$$A_{ac} = 1,05 C_c \frac{1 + k_{рс} \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right)}{T_c}, \text{ коп/час};$$

1,05 - учитывает непроизводительный налет самолета (тренировки, обучение экипажей, облет самолетов и т.д.).

151. Коэффициент серийности двигателей

$$k_{сер}^{дв} = \left(\frac{1500}{\sum n_{дв}} \right)^{0,5} \quad (111)$$

152. Стоимость одного двигателя (включая затраты на проектирование)

$$G_{дв} = k_{сх} k_{сер}^{дв} P_{oi} (3400 - 10 \sqrt{P_{oi}}), \quad (112)$$

где P_{oi} = тяга одного двигателя;

$k_{сх} = 1$ - ТРД;

$k_{сх} = 1,15$ - ТРДД с $M < 1$;

$k_{сх} = 1,5$ - двигатели СПС.

153. Коэффициент отношения стоимости одного капитального ремонта к первоначальной стоимости двигателя:

$$k_{рд} = 0,15 + 4,15 \cdot 10^{-5} \left[1 - 0,2 \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right) \right] T_{дв} \quad (113)$$

154. Расходы на амортизацию двигателей

$$A_{ад} = 1,07 \sum n_{дв} C_{дв} \frac{1 + k_{рд} \left(\frac{T_{дв}}{t_{дв}} - 1 \right)}{T_{дв}}, \text{ коп/час}; \quad (114)$$

1,07 - учитывается непроизводительный налет.

155. Расходы на текущий ремонт и техническое обслуживание самолета:

$$A_{г.о.с} = k_{г.о} (0,39 - 0,121 \cdot 10^{-5} G_{пуст}) G_{пуст}, \text{ коп/час}, \quad (115)$$

где $k_{г.о} = 0,5$ - коэффициент, учитывающий метод технического обслуживания. При введении прогрессивных форм обслуживания он может быть снижен до 0,35-0,4.

156. Расходы на текущий ремонт и техническое обслуживание двигателей

$$A_{г.о.д} = \frac{1,6 \sum n_{дв} 1,07 \sqrt{P_{дв}}}{1 + 7 \cdot 10^{-5} T_{дв}}, \text{ коп/час}. \quad (116)$$

157. Расходы на зарплату

$$A_{зп} = 1100 n_{лпс} + 400 n_{дп}, \text{ коп/час}. \quad (117)$$

158. Стоимость расходуемого топлива

$$A_{топ} = 5,1 \frac{(\bar{G}_{топ} G_0) V_{рейс}}{L_p}, \text{ коп/час}, \quad (118)$$

где 5,1 - стоимость 1 кгс топлива (с учетом непроизводительных затрат и расходов на опробование двигателей, на тренировочные и контрольные полеты).

159. Косвенные аэропортовые расходы

$$B_{ап} = (0,45 - 7 \cdot 10^{-4} \sqrt{G_0}) G_0, \text{ коп/час}. \quad (119)$$

160. Налет часов на самолете в год

$$B_{200} = 2600 \frac{L_p}{L_p + 0,53 V_{рейс}}, \text{ час/год}, \quad (120)$$

161. Расходы на эксплуатацию самолета в течение одного летного часа

$$A = A_{ас} + A_{ад} + A_{г.о.с} + A_{г.о.д} + A_{г.о.п} + A_{зп} + B_{а.п}, \text{ коп/час}. \quad (121)$$

162. Себестоимость перевозок

$$a = \frac{A}{k_{засп} G_{кн} V_{рейс}}, \text{ коп/тс.км}. \quad (122)$$

ПРИМЕРЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ НА ЭВМ

По приведенному алгоритму составлены две программы на машинном языке АЛГОЛ-60 для ЭВМ М-222 с транслятором ТЛ-1М.

Одна программа предназначена для выбора параметров тяжелых гражданских самолетов с газотурбинными двигателями (турбореактивными - ТРД и двухконтурными турбореактивными - ТРДД) при взлетном весе больше 20000кгс, а другая - для самолетов со взлетным весом меньше 20000кгс. Самолеты могут эксплуатироваться на любых аэродромах: с грунтовыми или бетонными ВПП.

Для решения задачи в стандартные программы студент вводит свои исходные данные в том порядке, как описан ввод чисел. Например, карты I6, I7, I8 и т.д. P0042 ($L_{AЭР}$, $G_{КОМ}$, $M_{ПАС}$, $V_{ПП}$, $K_{ПБ}$... и т.д.), где

$L_{AЭР}$ - расстояние между аэропортами, км, ($L_{AЭР} \neq L_P$);

$G_{КОМ}$ - величина коммерческой нагрузки, кгс;

$M_{ПАС}$ - количество пассажиров;

$V_{ПП}$ - длина взлетно-посадочной полосы, м;

$K_{ПБ}$ - длина концевой полосы безопасности, м.

Карты I9, I20, I21, I22, I23 вводят постоянные числа, с помощью которых в программах формируются числовые коэффициенты и значения, так как машина М-222 не позволит применить более 120 простых чисел во всей программе.

Принятые исходные данные и варьируемые параметры дополняют стандартные программы, затем полностью скомплектованные карты вводятся для решения в машину.

Для решения задачи оптимизации по выбору параметров и характеристик студент заполняет таблицу исходных данных (табл. 5). В таблице указаны:

N зачетн. книжки - номер зачетной книжки студента;

V_1, V_2, V_3 - скорости крейсерского полета;

P_1, P_2, P_3 - нагрузки на m^2 крыла;

L_{M1}, L_{M2}, L_{M3} - удлинения крыла;

CO_1, CO_2, CO_3 - относительные толщины крыла у корня;

XI_1, XI_2, XI_3 - стреловидности крыла;

$ДВУХ_1, ДВУХ_2, ДВУХ_3$ - двухконтурности ТРД;

$НКР_1, НКР_2, НКР_3$ - высоты крейсерского полета.

Остальные идентификаторы описаны ниже:

$L_{AЭР}$ - расстояние между аэропортами (дальность полета), км;

L_P - расчетная дальность полета, км (L_P);

$G_{КОМ}$ - вес коммерческой нагрузки, кгс ($G_{КОМ}$);

$M_{ПАС}$ - количество пассажиров на самолете, чел ($n_{ПАС}$);

$V_{ПП}$ - длина взлетно-посадочной полосы, м;

$K_{ПБ}$ - длина концевой полосы безопасности, м;

TTC - общий ресурс конструкции самолета, час ($T_{рес}$ - табл.2);

$ТС$ - межремонтный ресурс конструкции самолета, час (t_c - табл.2);

$T_{ДВ}$ - общий ресурс конструкции двигателя, час ($T_{ДВ}$ - табл.2);

- ТДВ - межремонтный ресурс конструкции двигателя, час
(t дв- табл.2);
- N ЛПС - число членов летно-подъемного состава, чел (n лпс);
- N БП - число бортипроводников, чел (n бп);
- $K_1, K_2, K_3, K_4, K_5, K_{II}$ - коэффициенты (с.39,32,37);
- КСИК, КСУК, КПК - коэффициенты (с.32 $K_{СУ}^{кр}$, $K_{СУ}^{кр}$, $K_{П}^{кр}$);
- N ДВК - число двигателей на крыле ($n_{дв}$ - с.24);
- N ДВФ - число двигателей на фюзеляже ($n_{дв}^ф$ - с.24);
- ЭТА - сужение крыла (η);
- N ДВ - число двигателей на самолете (n дв);
- N ДВР - число двигателей с реверсом тяги ($n_{дв}^Р$);
- L ВЗД - длина выреза в закрылке под двигатель, м;
- КСУ - коэффициент (с.35 $K_{СУ}$);
- ДЕЛЬТАЗ - угол отклонения закрылка на взлете, рад (σ_z);
- ГСМ - вес служебной нагрузки, кгс (с.10);
- БЗ, L_3 , $L_{ЭЛ}$, БПР, $L_{ПР}$ - относительные величины хорды закрылка, размаха закрылка, размаха элерона, хорды и размаха предкрылка (см. табл.4);
- СГО - относительная толщина горизонтального оперения ($\bar{c}_{ГО}$);
- ДФ, $L_{Ф}$ - диаметр и длина фюзеляжа ($D_{ф}$, $l_{ф}$);
- ДЯМФ - удлинение фюзеляжа ($\lambda_{ф}$);
- $L_{ДВ}$, $L_{ХВ}$ - коэффициенты ($\bar{l}_{дв}$, $\bar{l}_{хв}$ - с.33);
- $N_{Щ}$ - число щелей закрылка ($n_{щ}$ - с.18);
- КТС - коэффициент ($K_{тс}$ - с.33);
- КПР, КСХ, КСИ - коэффициенты оперения ($K_{пр}$, $K_{сх}$ - с.36);
- КШ - коэффициент ($K_{ш}$ - с.37);
- КЗАГР - коэффициент загрузки ($K_{загр}$ - с.12);
- $S_{МФ}$ - площадь миделя фюзеляжа ($S_{мф}$);
- N САМ - число самолетов в серии (n сам).

Таблица 5

Исходные данные для программы № _____ Ф.И.О. _____ гр. _____

№ зачет. книжки	V1	V2	V3	P1	P2	P3	ЛДМ1	ЛДМ2	ЛДМ3	СО1	СО2	СО3	ХЛ1	ХЛ2
ХИЗ	ДВУХ1	ДВУХ2	ДВУХ3	НКР1	НКР2	НКР3	ЛАЗР	ФКОМ	МЛАС	ВПП	КПБ	ТТС	ТС	ТДВ
МЛПС	МБП	КД	К2	К3	К4	К5	КД1	КСЛК	КСУК	КШК	МДВК	МДВФ	ЭТА	МДВ
МВЗД	КСУ	ДЕЛЬТА3	СЛ	Б3	Л3	ЛЭЛ	БПР	ЛПР	СТО	ДФ	ЛФ	ЛМФ	ЛДВ	
ЛХВ	МЩ	КТС	КПР	КСХ	КСИ	КШ	КЗАТР	СИФ	МСАМ	ЛР				

Обработка результатов решения

На печать выводится 69 параметров самолета и двигателя, которые совместно с исходными данными описывают облик и характеристики самолета и двигателя. Параметры на печати располагаются друг за другом в последовательности, указанной в картах печати PI04I ($V_{кр}$, ρ_0 , ЛЯМ, c_0 , $\chi_{1/4}$, ДВУХ, $H_{кр}$, $N_{ДВ}$, L , S , БК, БКЦ, БСАХ и т.д.), где

$V_{кр}$ - скорость крейсерского полета, км/час;

ρ_0 - нагрузка на m^2 поверхности крыла, кгс/ m^2 ;

ЛЯМ - удлинение крыла;

c_0 - относительная толщина крыла у корня;

$\chi_{1/4}$ - стреловидность крыла по 1/4 хорд;

ДВУХ - двухконтурность двигателя;

$H_{кр}$ - высота крейсерского полета, км;

$N_{ДВ}$ - число двигателей на самолете;

L - размах крыла, м ;

S - площадь крыла, m^2 ;

БК - корневая хорда крыла, м ;

БКЦ - концевая хорда крыла, м ;

БСАХ - средняя аэродинамическая хорда, \bar{M} и т.д.

Примечание. Идентификаторы $V_{кр}$, ρ_0 , ЛЯМ, c_0 , $\chi_{1/4}$, ДВУХ, $H_{кр}$, $N_{ДВ}$, L , S , БК, БКЦ, БСАХ соответствуют начальным буквам названий параметров или их общепринятым обозначениям.

В качестве примера приводится расчет самолета местных воздушных линий для следующих исходных варьируемых параметров оптимизации:

$V_{кр} = 350, 400, 500, 600, \text{ км/час};$

$\rho_0 = 120, 150, 180, \text{ кгс/м}^2;$

$H_{кр} = 2, 4, 5, \text{ км};$

$\lambda = 6, 7, 8, 9;$

$\bar{c}_0 = 0,08; 0,10; 0,12; 0,14;$

$m = 0, 2, 4, 6;$

$\chi_{1/4} = 0;$

$L_p = L_{app} = 200, 400, 600, \text{ км};$

$$n_{дв} = 2, 3;$$

$$G_{кн} = 600, \text{ кгс};$$

$$n_{пос} = 1; n_{пас} = 6; L_{впл} = 500, \text{ м}; L_{кпб} = 50, \text{ м};$$

$$L_{пер} = 500, \text{ м}; \bar{G}_{пос} = 0,9; G_{сл} = 180, \text{ кгс}; T_{рес} = 25000, \text{ час};$$

$$T_{дв} = 15000, \text{ час}; t_c = 5000, \text{ час}; t_{дв} = 5000, \text{ час};$$

$$k_{звзр} = 0,8; k_{дрос} = 0,85; n_{дт} = 0; p^{\circ} = 0,2, \text{ ати}.$$

Рассматривается схема низкоплан с двумя и тремя двигателями, расположенными в хвостовой части фюзеляжа. Самолет эксплуатируется на грунтовой ВПП ограниченных размеров.

В результате решения алгоритма по программе строятся графики изменения критерия оптимизации (себестоимости перевозок) по дискретным значениям параметров оптимизации:

$$a = f_1(V_{кр}); a = f_2(\rho_0); a = f_3(\lambda); a = f_4(m);$$

$$a = f_5(H_{кр}); a = f_6(\bar{c}_0).$$

На рис. 1 - 8 (приложение) приводится часть графиков зависимости себестоимости перевозок от параметров оптимизации.

Из рис. 1 видно, что при полете на высоте $H_{кр} = 2$ км минимум себестоимости перевозок лежит в диапазоне $V_{кр} = 400-600$ км/час, а для полета на высоте $H_{кр} = 4$ км значение минимума не получено в рассматриваемом диапазоне $V_{кр} = 400-600$ км/час. Кроме этого, для $n_{дв} = 2$ значение тяговооруженности на взлете $\rho_0 = 0,48$, а для $n_{дв} = 3$ значение $\bar{\rho}_0 = 0,42$. Следовательно, полет должен выполняться на высоте $H_{кр} \leq 2$ км с рациональным значением скорости $V_{кр} = 500$ км/час для дальности $L_p = 600$ км.

На рис. 2 показано значение нагрузки на m^2 крыла для $V_{кр} = 500$ км/час. Видно, что рациональным значением ρ_0 можно принять $\rho_0 = 150$ кгс/м².

Из рис. 3 видно, что минимум себестоимости перевозок имеет место при $\lambda = 8$.

На рис. 4 показано, что оптимальное значение двухконтурности ТРД лежит в диапазоне $m = 3,6-4$. Принимаем рациональное значение $m = 4$.

Из рис. 5-6 видно, что практически не получено оптимального значения высоты крейсерского полета $H_{кр}$, но для дальности

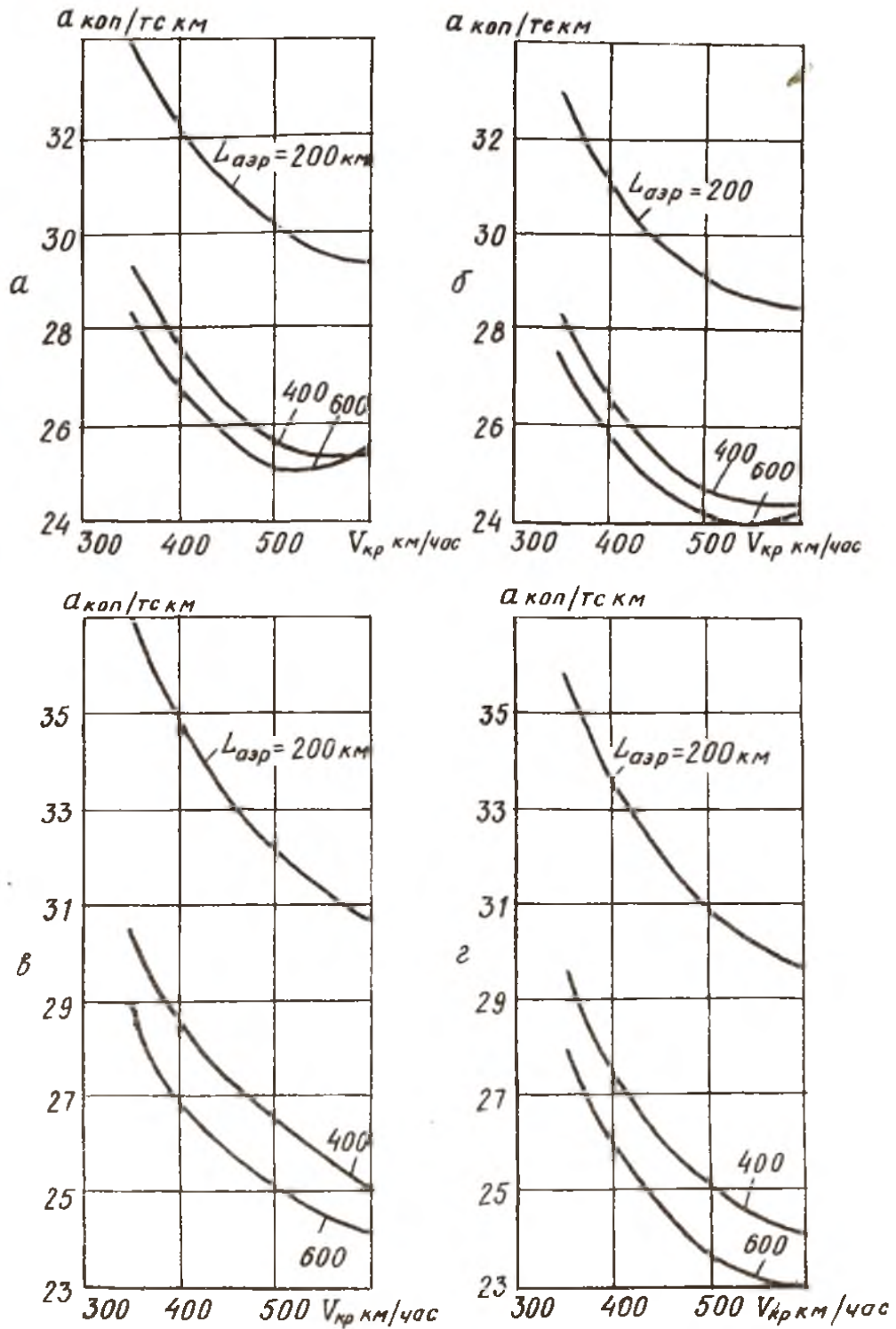
$L_p = 200-400$ км полет должен проходить на умеренной высоте. Важно, что самолет МВЛ должен эксплуатироваться на высотах, где не работают

магистральные самолеты. Поэтому за рациональную высоту крейсерского полета принимаем $H_{кр} = 2$ км, что позволяет сделать кабину пассажиров негерметичной и облегчить вес конструкции фюзеляжа на 6-10%.

На рис. 7-8 показано, что относительная толщина крыла $\bar{c}_0 = 0,12$ дает минимум себестоимости перевозок при полете в рассматриваемом диапазоне дальностей $L_p = 200-600$ км.

Следовательно, по минимуму себестоимости перевозок a коп/тс.км находят оптимальные значения параметров оптимизации для каждого варианта самолета. В зависимости от назначения самолета, логического исследования принимают рациональные параметры, которые могут отступать от оптимальных.

Принятые параметры оптимизации, имеющие определенное числовое значение: $V_{кр} = 500$ км/час; $H_{кр} = 2$ км; $\rho_0 = 150$ кгс/м²; $\lambda = 8$; $\bar{c}_0 = 0,12$; $m = 4$; $\chi_{1/4} = 0^\circ$ вводят в программу и получают окончательные геометрические, аэродинамические и весовые параметры рационального самолета.



На рис. I. Зависимость себестоимости перевозок a_2 от
 крейсерской скорости полета V ($P_0 = 150 \text{ кгс/м}^2$,
 $C_0 = 0,12$, $\chi = 0^\circ$, $m = 4$, $\lambda = 8$, $L_{впл} = 500$):
 при $n_{дб} = 2$ а - Нкр = 2 км; при $n_{дб} = 3$ б - Нкр = 2 км;
 при $n_{дб} = 2$ в - Нкр = 4 км; при $n_{дб} = 3$ г - Нкр = 4 км.

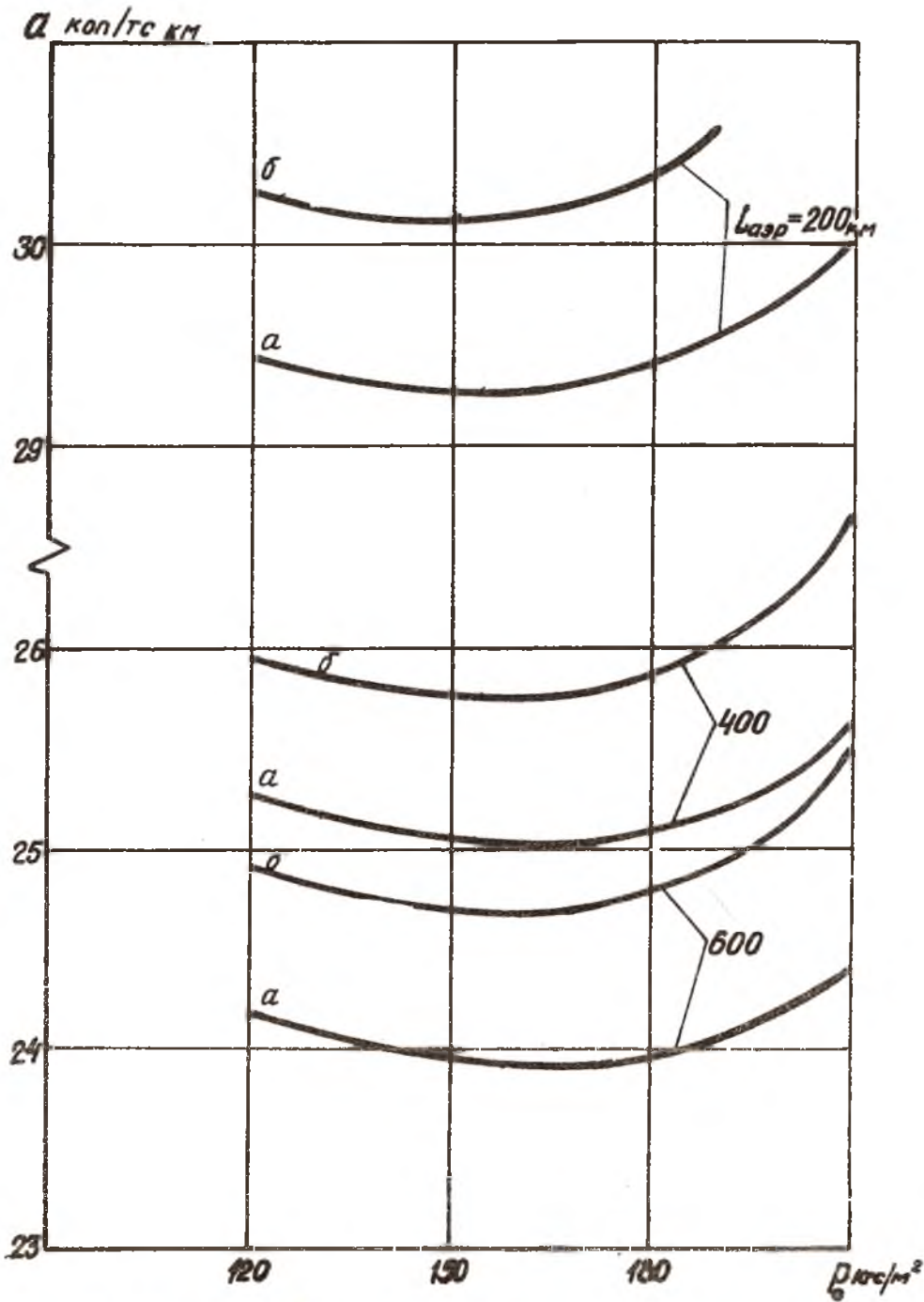


Рис.2. Зависимость себестоимости перевозок a от нагрузки на квадратный метр крыла $P_{кр}$ ($V_{кр} = 500 \text{ км/час}$, $\bar{c}_o = 12$, $\alpha = 0^\circ$, $m = 4$, $\lambda = 8$, $H_{кр} = 2 \text{ км}$, $L_{впл} = 500 \text{ м}$): $\alpha - n_{об} = 3$; $\sigma - n_{об} = 2$.

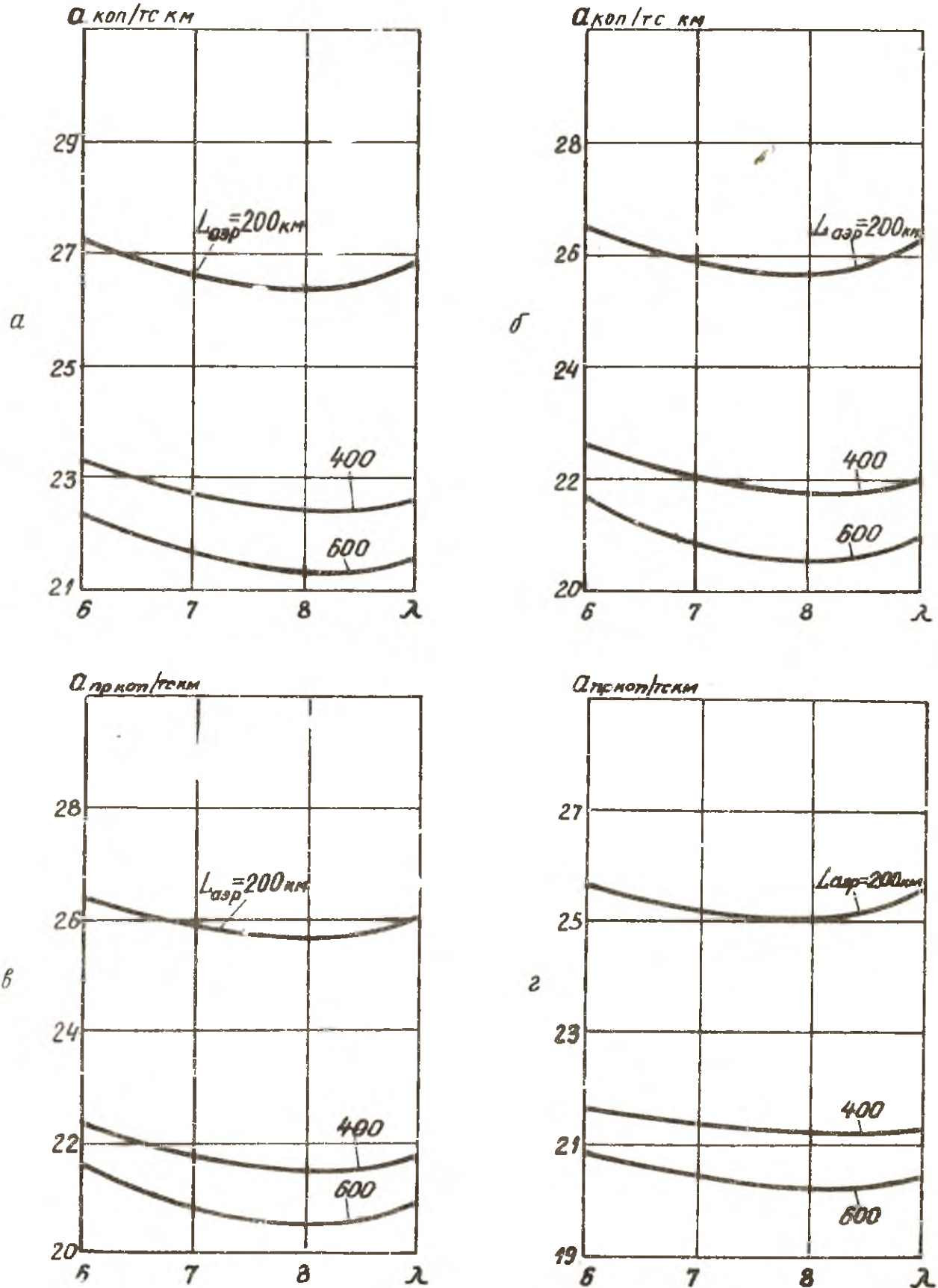


Рис. 3. Зависимость себестоимости перевозок a от удлинения крыла λ ($P_0 = 150 \text{ кгс/м}^2$, $\bar{c}_0 = 0,12$, $\alpha = 0^\circ$, $m = 4$, $N_{кр} = 2 \text{ км}$, $L_{впл} = 500 \text{ м}$): при $n_{дэ} = 2$ а - $V_{кр} = 500 \text{ км/час}$; при $n_{дэ} = 3$ б - $V_{кр} = 500 \text{ км-час}$; при $n_{дэ} = 2$ в - $V_{кр} = 600 \text{ км/час}$; при $n_{дэ} = 3$ г - $V_{кр} = 600 \text{ км/час}$.

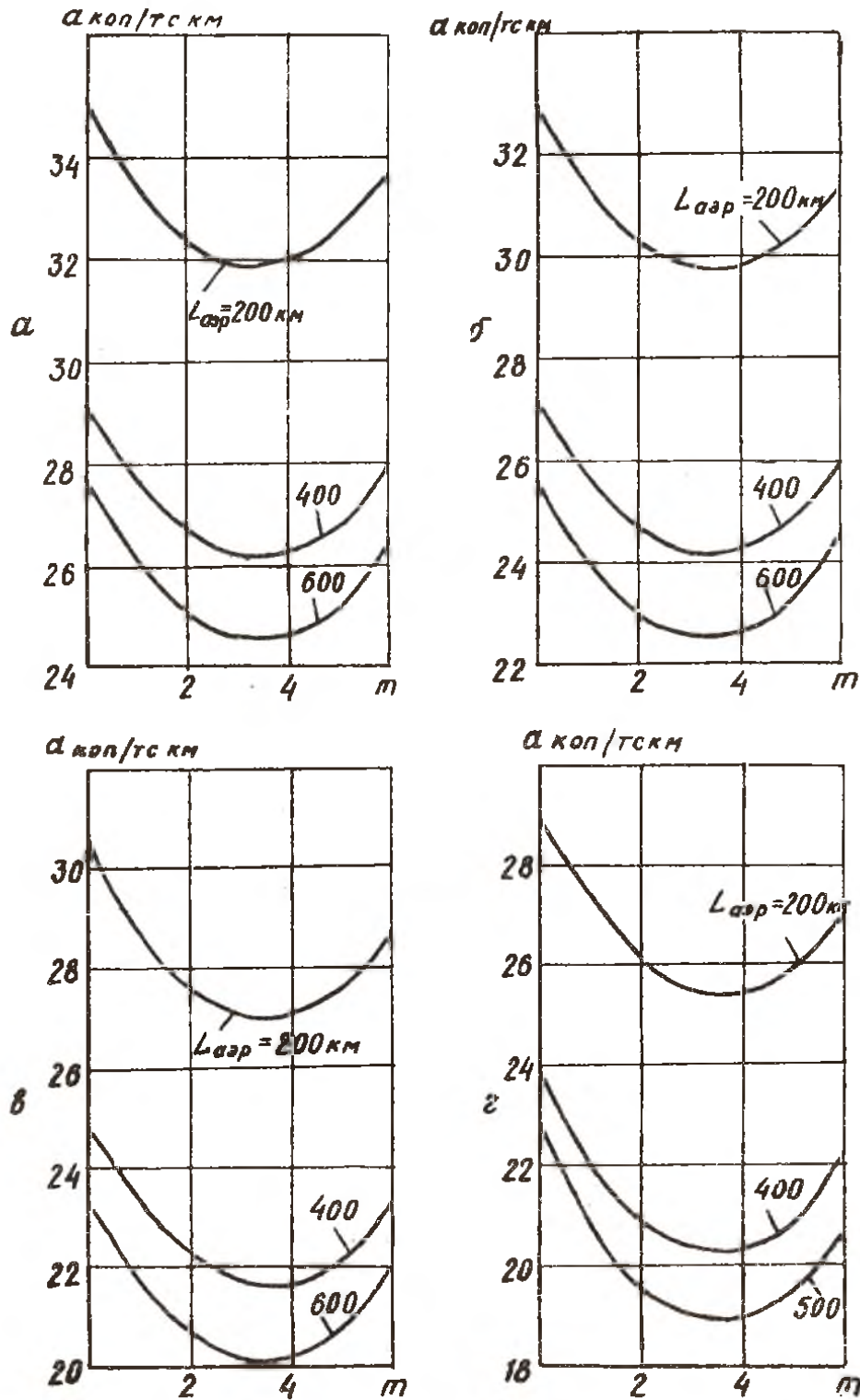


Рис.4. Зависимость себестоимости перевозок α от двух-
 контурности ТРД ($P_0 = 150$ кгс/м², $C_0 = 0.12$, $\chi = 0^\circ$,
 $\lambda = 8$, $H_{кр} = 2$ км, $n_{об} = 3$, $L_{впп} = 500$ м): а $V_{кр} =$
 $= 350$ км/час; б - $V_{кр} = 400$ км/час; в - $V_{кр} = 500$ км/час;
 г - $V_{кр} = 600$ км/час.

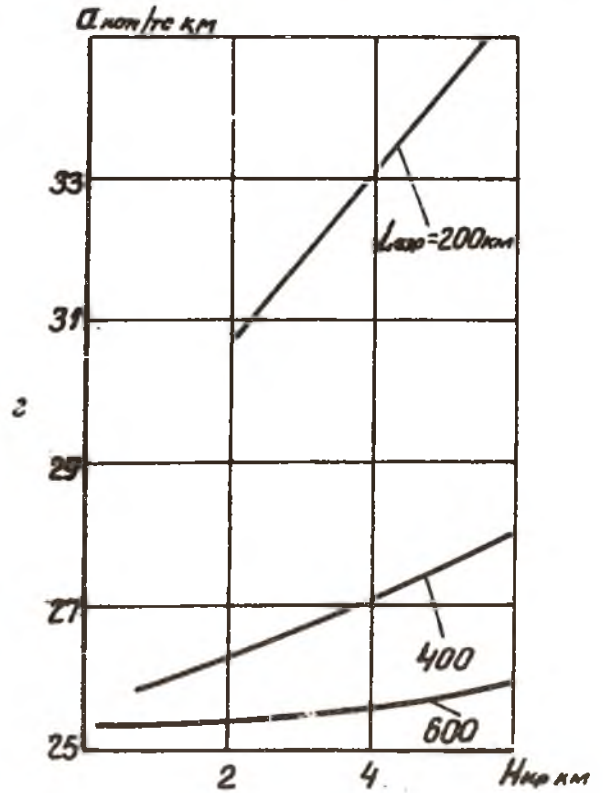
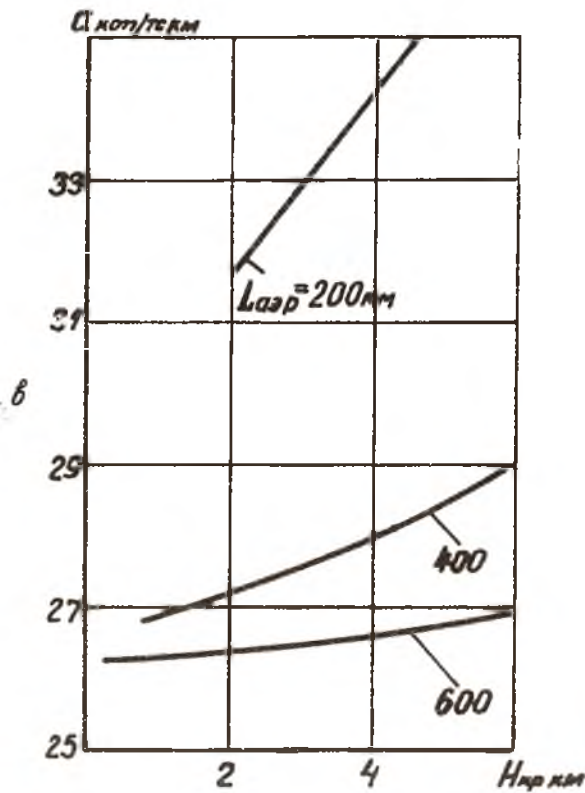
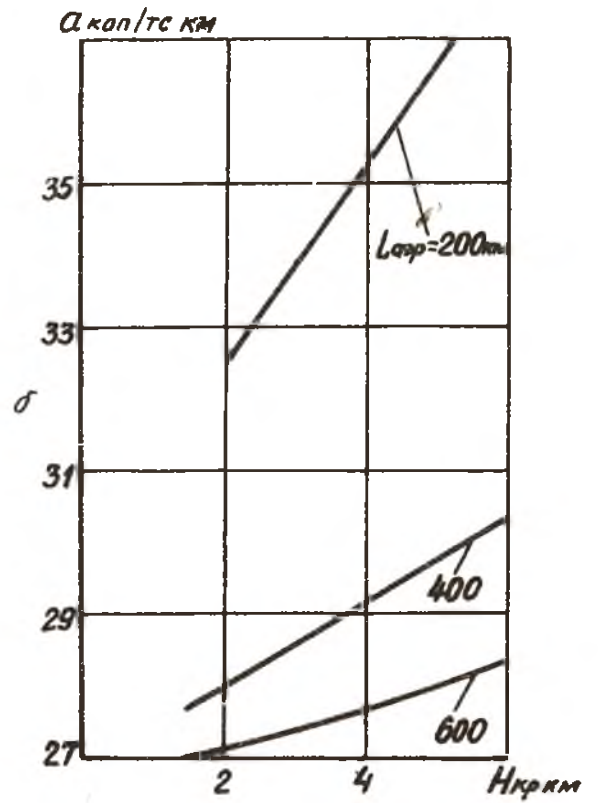
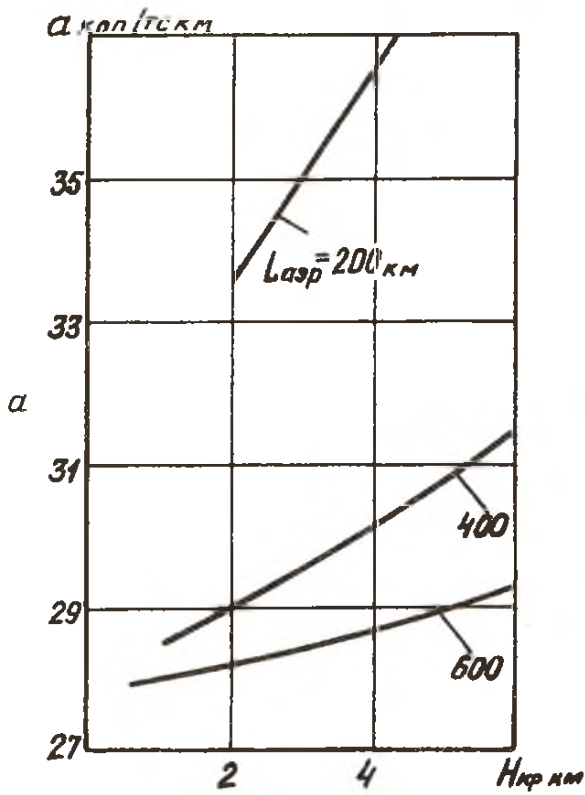


Рис.5. Зависимость себестоимости перевозок α от высоты крейсерского полета $H_{кр}$ ($P_0 = 150 \text{ кгс/м}^2$, $\bar{C}_0 = 0,12$, $\chi = 0$, $m = 4$, $\lambda = 8$): при $V_{кр} = 350 \text{ км/час}$ а - $n_{об} = 2$, б - $n_{об} = 3$; при $V_{кр} = 400 \text{ км/час}$ в - $n_{об} = 2$, г - $n_{об} = 3$

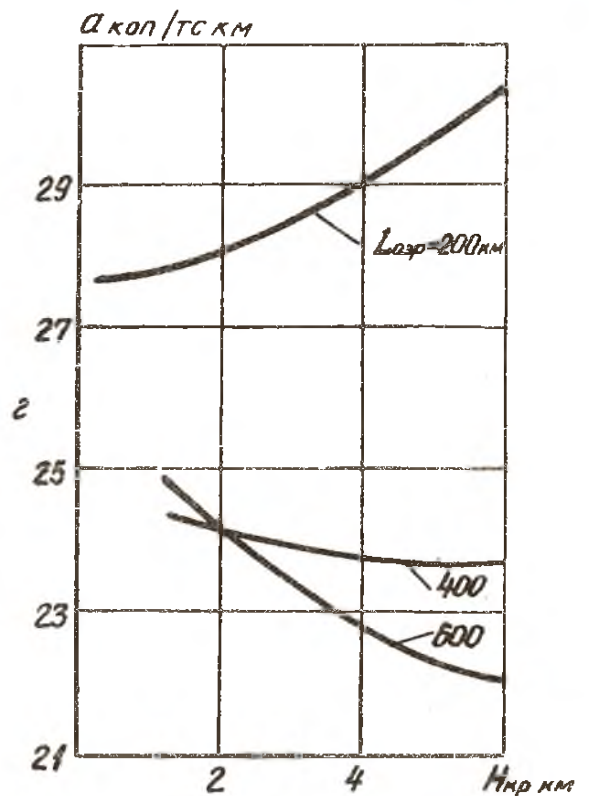
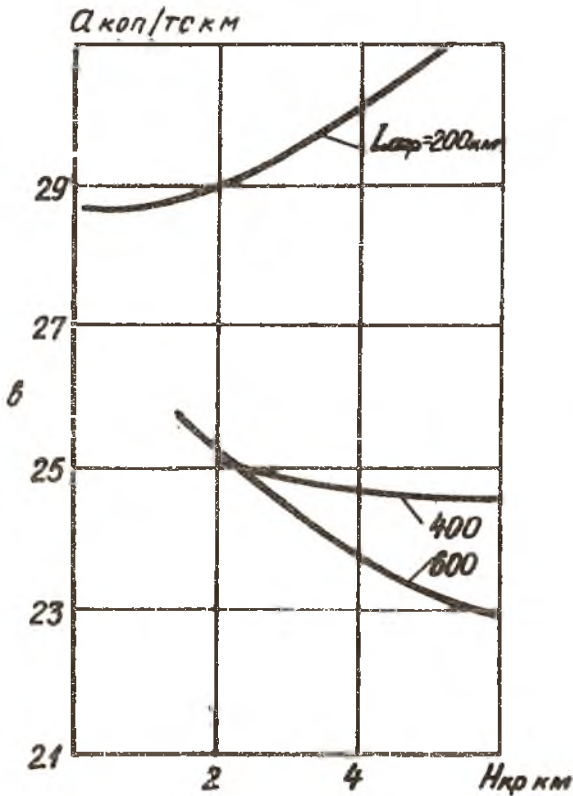
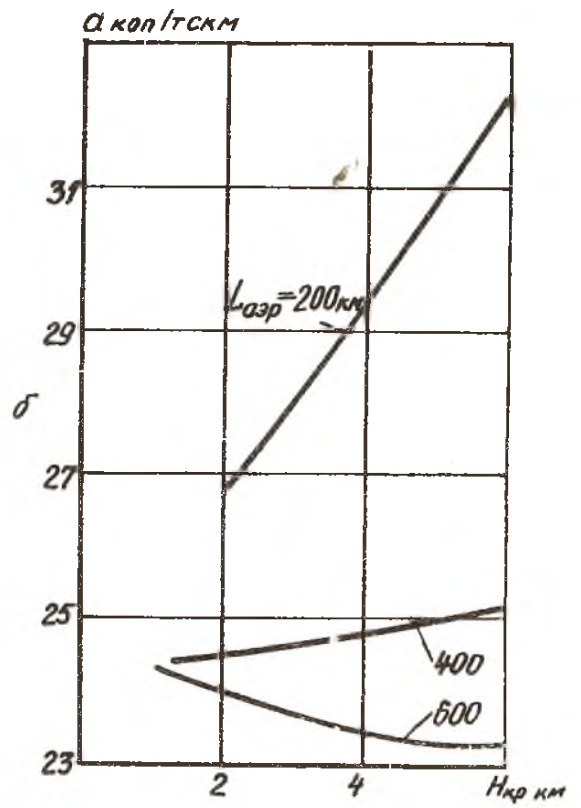
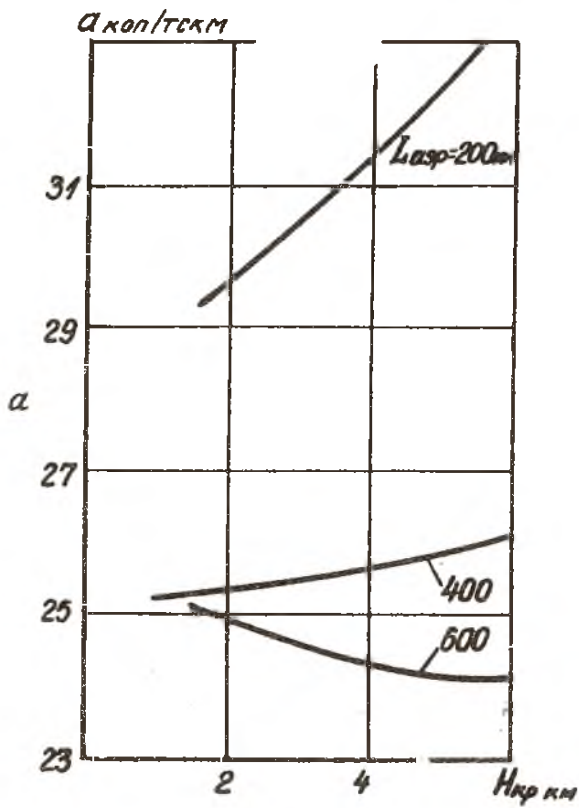


Рис.6. Зависимость себестоимости перевозок a от высоты крейсерского полета $H_{кр}$ ($P_0 = 150 \text{ кгс/м}^2$, $\bar{c}_0 = 0,12$, $\chi = 0^\circ$, $m = 4$, $\lambda = 8$): при $V_{кр} = 500 \text{ км/час}$ а - $n_{об} = 2$, б - $n_{об} = 3$; при $V_{кр} = 600 \text{ км/час}$ в - $n_{ДВ} = 2$, г - $n_{об} = 3$

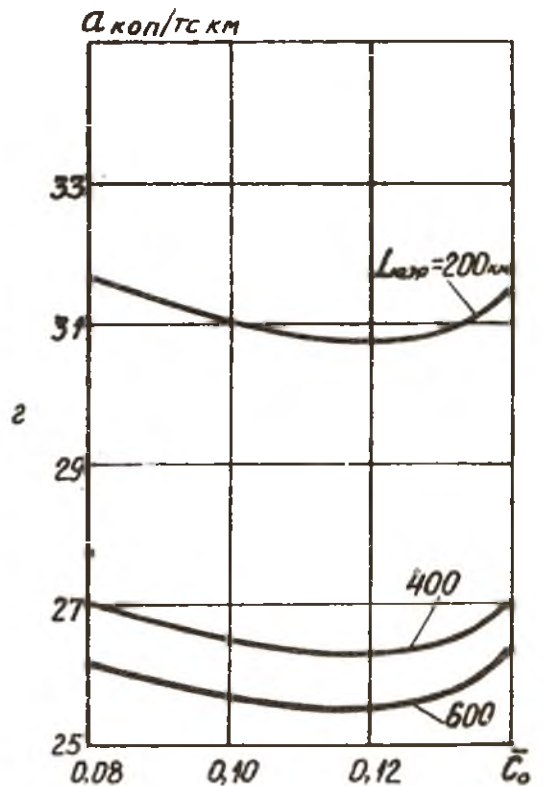
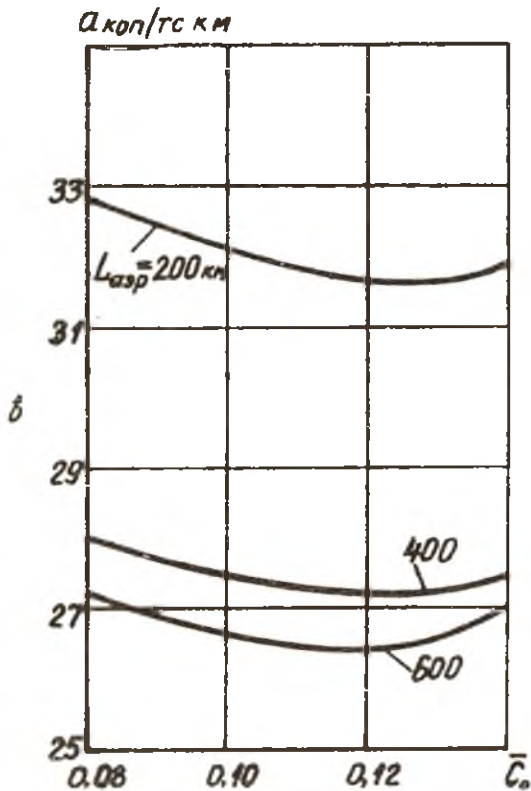
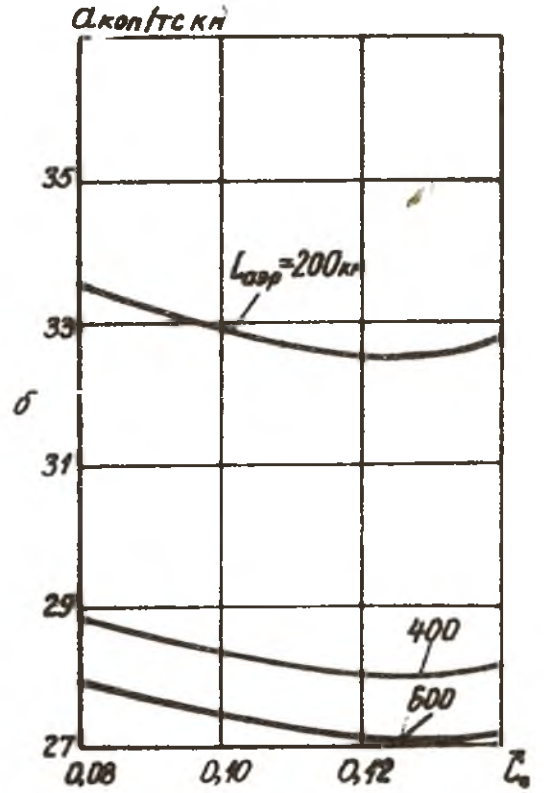
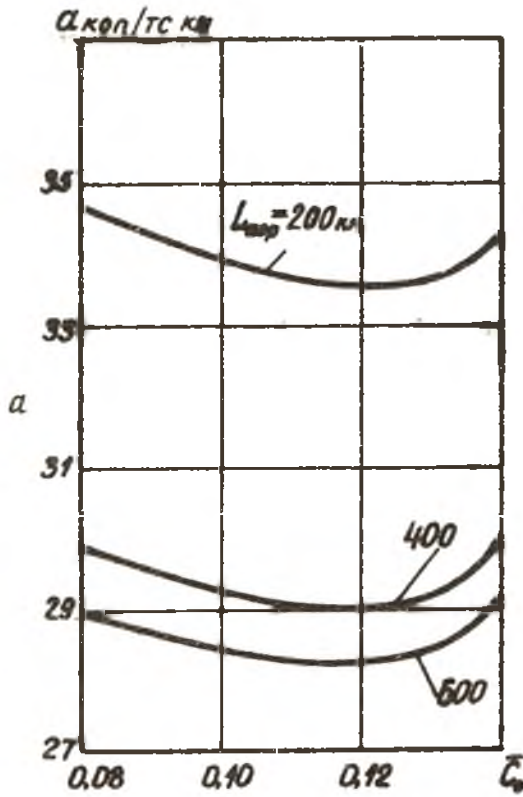


Рис. 7. Зависимость себестоимости перевозок a от относительной толщины крыла C_o ($P_o = 150 \text{ кгс/м}^2$, $\chi = 0^\circ$, $m = 4$, $\lambda = 8$, $N_{кр} = 2 \text{ км}$): при $L_{впн} = 500 \text{ м}$ $V_{кр} = 350 \text{ км/час}$
 $a - n_{\delta\delta} = 2$, $b - n_{\delta\delta} = 3$; при $V_{кр} = 400 \text{ км/час}$ $в - n_{\delta\delta} = 2$,
 $г - n_{\delta\delta} = 3$.

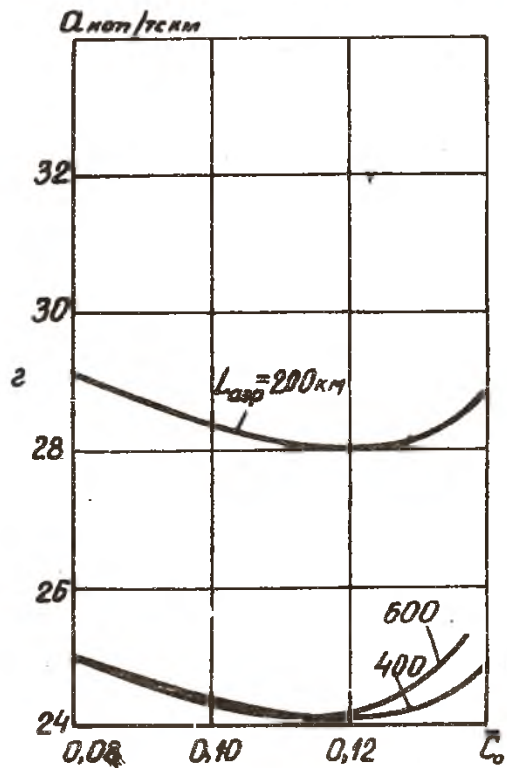
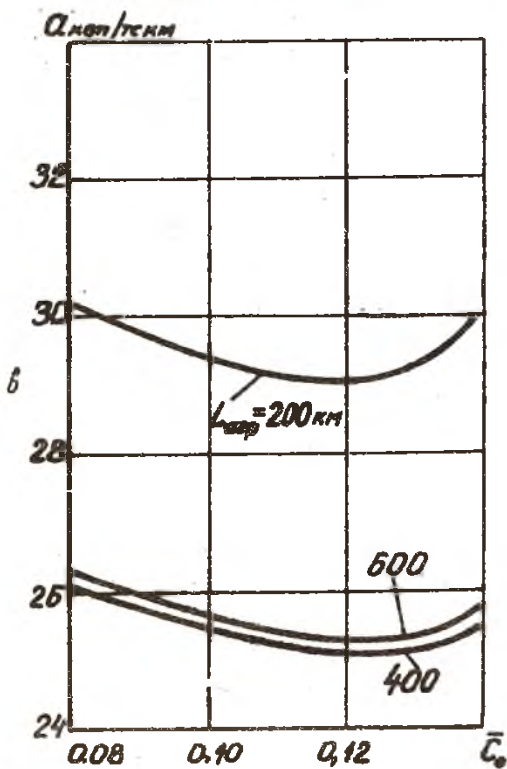
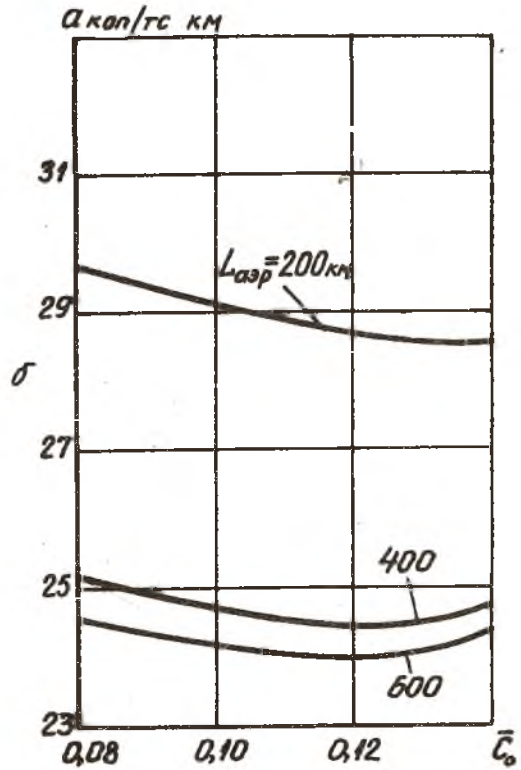
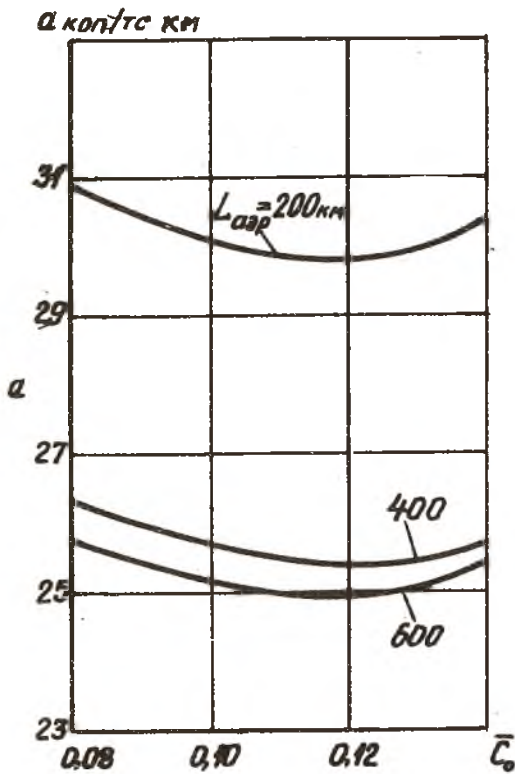


Рис. 8. Зависимость себестоимости перевозок a_0 от относительной толщины крыла \bar{c}_0 ($\rho_0 = 150 \text{ кг/м}^3$, $\chi = 0$, $m = 4$, $\lambda = 8$, $\text{Нкр} = 2 \text{ км}$): при $V_{кр} = 500 \text{ км/час}$ а - $n_{дв} = 2$, б - $n_{дв} = 3$; при $V_{кр} = 600 \text{ км/час}$ в - $n_{дв} = 2$, г - $n_{дв} = 3$

Л и т е р а т у р а

1. Б а д я г и н А.А., Е г е р С.М., М и ш и н В.Ф., С к л я н с к и й Ф.И., Ф о м и н Н.А. Проектирование самолетов. М., "Машиностроение", 1972.
2. Нормы летной годности гражданских самолетов.
3. Ш е й н и н В.М. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов. М., "Машиностроение", 1963.
4. О с т о с л а в с к и й И.В. Аэродинамика самолета. М., Оборонгиз, 1957.
5. Е г е р С.М. Проектирование реактивных пассажирских самолетов. М., "Машиностроение", 1964.
6. Б а д я г и н А.А., О в р у ц к и й Е.А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. М., "Машиностроение", 1964.

С о д е р ж а н и е

Основные обозначения	3
Постановка задачи, основные ограничения	8
Алгоритм оптимизации параметров и характеристик граждан- ского самолета	10
Алгоритм аналитического выбора параметров и характеристик самолета	12
Примеры решения задач на ЭВМ	35
Л и т е р а т у р а	50