

Московский государственный технический университет  
имени Н.Э. Баумана

Домашнее задание

по курсу "Принципы автономного наведения ЛА "

"Построение программной траектории движения ЛА  
методом динамического программирования"

## Задание.

### Дано:

1. В зависимости от варианта, марка ЛА, начальная и конечная точки маневра, максимальный процент используемой тяги, критерий оптимизации .
2. Уравнения математической модели продольного движения ЛА (упрощенные) :
 
$$m \, dV/dt = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X - mg \sin\theta ;$$

$$mV \, d\theta/dt = P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y - mg \cos\theta ;$$

$$dH/dt = V \sin\theta ;$$

$$dL/dt = V \cos \theta ;$$

$$dm/dt = -C_p .$$
3. Аэродинамические характеристики ЛА .
4. Тяговые характеристики силовой установки ЛА .
5. Параметры стандартной атмосферы по ГОСТ 4401-81 .
6. Массо-геометрические характеристики ЛА .

### Требуется:

Рассчитать оптимальную программную траекторию движения ЛА: изменение высоты полета как функцию скорости движения ЛА, исходя из критерия минимизации расхода топлива или минимального времени полета методом динамического программирования.

## Содержание отчета.

1. Исходные данные конкретного варианта задания.
2. Переход от уравнений движения ЛА, заданных в связанной системе координат к уравнениям движения ЛА, заданных в траекторной системе координат.
3. Вывод соотношений для расхода топлива (времени полета) на элементарных участках полета.
4. Аппроксимированные выражения необходимых для расчета параметров полета и характеристик ЛА, которые изначально были заданы таблично или графически.
5. Блок-схема программы формирования оптимальной траектории движения ЛА методом динамического программирования.
6. Текст программы формирования оптимальной траектории движения ЛА методом динамического программирования на языке высокого уровня с комментариями.
7. Таблица расчета. Результат работы программы в виде изображения траектории полета ЛА в области V-H, графики изменения угла атаки в течении полета, высоты полета и расхода топлива от дальности.
8. Результаты расчетов итоговых значений расхода топлива и времени полета вне зависимости от заданного критерия оптимизации.

### Исходные данные

Самолет	Масса, кг «взлетный вес»	Площадь крыла, S, м <sup>2</sup>	Кол-во двигателей и тип
Як-40	13900	70	3 двигателя, АИ-25
ТУ-134	47000	127	2 двигателя, Д-30
ТУ-154	98000	201	3 двигателя, НК-8-2
ИЛ-76	155000	300	4 двигателя, Д-30КП

№ п/п	Тип ЛА	Мах P, % от ном.	Критерий оптими- зации	Начальная		Конечная	
				высота (м)	скорость (км/ч)	высота (м)	скорость (км/ч)
1.	ТУ-154	100	t	300	300	5000	800
2.	ТУ-134	100	t	300	310	6000	700
3.	Як-40	100	t	300	250	4000	650
4.	ИЛ-76	100	t	300	300	5000	
5.	ТУ-154	90	Ср	400	320	6500	900
6.	ТУ-134	90	Ср	400	320	6500	720
7.	Як-40	90	Ср	400	260	6100	860
8.	ИЛ-76	90	Ср	400	320	6500	
9.	ТУ-154	80	t	500	330	8000	900
10.	ТУ-134	80	t	500	330	7000	840
11.	Як-40	80	t	500	270	6200	770
12.	ИЛ-76	80	t	500	330	7000	
13.	ТУ-154	110	Ср	600	340	6000	670
14.	ТУ-134	110	Ср	600	340	8500	860
15.	Як-40	110	Ср	600	280	5300	680
16.	ИЛ-76	110	Ср	600	340	8500	
17.	ТУ-154	120	t	700	350	9250	980
18.	ТУ-134	120	t	700	350	8000	880
19.	Як-40	120	t	700	285	6400	790
20.	ИЛ-76	120	t	700	350	8000	
21.	ТУ-154	95	Ср	800	360	10000	990
22.	ТУ-134	95	Ср	800	360	8500	800
23.	Як-40	95	Ср	800	300	4500	600
24.	ИЛ-76	95	Ср	800	360	10000	
25.	ТУ-154	85	t	900	370	10750	900
26.	ТУ-134	85	t	900	370	9000	820
27.	Як-40	85	t	900	270	7000	610
28.	ИЛ-76	85	t	900	370	9000	

## 1. ТУ-154

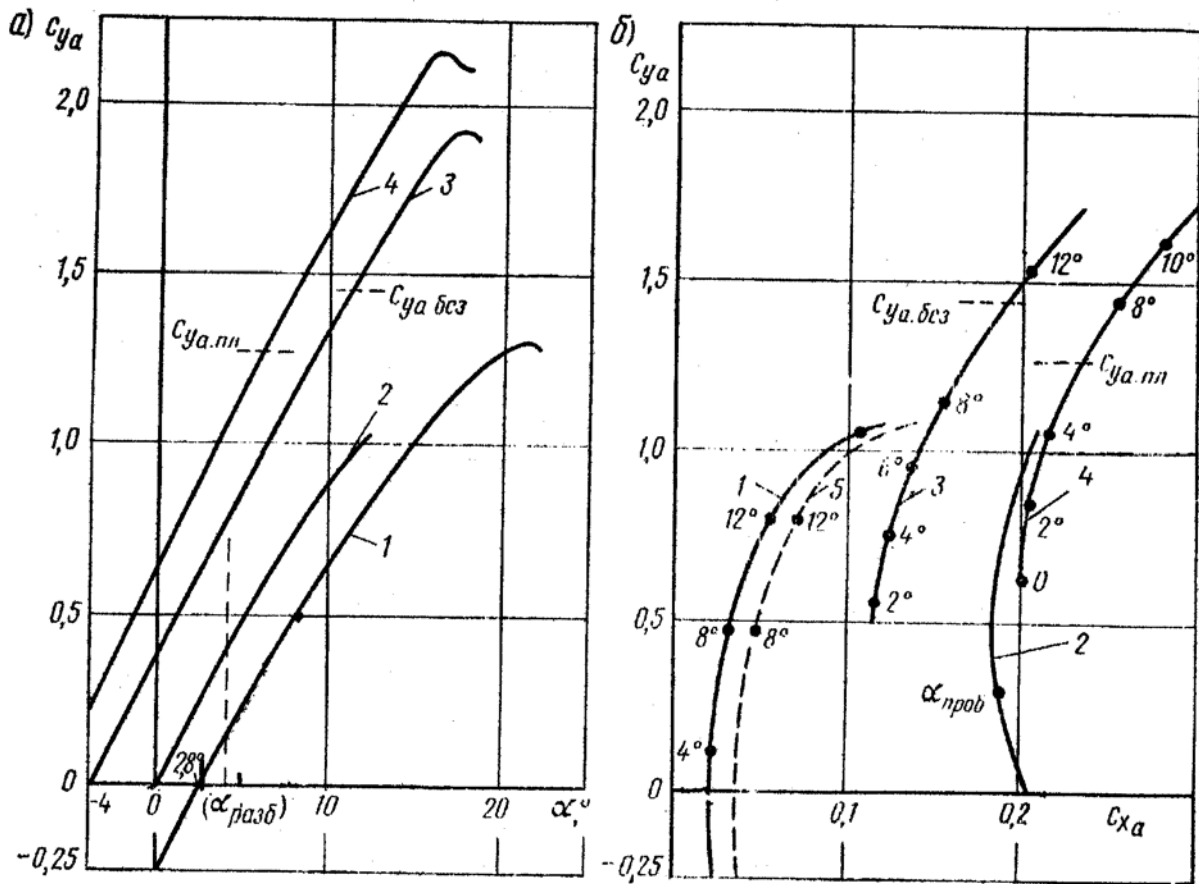


Рис. 1. Аэродинамические характеристики самолета ТУ-154Б: а) зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы от угла атаки; б) поляры самолета для различных конфигураций при убранном шасси и без учета влияния экрана земной поверхности:

1.  $\delta_3 = 0, \delta_{пред} = 0$ ; 2.  $\delta_3 = 45^\circ, \delta_{пред} = 18,5^\circ$  с отклоненными на пробеге интерцепторами;
3.  $\delta_3 = 28^\circ, \delta_{пред} = 18,5^\circ$ ; 4.  $\delta_3 = 45^\circ, \delta_{пред} = 18,5^\circ$ ; 5.  $\delta_3 = 0, \delta_{пред} = 0$ , шасси выпущено.

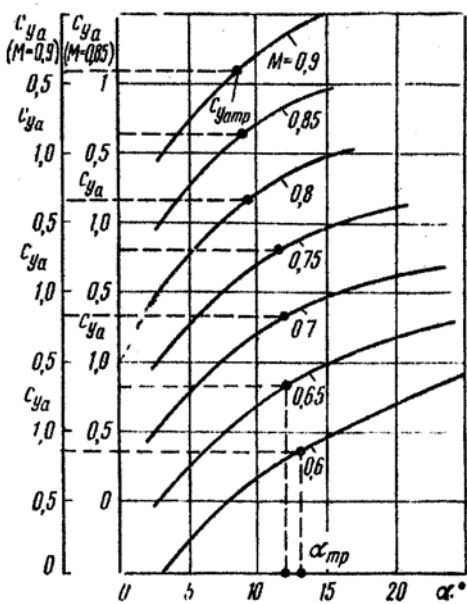


Рис. 2. Влияние числа  $M$  на зависимость  $C_y = f(\alpha)$

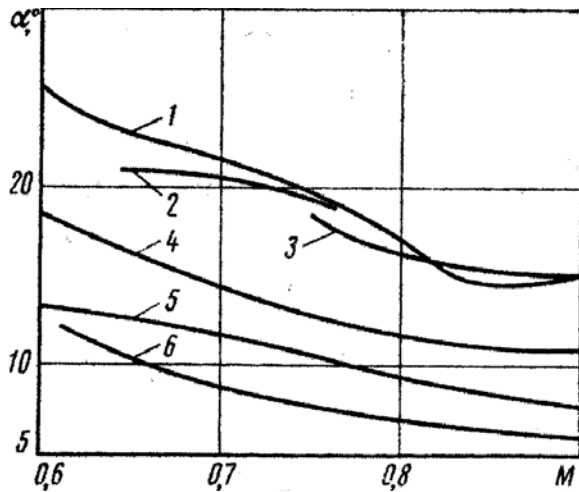


Рис. 3. Зависимость угла атаки самолета от числа  $M$ ;

- 1 — значения коэффициента  $C_{y\alpha}$  при выходе на большие углы атаки;
- 2 — достигнутые углы атаки при полном срыве потока на входе в боковые двигатели;
- 3 — неустойчивая работа боковых двигателей с самовосстановлением режима;
- 4 — начало неустойчивой работы боковых двигателей (соответствует  $\alpha_{доп}$ );
- 5 — начало тряски;
- 6 — режим горизонтального полета на высоте 11,5 км при массе самолета 86 т.

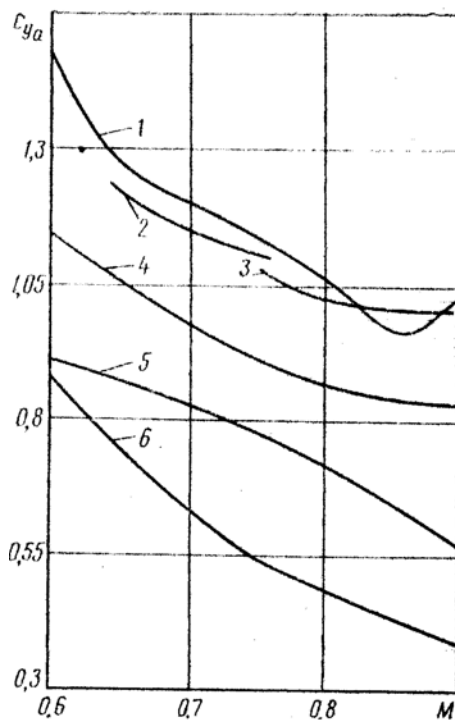


Рис. 4. Зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы от числа  $M$ .

- 1 — для достигнутых значений коэффициента  $C_{y\alpha}$  при выходе на большие углы атаки;
- 2 — значения  $C_{y\alpha}$  при полном срыве потока на входе в боковые двигатели;
- 3 — неустойчивая работа двигателей с самовосстановлением режима;
- 4 — начало неустойчивой работы боковых двигателей (соответствует  $C_{y\alpha\ доп}$ );
- 5 — начало тряски;
- 6 — режим горизонтального полета на высоте 11,5 км при массе самолета 86 т.

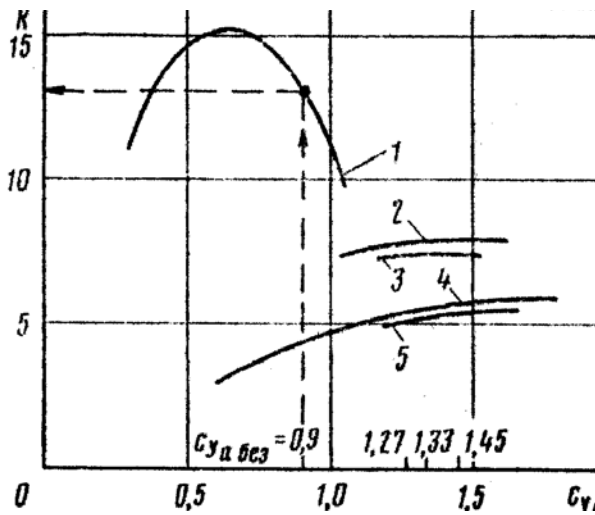


Рис. 5. Влияние конфигурации самолета на аэродинамическое качество.

- 1 — закрылки, предкрылки и шасси убраны;
- 2 — закрылки отклонены на  $28^\circ$ , предкрылки на  $18,5^\circ$  (полный выпуск), шасси убрано;
- 3 — закрылки отклонены на  $28^\circ$ , предкрылки на  $18,5^\circ$ , шасси выпущено (взлетное положение);
- 4 — закрылки отклонены на  $45^\circ$ , предкрылки на  $18,5^\circ$  (полный выпуск), шасси убрано;
- 5 — закрылки отклонены на  $45^\circ$ , предкрылки на  $18,5^\circ$ , шасси выпущено (посадочное положение).

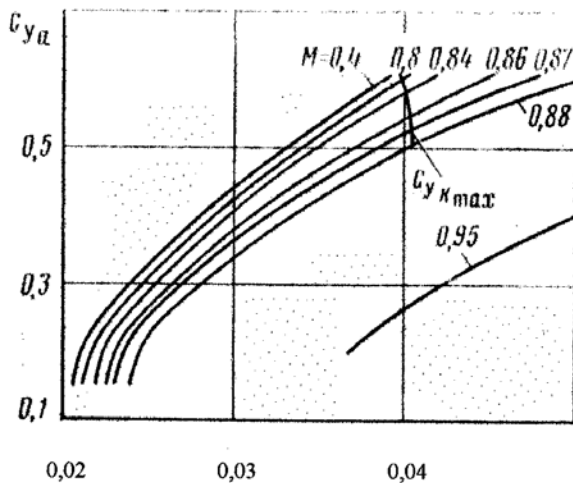


Рис. 6. Поляры самолета для больших чисел  $M$  ( $\delta_{з \text{ внутр}} = 2^\circ$ , шасси убрано)

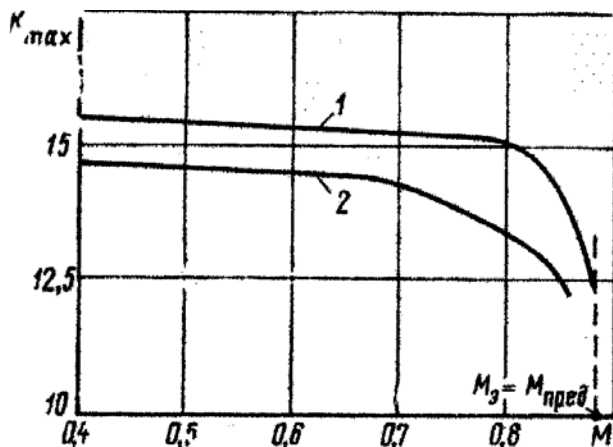


Рис. 7. Зависимость  $K_{\text{max}}$  от числа  $M$ : 1 — по результатам контрольных испытаний; 2 — по результатам первого этапа государственных испытаний.

Режим	Угол поворота РУД, °	Частота вращения ротора компрессора высокого давления	
		%	об/мин
Взлетный	114 + 2	95,5 ± 1	7060
Номинальный	106 ± 1	92,5 ± 1	6830
0,85 номинального	96 ± 1	90 ± 1	6640
0,7	86 ± 2	86,5 ± 1	6410
0,6	80 + 2	84 ± 1	6220
0,4	66 ± 2	77,5 ± 1	5430
Малого газа	25 ± 4	55,5-2,5	4100
Максимальной обратной тяги	3 ± 3	88 ± 1,5	-

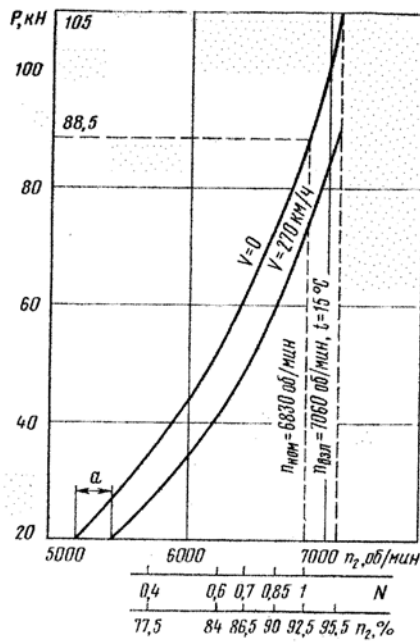


Рис. 8. Зависимость тяги двигателя  $P$  (без учета потерь) от частоты вращения ротора компрессора высокого давления ( $H = 0$ ,  $p = 101,3 \text{ кПа}$ ,  $t = +15^\circ\text{C}$ ,  $a$  — диапазон срабатывания клапанов перепуска воздуха за компрессором (закрытие при  $n = 5500 \text{ об/мин}$ , открытие при  $n = 5200 \dots 5500 \text{ об/мин}$ ).

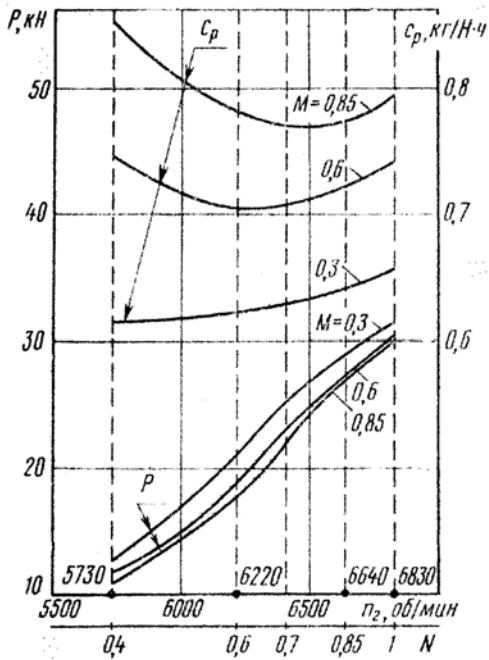


Рис. 9. Зависимость тяги двигателя  $P$  и удельного расхода топлива  $C_p$  (без учета потерь) от частоты вращения ротора и режима работы на высоте 11 км в стандартных условиях при числе  $M$ , равном 0.3, 0.6, 0.85.

## 2. ТУ-134А

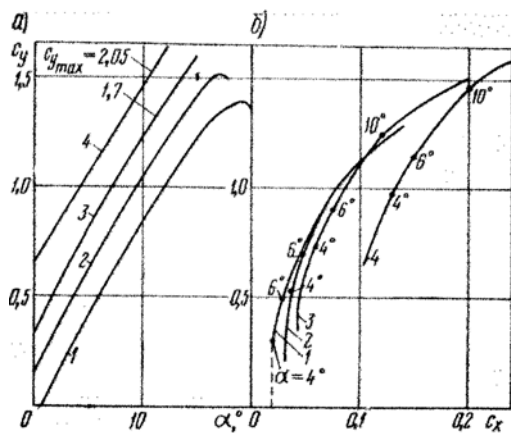


Рис. 10. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (а) и поляры самолета с разметкой углов атаки (б) при убранном шасси для чисел  $M < 0,4$ .

1 — закрылки убраны; 2 — закрылки отклонены на  $10^\circ$ ;  
3 — закрылки отклонены на  $20^\circ$ ; 4 — закрылки отклонены на  $38^\circ$ , щиток убран.



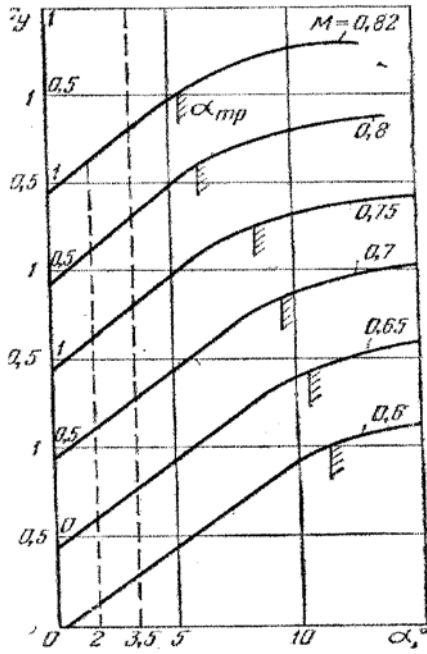


Рис. 11. Влияние числа М на зависимость  $C_y = f(\alpha)$

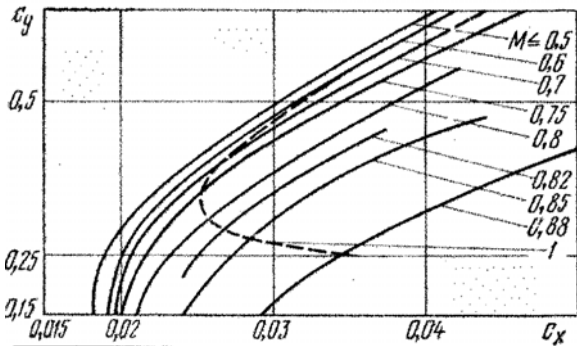


Рис. 12. Поляры самолета ТУ-134А для больших чисел М полета.

1 — поляра режимов горизонтального полета  $G = 43000$  кгс;  $H = 10000$  м.

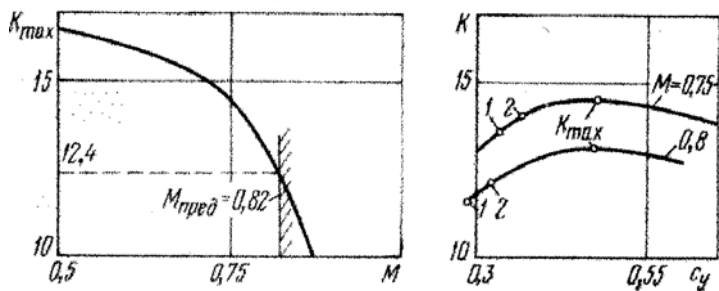


Рис. 13. Зависимость максимального аэродинамического качества  $K_{max}$  от числа М полета и зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы для крейсерских чисел М полета. 1 —  $G = 40$  тс;  $H = 10000$  м; 2 —  $G = 45$  тс;  $H = 10000$  м.

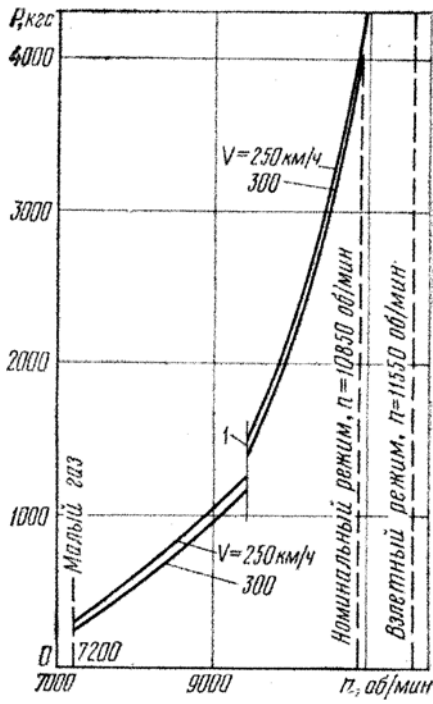


Рис. 14. Зависимость тяги двигателя (с учетом потерь) от частоты вращения ротора 2-го каскада компрессора для  $H = 0$  в условиях МСА: 1 — закрытие заслонки перепуска воздуха из-за IV и V ступеней второго каскада компрессора - изменение установочного угла поворотных лопаток ВНА с  $10^\circ$  до  $0$ .

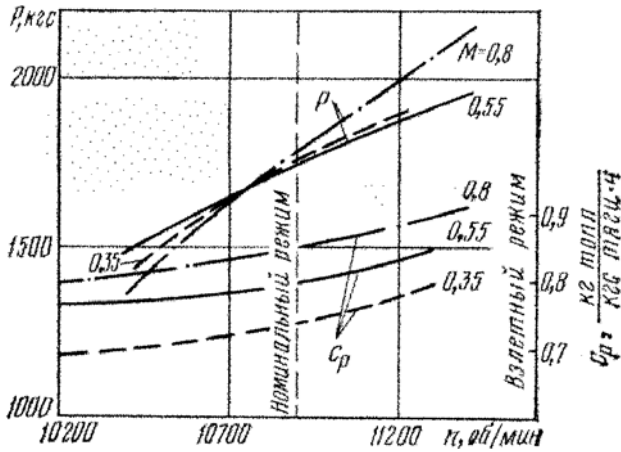


Рис. 15. Зависимость тяги двигателя и удельного расхода топлива (с учетом потерь) от частоты вращения ротора 2-го каскада компрессора ( $H = 10000\text{м}$ ; тмса).

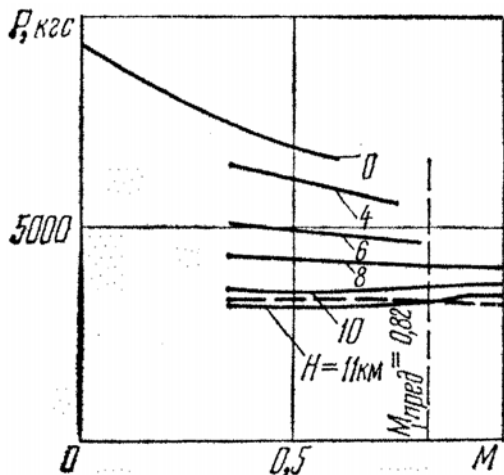


Рис. 16. Зависимость тяги двух двигателей на номинальном режиме работы от числа  $M$  полета в стандартных условиях (с учетом потерь) на разных высотах  $H = 0 \div 11 \text{ км}$ ;  $t_{\text{мса}}$ .

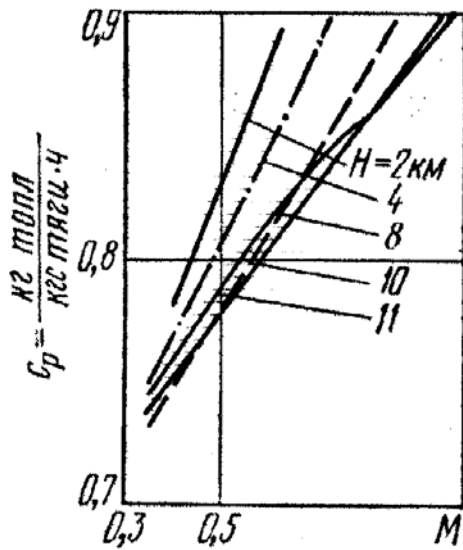


Рис. 17. Зависимость удельного расхода топлива в стандартных условиях от скорости полета для номинального режима работы двигателя (с учетом потерь) на разных высотах.

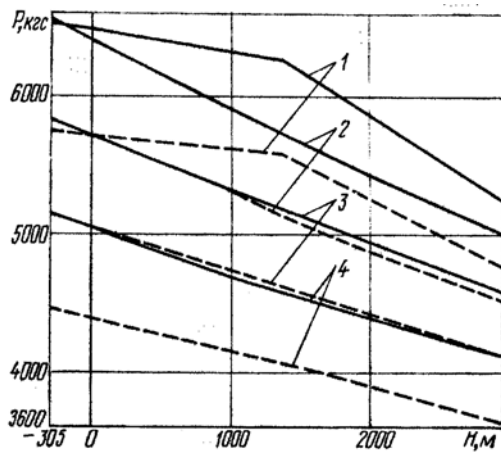


Рис. 18. Зависимость взлетной тяги двигателя (с учетом потерь) от высоты и температуры наружного воздуха: 1 —  $t = -15^\circ\text{C}$ ; 2 —  $t = 0^\circ\text{C}$ ; 3 —  $t = +15^\circ\text{C}$ ; 4 —  $t = +30^\circ\text{C}$ ; сплошная линия  $V = 0$ ; пунктирная линия  $V = 75 \text{ м/с}$  ( $270 \text{ км/ч}$ ).

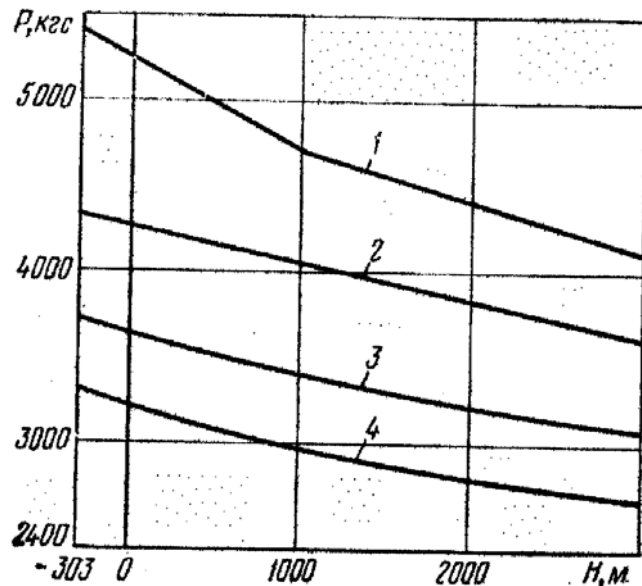


Рис. 19. Зависимость номинальной тяги двигателя (с учетом потерь) от высоты и температуры наружного воздуха для скорости полета 75 м/с (270 км/ч)  
 1 —  $t = -15^\circ\text{C}$ ; 2 —  $t = 0^\circ\text{C}$ ; 3 —  $t = +15^\circ\text{C}$ ; 4 —  $t = +30^\circ\text{C}$ .

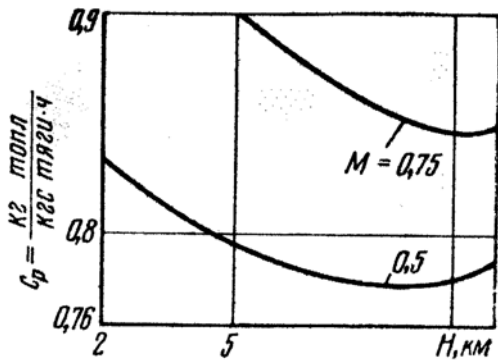


Рис. 20. Зависимость удельного расхода топлива на номинальном режиме от высоты полета (с учетом потерь).

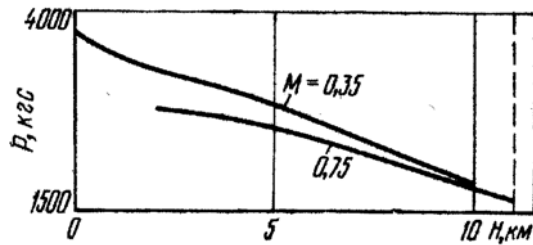


Рис. 21. Зависимость тяги двигателя (с учетом потерь) на номинальном режиме полета от высоты полета

### 3. ЯК-40

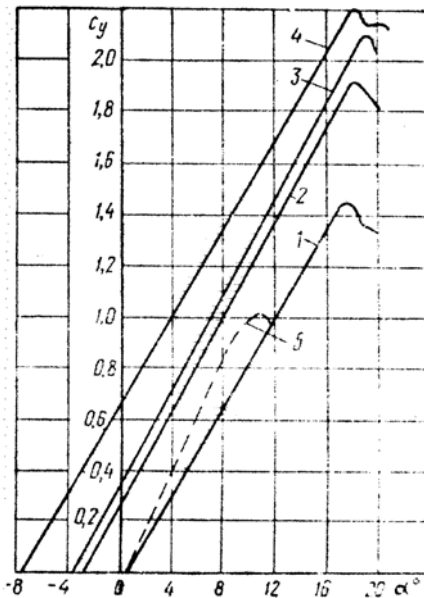


Рис. 22. Зависимость коэффициента подъемной силы самолета от угла атаки:  
 1 —  $\delta_3 = 0^\circ$ ,  $M = 0,2$ ; 2 —  $\delta_3 = 15^\circ$ ,  $M = 0,2$ ; 3 —  $\delta_3 = 20^\circ$ ,  $M = 0,2$ ;  
 4 —  $\delta_3 = 35^\circ$ ,  $M = 0,2$ ; 5 —  $\delta_3 = 0^\circ$ ,  $M = 0,5$ .

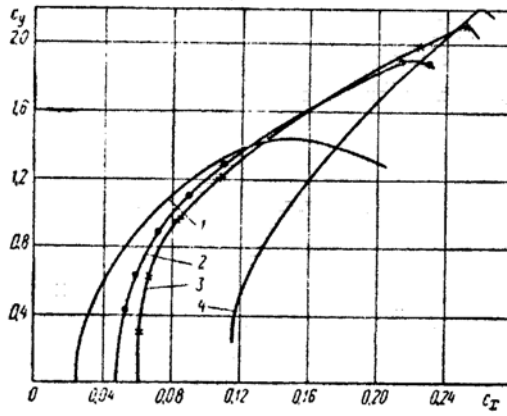


Рис. 23. Поляры самолета при числе  $M=0,2$ :  
1 —  $\delta_3 = 0^\circ$ ; 2 —  $\delta_3 = 15^\circ$ ; 3 —  $\delta_3 = 20^\circ$ ; 4 —  $\delta_3 = 35^\circ$ .

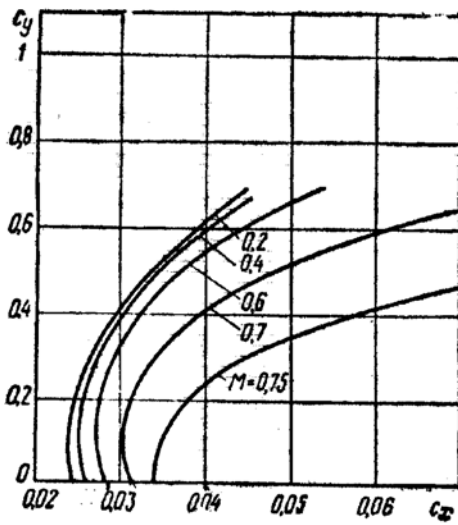


Рис. 24. Поляры самолета для некоторых чисел  $M$ .

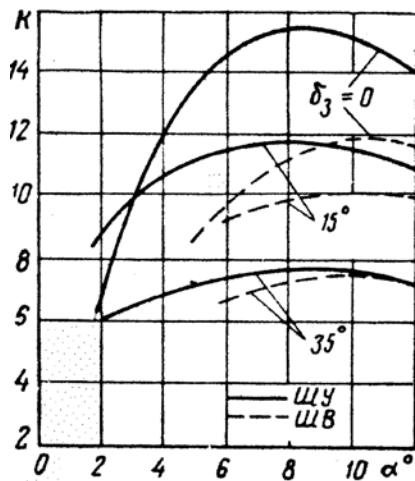


Рис. 25. Зависимость аэродинамического качества самолета от угла атаки.

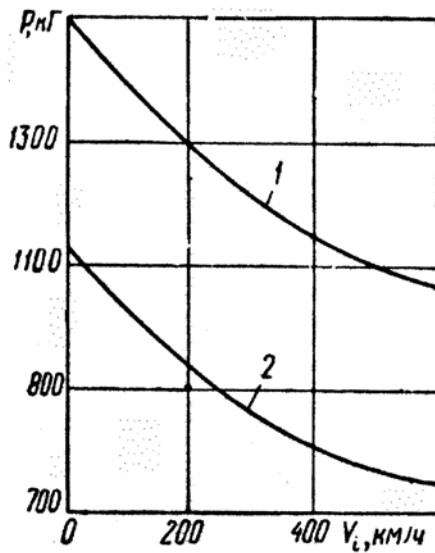


Рис. 26. Скоростная характеристика двигателя:  
1 — взлетный режим; 2 — номинальный режим.

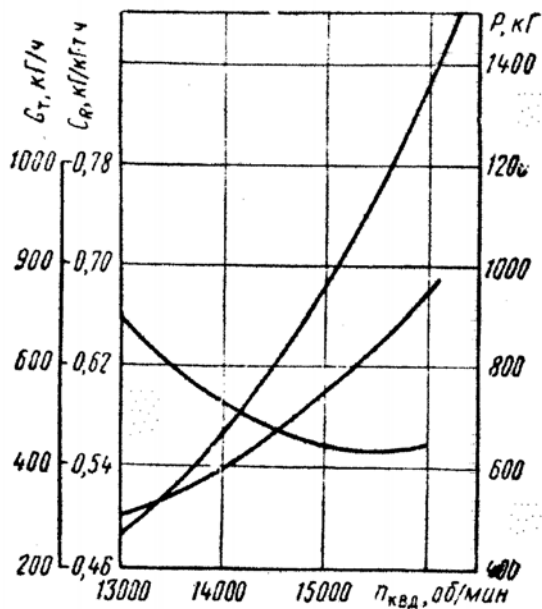


Рис. 27. Дроссельные характеристики двигателя для  $H = 0$ ,  $V = 0$ , условия — МСА.

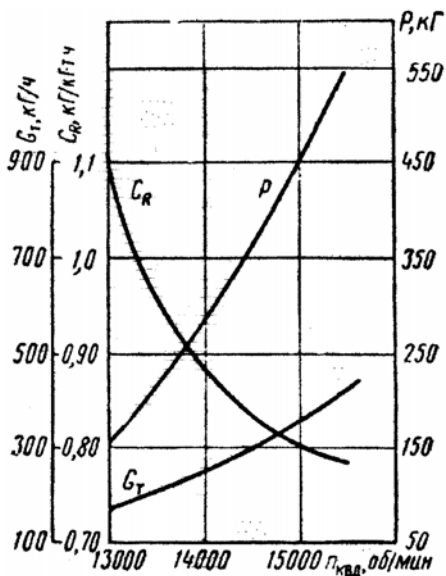


Рис. 28. Дроссельные характеристики для  $H = 6000\text{м}$ ,  $V = 550\text{ км/ч}$ , условия — МСА.

Параметр	Режим						
	1	2	3	4	5	6	7

Для условий:  $H = 0$ ;  $V = 0$ ; МСА

Положение стрелки по лимбу топливного регулятора, град	$100^{+4}_{-2}$	$72 \pm 2$	$60 \pm 2$	$49 \pm 2$	$42 \pm 2$	$29 \pm 2$	$12 \pm 17$
Обороты ротора КВД $n_{КВД}$ , $\frac{\text{об/мин}}{\%}$	$\frac{16300}{99}$	$\frac{15370}{93}$	$\frac{14920}{90,5}$	$\frac{14410}{87,5}$	$\frac{14020}{85}$	$\frac{12960}{78,5}$	$\frac{7750}{47}$
Обороты ротора КНД $n_{КНД}$ , $\frac{\text{об/мин}}{\%}$	$\frac{10570}{90,5}$	$\frac{9560}{81}$	$\frac{8950}{75,5}$	$\frac{8270}{70}$	$\frac{7700}{65,5}$	$\frac{6500}{55}$	—
Часовой расход топлива $S_{\text{ч}}$ , кг/ч	875	650	553	462	405	303	—
Располагаемая тяга $R$ , кг	1500	1110	940	770	655	400	100
Удельный расход топлива, $C_R [(\text{кг/ч})/(\text{кг тяги})]$	0,585	0,560	0,562	0,578	0,582	0,660	—

Для условий:  $H = 6000$  м;  $V = 550$  км/ч; МСА

Обороты ротора КВД $n_{КВД}$ , $\frac{\text{об/мин}}{\%}$	—	$\frac{15420}{93,5}$	$\frac{14975}{90,5}$	$\frac{14470}{88}$	$\frac{14085}{85,5}$	$\frac{13040}{79}$	—
Обороты ротора КНД $n_{КНД}$ , $\frac{\text{об/мин}}{\%}$	—	$\frac{10300}{87}$	$\frac{9760}{82,5}$	$\frac{9150}{77}$	$\frac{8715}{73,5}$	$\frac{7550}{69,5}$	—
Располагаемая тяга $R$ , кг	—	530	443	356	297	157	—
Удельный расход топлива, $C_R [(\text{кг/ч})/(\text{кг тяги})]$	—	0,781	0,797	0,837	0,879	1,108	—
Часовой расход топлива $S_{\text{ч}}$ , кг/ч	—	415	356	300	260	175	—

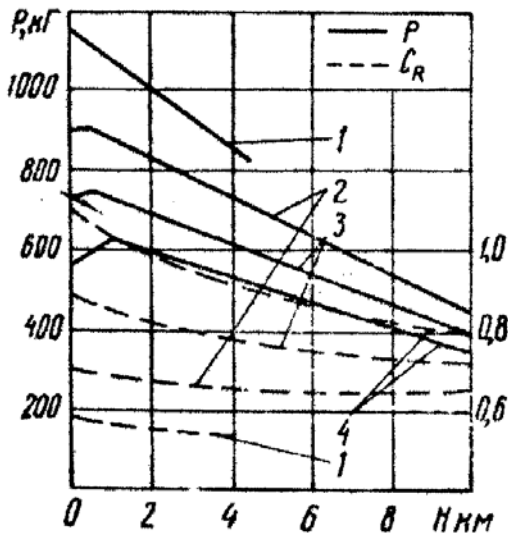


Рис. 29. Высотная характеристика двигателя: 1 —  $M = 0$ ; 2 —  $M = 0,2$ ; 3 —  $M = 0,4$ .

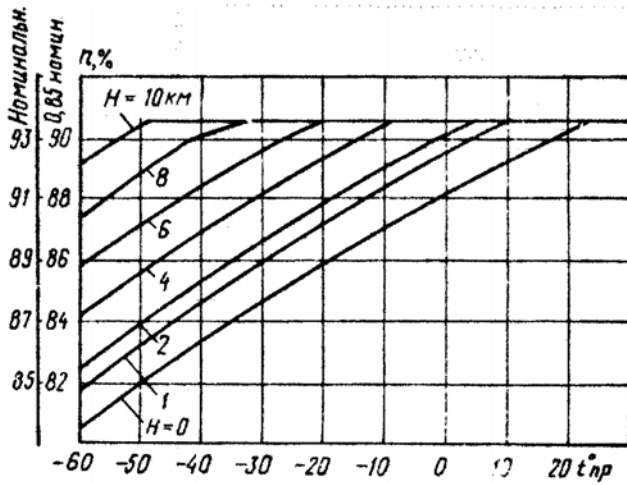


Рис. 30. Зависимость оборотов ротора КВД от температуры окружающего воздуха.

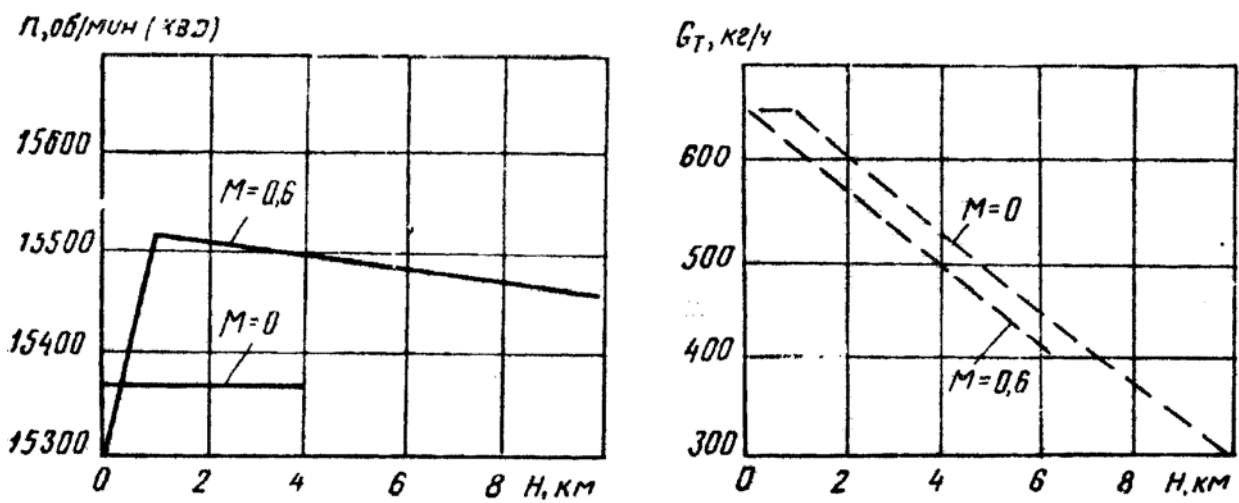


Рис. 31. Зависимость оборотов ротора КВД и часового расхода топлива от высоты полета.

#### 4. ИЛ-76

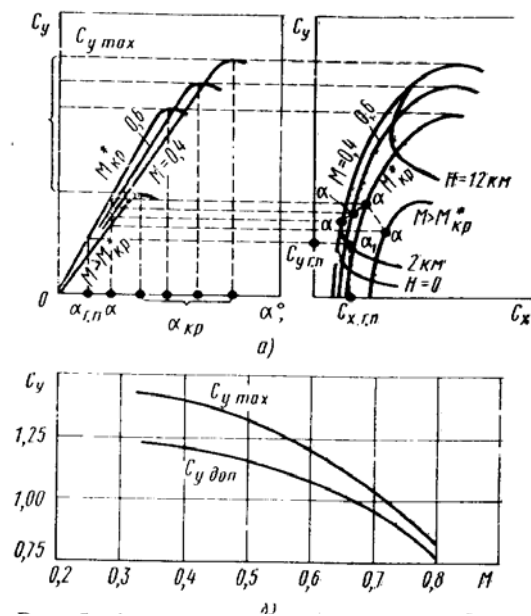


Рис.32. Аэродинамические характеристики самолета при различных числах  $M$ :  
 а) – кривые  $C_y = f(\alpha)$  и поляры  $C_y = f(C_x)$ ; б) – зависимости  $C_{y\max}$  и  $C_{y\text{доп}}$  от  $M$ .



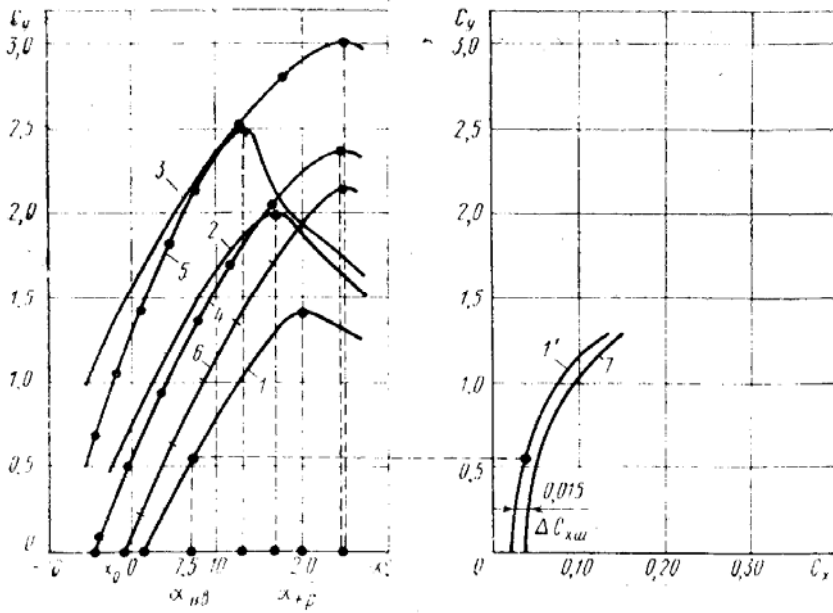


Рис.33. Аэродинамические характеристики самолета: 1-1' – шасси и механизация крыла убраны; 2 –  $\delta_3 = 30^\circ$ , шасси и остальная механизация крыла убраны; 3 –  $\delta_3 = 43^\circ$ , шасси и остальная механизация крыла убраны; 4 –  $\delta_3 = 30^\circ$ ,  $\delta_{зр} = 14^\circ$ , шасси и остальная механизация крыла убраны; 5 –  $\delta_3 = 43^\circ$ ,  $\delta_{зр} = 25^\circ$ , шасси и остальная механизация крыла убраны; 6 –  $\delta_3 = 43^\circ$ ,  $\delta_{зр} = 25^\circ$ ,  $\delta_{тц} = 40^\circ$ ,  $\delta_{си} = 20^\circ$ ; 7 – шасси выпущено, механизация крыла убрана.

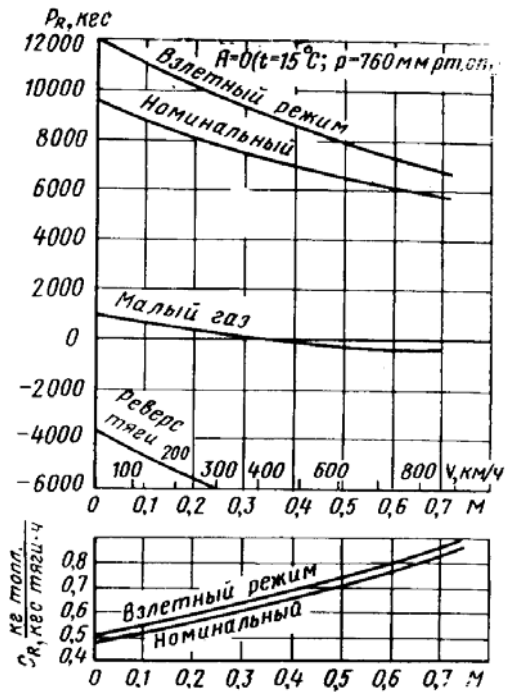


Рис.34. Зависимость тяги  $P$  и удельного расхода топлива  $C_R$  двигателя от числа  $M$  на различных режимах работы.

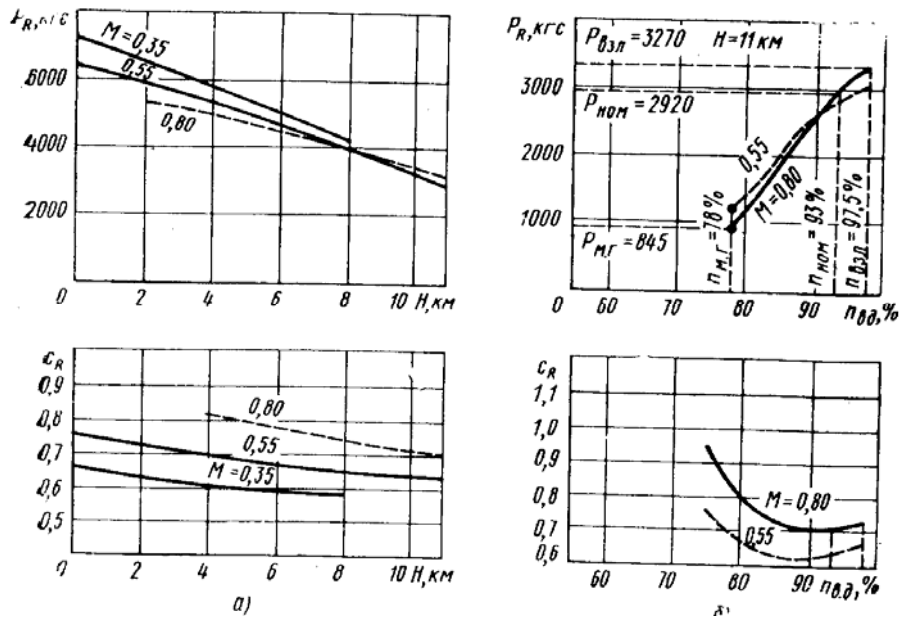


Рис.35. Высотная характеристика двигателя (номинальный режим) :  
 а) зависимость тяги Р и удельного расхода топлива  $C_R$  от высоты Н при различных числах М;  
 б) зависимость Р и  $C_R$  от  $n_{ВД}$  на  $H = 11000\text{м}$  и при различных числах М.

Режимы работы двигателя Д-30КП в полете  
 ( $H_{МСА} = 11000\text{ м}$ ;  $M = 0,8$ )

Режим работы двигателя	Частота вращения ротора высокого давления, %	Частота вращения ротора низкого давления, %	Тяга, кгс	Удельный расход топлива, кг топлива
				кгс тяги·ч
Взлетный (не более 5 мин)	$97,5^{+0,5}_{-1,5}$	94,5...96	3270—2%	0,715+0,015
Номинальный	$93 \pm 1$	88...90,5	2920—2%	0,690+0,015
0,9 номинального	90...92	85,5...88	2750—2%	0,685+0,015
0,7 номинального	86...88,5	79,5...82,5	2290—2%	0,690+0,015
0,6 номинального	84,5...86,5	76...79	1970—2%	0,700+0,015
0,42 номинального— посадочный малый газ	79,5...82	68...70,5	1250—2%	0,745+0,015
Малый газ	78	63	845	800 кг/ч (часовой расход)

Режимы работы двигателя Д-30КП ( $V=0$ ;  $t=15^\circ\text{C}$ ;  $p=760\text{ мм рт. ст.}$ )

Режим работы двигателя	Частота вращения ротора высокого давления, %	Частота вращения ротора низкого давления, %	Тяга, кгс	Удельный расход топлива, кг топлива
				кгс тяги·ч
Взлетный (не более 5 мин)	$97,5^{+0,5}_{-1,5}$	89,5...92,5	$12000 \pm 1\%$	0,490+0,02
Номинальный	$93 \pm 1$	82...85	9500—2%	0,475+0,02
0,9 номинального	90...92	78,5...81,5	8550—2%	0,473+0,02
0,7 номинального	86...88,5	71...74	6650—2%	0,472+0,02
0,6 номинального	84,5...86,5	67...70	5700—2%	—
0,42 номинального	79,5...82	57,5...60,5	4000—2%	—
Малый газ	$60 \pm 1$	30	940 (не более)	800 кг/ч (часовой расход)
Максимальная обратная тяга (не более 1 мин)	$93 \pm 1$	—	—3800±3%	—

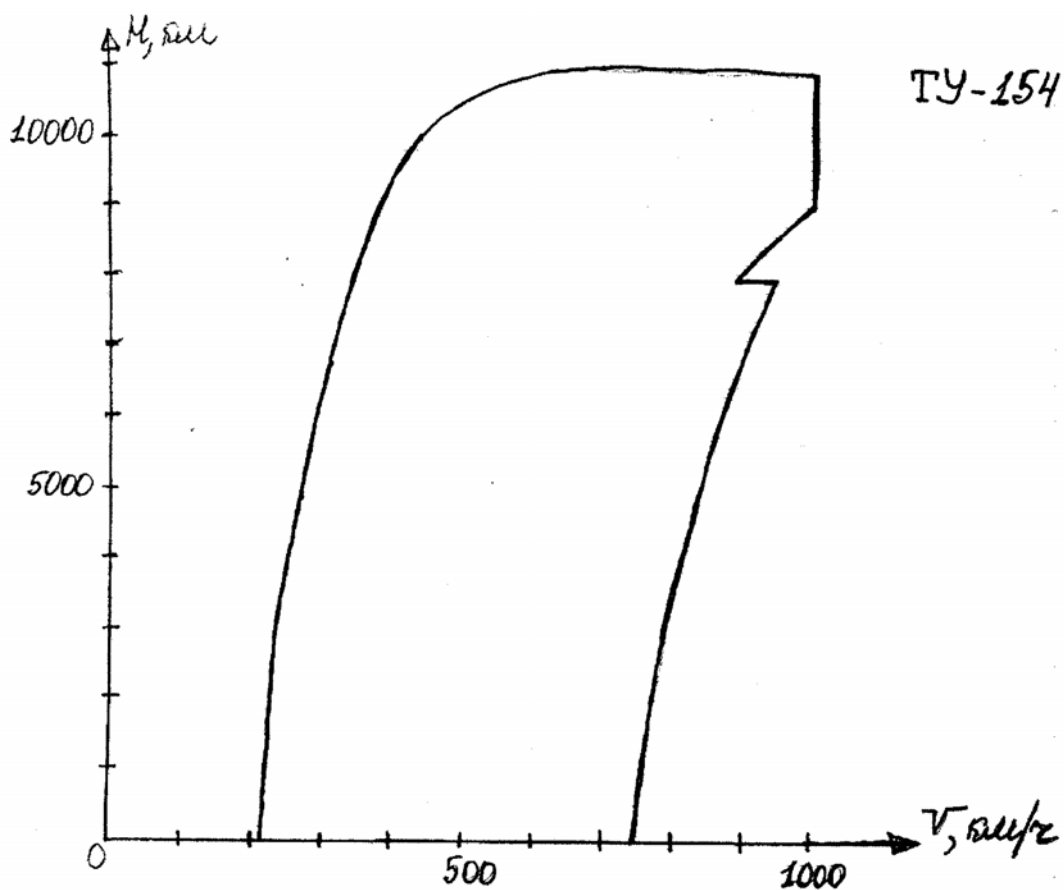
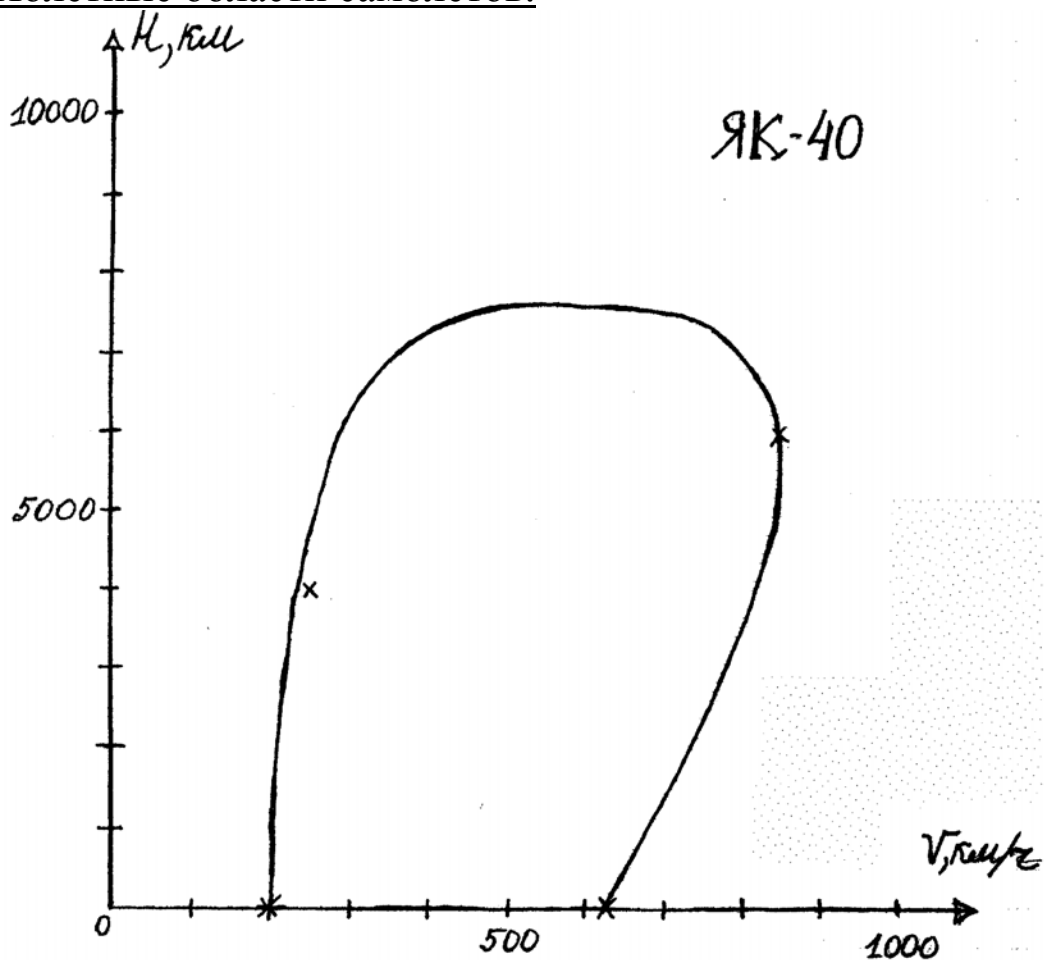
Примечание. 1% шкалы измерителя частоты вращения ротора: высокого давления соответствует — 109 об/мин; низкого давления — 53,8 об/мин.

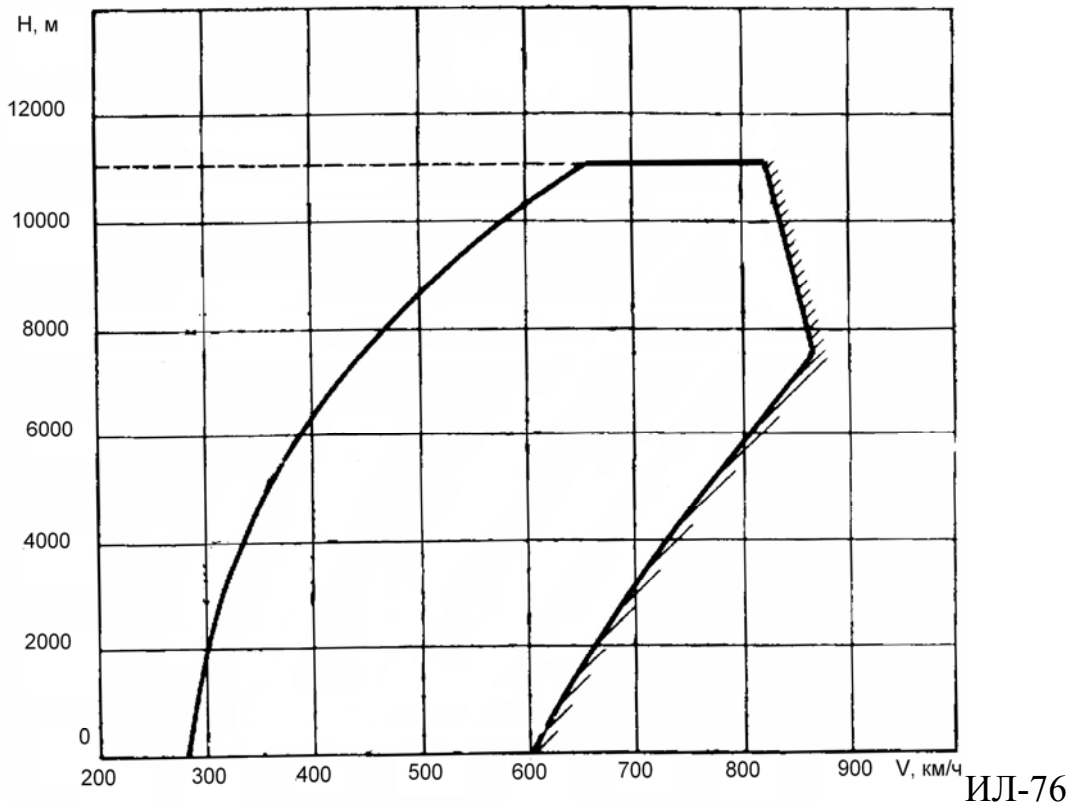
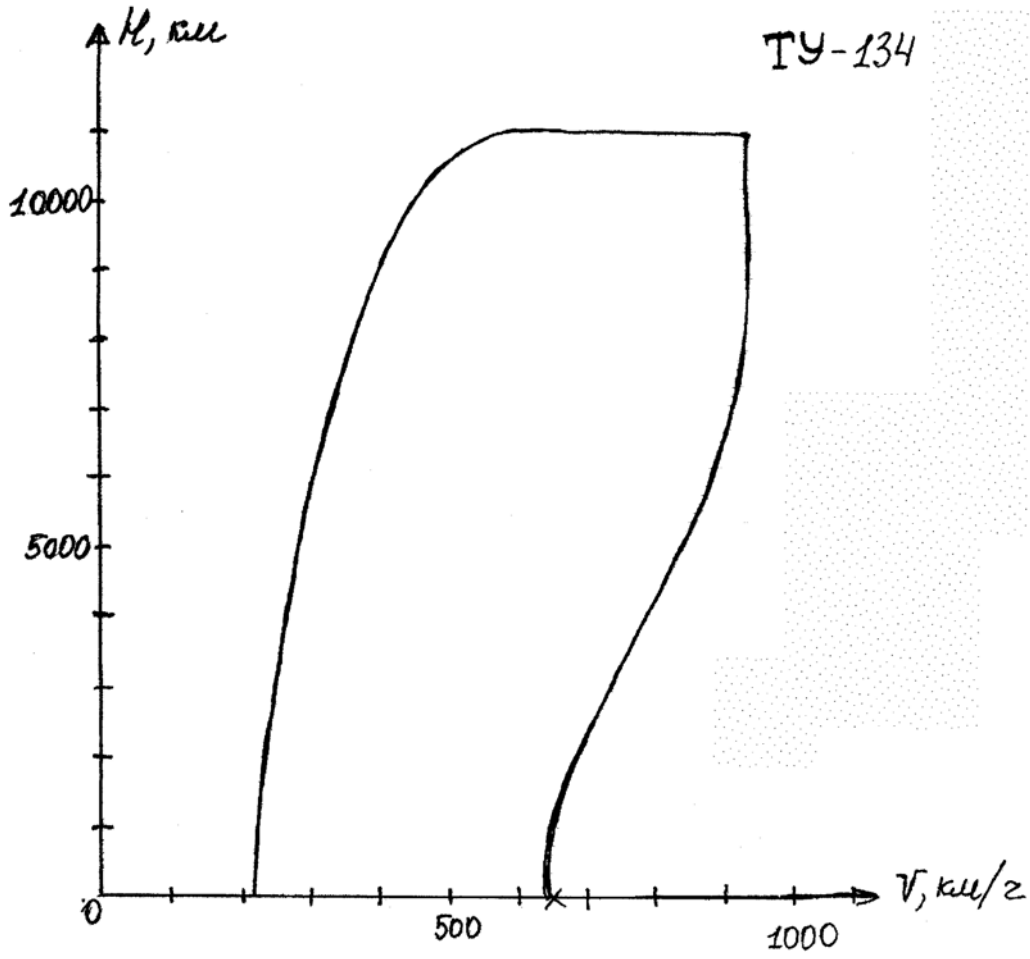
Значения температуры, давления, плотности и ускорения свободного падения по ГОСТ 4401-81

Геометрическая высота $h$ , м	Величины в функции геометрической высоты						
	Геопотенциальная высота $H$ , м	Температура		Давление		Плотность $\text{кг/м}^3$	Ускорение свободного падения $g$ , $\text{м/с}^2$
		Т.К	$t^\circ\text{C}$	Па	мм рт.ст.		
0	0	288.150	15.000	1.01325+5	7.60000+2	1.22500+0	9.8066
500	500	284.900	11.750	9.54613+4	7.16019+2	1.16727+0	9.8051
1000	1000	281.651	8.501	8.98763+4	6.74128+2	1.11166+0	9.8036
2000	2000	275.154	2.004	7.95014+4	5.96310+2	1.00655+0	9.8005
3000	2999	268.659	-4.491	7.01212+4	5.25952+2	9.09254-1	9.7974
4000	3997	262.166	-10.984	6.16604+4	4.62491+2	8.19347+1	9.7943
5000	4996	255.676	-17.474	5.40483+4	4.05359+2	7.36429-1	9.7912
6000	5994	249.187	-23.963	4.72176+4	3.54161+2	6.60111-1	9.7882
7000	6992	242.700	-30.450	4.11051+4	3.08315+2	5.90018-1	9.7851
8000	7990	236.215	-36.935	3.56516+4	2.67409+2	5.26783-1	9.7820
9000	8987	229.733	-43.417	3.08007+4	2.31024+2	4.67063-1	9.7789
10000	9984	223.252	-49.898	2.64999+4	1.98765+2	4.13510-1	9.7759
11000	10981	216.774	-56.376	2.26999+4	1.70264+2	3.64801-1	9.7728
12000	11977	216.650	-56.500	1.93994+4	1.45507+2	3.11937-1	9.7697
13000	12973	216.650	-56.500	1.65796+4	1.24357+2	2.66595-1	9.7667
14000	13969	216.650	-56.500	1.41703+4	1.06286+2	2.27855-1	9.7636
15000	14965	216.650	-56.500	1.21118+4	9.08459+1	1.94755-1	9.7605
16000	15960	216.650	-56.500	1.03528+4	7.76524+1	1.66470-1	9.7575
17000	16955	216.650	-56.500	8.84970+3	6.63782+1	1.42301-1	9.7544
18000	17949	216.650	-56.500	7.56521+3	5.67437+1	1.21647-1	9.7513
19000	18943	216.650	-56.500	6.46747+3	4.85100+1	1.03995-1	9.7483
20000	19937	216.650	-56.500	5.52929+3	4.14734+1	8.89097-2	9.7452
22000	21924	218.574	-54.576	4.04748+3	3.03586+1	6.45096-2	9.7391
24000	23910	220.650	-52.590	2.97174+3	2.22898+1	4.69377-2	9.7330
26000	25894	220.544	-50.606	2.18837+3	1.64141+1	3.42565-2	9.7269
28000	27977	224.527	-48.623	1.61619+3	1.21224+1	2.50762-2	9.7208
30000	29859	226.509	-46.641	1.19703+3	8.97843+0	1.84101-2	9.7147
35000	34808	236.513	-36.637	5.74592+2	4.30979+0	8.46334-3	9.6995
40000	39750	250.350	-22.800	2.87143+2	2.15375+0	3.99566-3	9.6844
50000	49610	270.650	-2.500	7.97787+1	5.98389-1	1.02687-3	9.6542

Значения отношений  $p/p_c$ ,  $\rho/\rho_c$ ,  $\sqrt{(\rho/\rho_c)}$ , скорости звука  $a$ , динамической и кинематической вязкости и теплопроводности по ГОСТ 4401-81.

Геометрическая высота $h$ , м	Величины в функции геометрической высоты						
	$p/p_c$	$\rho/\rho_c$	$\sqrt{(\rho/\rho_c)}$	Скорость звука $a$ , м/с	Вязкость		Теплопроводность $\lambda$ , Вт/м К
					динамическая $\mu$ , Па с	кинематическая $\nu$ м <sup>2</sup> /с	
0	1.00000	1.00000	1.00000	340.294	1.7894-5	1.4607-5	2.5343-2
500	9.42130-1	9.52876-1	9.76154-1	338.370	1.7737-5	1.5195-5	2.5087-2
1000	8.87010-1	9.07477-1	9.52616-1	336.435	1.7579-5	1.5813-5	2.4830-2
2000	7.84618-1	8.21676-1	9.06464-1	332.532	1.7260-5	1.7147-5	2.4314-2
3000	6.92042-1	7.42248-1	8.61538-1	328.584	1.6938-5	1.8628-5	2.3795-2
4000	6.08541-1	6.68854-1	8.17835-1	324.589	1.6612-5	2.0275-5	2.3273-2
5000	5.33415-1	6.01166-1	7.75349-1	320.545	1.6282-5	2.2110-5	2.2747-2
6000	4.66002-1	5.38866-1	7.34075-1	316.452	1.5949-5	2.4162-5	2.2218-2
7000	4.05677-1	4.81648-1	6.94008-1	312.306	1.5612-5	2.6461-5	2.1687-2
8000	3.51854-1	4.29213-1	6.55144-1	308.105	1.5271-5	2.9044-5	2.1152-2
9000	3.03979-1	3.81276-1	6.17475-1	303.848	1.4926-5	3.1957-5	2.0614-2
10000	2.61533-1	3.37559-1	5.80999-1	299.532	1.4577-5	3.5251-5	2.0072-2
11000	2.24031-1	2.97797-1	5.45708-1	295.154	1.4223-5	3.8988-5	1.9528-2
12000	1.91457-1	2.54643-1	5.04621-1	295.069	1.4216-5	4.5574-5	1.9518-2
13000	1.63628-1	2.17629-1	4.65507-1	295.069	1.4216-5	5.3325-5	1.9518-2
14000	1.39850-1	1.86004-1	4.31282-1	295.069	1.4216-5	6.2391-5	1.9518-2
15000	1.19534-1	1.58983-1	3.98727-1	295.069	1.4216-5	7.2995-5	1.9518-2
16000	1.02174-1	1.35894-1	3.68638-1	295.069	1.4216-5	8.5397-5	1.9518-2

Полетные области самолетов.



## Литература

1. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. 2-е изд., доп. М.: Машиностроение, 1990. 144с.
2. Беллман Р., Энджел Э. Динамическое программирование и уравнения в частных производных. М.: Мир, 1974, 207с.
3. Калихман И.Л., Войтенко М.А. Динамическое программирование в примерах и задачах: Учеб. Пособие. М.: Высшая школа, 1979, 125с.
4. Малахов А. А. Формирование программного управления движением летательного аппарата. Вестник МГТУ № 4, 1992, с.3-14.
5. Бехтир П. Т., Бехтир В. П. Практическая аэродинамика самолета Ил-76Т, М.: Машиностроение, 1979,
6. Лигум Т. И., Скрипниченко С. Ю., Шишмарев А. В. Аэродинамика самолёта Ту-154Б, М.: Транспорт, 1985.