

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

Т. А. Баяндина, А. Г. Кочян

**Расчёт лётно-технических характеристик
дозвукового самолёта**

Электронный образовательный модуль

САМАРА
2012

УДК 629.7.015(0.75.8)

Б 345

**Авторы: Баяндина Тамара Александровна,
Кочян Антонина Грачевна**

Рецензенты:

И.Е. Давыдов, кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)

Ю.Н. Лазарев, доктор технических наук, заместитель председателя Самарского научного центра Российской академии наук, профессор кафедры космического машиностроения Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)

Редакторская обработка Т.А. Баяндина, А.Г. Кочян

Компьютерная верстка Т.А. Баяндина, А.Г. Кочян

Баяндина, Т. А. Расчёт лётно-технических характеристик дозвукового самолёта [Электронный ресурс] : электрон. образоват. модуль / Т. А. Баяндина, А. Г. Кочян ; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (593 Кбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Электронный образовательный модуль позволяет рассчитывать диапазон высот и скоростей, взлётно-посадочные характеристики, дальность и продолжительность крейсерского режима полёта дозвукового самолёта.

Электронный образовательный модуль предназначен для студентов, выполняющих дипломные проекты по специальности 160100.65 «Самолёто- и вертолётостроение», а также для научных и инженерно-технических работников, занимающихся проектированием дозвуковых самолётов.

Электронный образовательный модуль включает в себя программу расчёта лётно-технических характеристик дозвукового самолёта (в формате электронных таблиц Excel пакета Microsoft Office 2010) и руководство пользователя программы.

Модуль разработан на кафедре космического машиностроения.

© Самарский государственный

аэрокосмический университет, 2012

Инструкция пользователя к программе
«Расчёт лётно-технических характеристик
дозвукового самолёта с турбореактивным двигателем»

Предназначен для дипломного проектирования по специальности 160100.65
«Самолёто- и вертолётостроение»

Расчёт лётно-технических характеристик самолёта является неотъемлемой частью дипломного проектирования по специальности 160100.65 «Самолёто- и вертолётостроение».

В основу алгоритма расчёта основных лётно-технических характеристик положена методика, изложенная в [1, 2].

К лётным характеристикам дозвукового самолёта, которые рассчитываются в рамках программы, относятся: диапазон высот и скоростей установившегося горизонтального полёта с учётом эксплуатационных ограничений; дальность и продолжительность полёта; взлётные и посадочные характеристики.

Программа представляет собой электронные таблицы Excel пакета Microsoft Office 2010.

Исходные данные, необходимые для расчёта лётно-технических характеристик

Самолёт-прототип

Тип

Страна

Тип двигателя

ТРД или ТРДД

Параметр	Обозначение	Единица измерения	Примечание
Взлётная масса	$m_{взл}$	кг	
Масса топлива	m_T	кг	
Масса сбрасываемой нагрузки	$m_{сб}$	кг	
Суммарная располагаемая тяга двигателей на земле при $M=0$ на максимально-продолжительном (номинальном) режиме их работы	P_0	Н	
Удельный расход топлива двигателя на земле при $M=0$	$C_{уд0}$	кг/(Н*час)	
Площадь крыла	S	m^2	
Стояночный угол атаки	$\alpha_{ст}$	град	Выбирается из диапазона от 1 до 3 градусов
Угол атаки отрыва	$\alpha_{отр}$	град	Выбирается из диапазона от 9 до 12 градусов
Предельно допустимый скоростной напор	$q_{пред}$	Н/м ²	Выбирается из диапазона от 13000 до 20000 Н/м ²
Высота крейсерского полёта	$H_{кр}$	м	Выбирается из предлагаемого списка значений: 8000, 9000, 10000, 11000 м
Превышение условной крейсерской скорости полёта над наивыгоднейшей		%	Выбирается из диапазона от 10 до 30%

Аэродинамические силовые характеристики задаются в виде таблиц для полётной, взлётной и посадочной конфигураций самолёта.

Докритическая поляра для чисел Маха от 0,4 до 0,6		
Коэффициент отвала поляры	A	
Коэффициент силы лобового сопротивления при нулевой подъёмной силе	C_{xa0}	
Угол атаки при нулевой подъёмной силе, град	α_0	град
Максимальный коэффициент подъёмной силы	C_{yamax}	

Закритическая поляра для чисел Маха $0,6 \leq M \leq 0,95$			
Мах			
Коэффициент силы лобового сопротивления при нулевой подъёмной силе			

Коэффициенты отвала поляры в зависимости от коэффициента подъёмной силы и числа Маха			
Коэффициент подъёмной силы			
Коэффициент отвала поляры для $M=0,65$			
Коэффициент отвала поляры для $M=0,7$			
Коэффициент отвала поляры для $M=0,75$			
Коэффициент отвала поляры для $M=0,8$			
Коэффициент отвала поляры для $M=0,85$			
Коэффициент отвала поляры для $M=0,9$			
Коэффициент отвала поляры для $M=0,95$			

Взлётная поляра		
Коэффициент подъёмной силы		
Угол атаки, град		
Коэффициент силы лобового сопротивления		
Максимальный коэффициент подъёмной силы $C_{y_{max}}$		

Посадочная поляра		
Коэффициент подъёмной силы		
Угол атаки, град		
Коэффициент силы лобового сопротивления		
Максимальный коэффициент подъёмной силы		

Пример расчёта лётно-технических характеристик для самолёта Ту-154

Шаг 1. Ввод исходных данных.



Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования "Самарский государственный
аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева
(национальный исследовательский университет)" (СГАУ)

Факультет летательных аппаратов
Кафедра космического машиностроения

РАСЧЁТ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДОЗВУКОВОГО САМОЛЁТА

Самолёт-прототип	Ту-154
Тип	пассажирский
Страна	СССР
Тип двигателя	ТРДД

Параметр	Обозначение	Значение	Единица измерения
Взлётная масса	$m_{взл}$	94000	кг
Масса топлива	m_T	33000	кг
Масса сбрасываемой нагрузки	$m_{сб}$	0	кг
Суммарная располагаемая тяга двигателей на земле при $M=0$ на максимально-продолжительном (номинальном) режиме их работы	P_0	285000	Н
Удельный расход топлива двигателя на земле при $M=0$	$C_{уд0}$	0,058	кг/(Н*час)
Площадь крыла	S	180	м ²
Стояночный угол атаки	$\alpha_{ст}$	3	град
Угол атаки отрыва	$\alpha_{отр}$	11	град
Предельно допустимый скоростной напор	$q_{пред}$	18000	Н/м ²
Высота крейсерского полёта	$H_{кр}$	11000	м
Превышение условной крейсерской скорости полёта над наивыгоднейшей		30	%

Докритическая поляра			
Коэффициент отвала поляры	A	0,0556	
Коэффициент силы лобового сопротивления при нулевой подъемной силе	C_{xa0}	0,0219	
Угол атаки при нулевой подъемной силе, град	α_0	2	град
Максимальный коэффициент подъемной силы	C_{yamax}	1,303	

Закритическая поляра для чисел Маха $0,6 \leq M \leq 0,95$							
Мах	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85	0,9	0,95
Коэффициент силы лобового сопротивления при нулевой подъемной силе	0,0225	0,024	0,0234	0,0241	0,0251	0,0293	0,0379

Коэффициенты отвала поляры в зависимости от коэффициента подъемной силы и числа Маха											
Коэффициент подъемной силы	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
Коэффициент отвала поляры для $M=0,65$	0,0556	0,0556	0,0556	0,0556	0,0556	0,0556	0,0611	0,0751	0,0884	0,1009	0,1127
Коэффициент отвала поляры для $M=0,7$	0,0556	0,0556	0,0556	0,0556	0,0557	0,0583	0,0721	0,0855	0,0982	0,1102	0,1214
Коэффициент отвала поляры для $M=0,75$	0,0556	0,0556	0,0556	0,0569	0,0584	0,07	0,0831	0,0958	0,108	0,1194	0,1301
Коэффициент отвала поляры для $M=0,8$	0,0569	0,0574	0,0585	0,0597	0,0689	0,0816	0,0941	0,1062	0,1178	0,1286	0,1388
Коэффициент отвала поляры для $M=0,85$	0,0599	0,0604	0,0614	0,0693	0,0812	0,0932	0,1051	0,1166	0,1275	0,1378	0,1475
Коэффициент отвала поляры для $M=0,9$	0,0629	0,0634	0,0718	0,0823	0,0935	0,1049	0,1161	0,127	0,1373	0,1471	0,1562
Коэффициент отвала поляры для $M=0,95$	0,0722	0,077	0,0853	0,0952	0,1058	0,1165	0,1271	0,1374	0,1471	0,1563	0,1649

Взлётная поляра																		
Коэффициент подъемной силы	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7
Угол атаки, град	-5,89	-4,83	-3,78	-2,72	-1,67	-0,61	0,44	1,5	2,55	3,6	4,66	5,71	6,77	7,82	8,88	9,93	10,99	12,04
Коэффициент силы лобового сопротивления	0,117	0,114	0,112	0,11	0,108	0,107	0,106	0,106	0,106	0,107	0,109	0,113	0,117	0,123	0,13	0,139	0,149	0,162
Максимальный коэффициент подъемной силы	2,051																	

Посадочная поляра																						
Коэффициент подъемной силы	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9	2	2,1
Угол атаки, град	-9,85	-8,8	-7,74	-6,69	-5,63	-4,58	-3,52	-2,47	-1,41	-0,36	0,7	1,75	2,81	3,86	4,92	5,97	7,03	8,08	9,14	10,19	11,24	12,3
Коэффициент силы лобового сопротивления	0,193	0,188	0,184	0,181	0,177	0,175	0,172	0,17	0,169	0,168	0,168	0,168	0,17	0,172	0,175	0,179	0,184	0,19	0,198	0,207	0,218	0,23
Максимальный коэффициент подъемной силы	2,426																					

Шаг 2. Просмотр результатов на листах «ЛТХ» и «Диапазон высот и скоростей».



Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования "Самарский государственный
аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева
(национальный исследовательский университет)" (СГАУ)
Факультет летательных аппаратов
Кафедра космического машиностроения

РАСЧЁТ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДОЗВУКОВОГО САМОЛЁТА

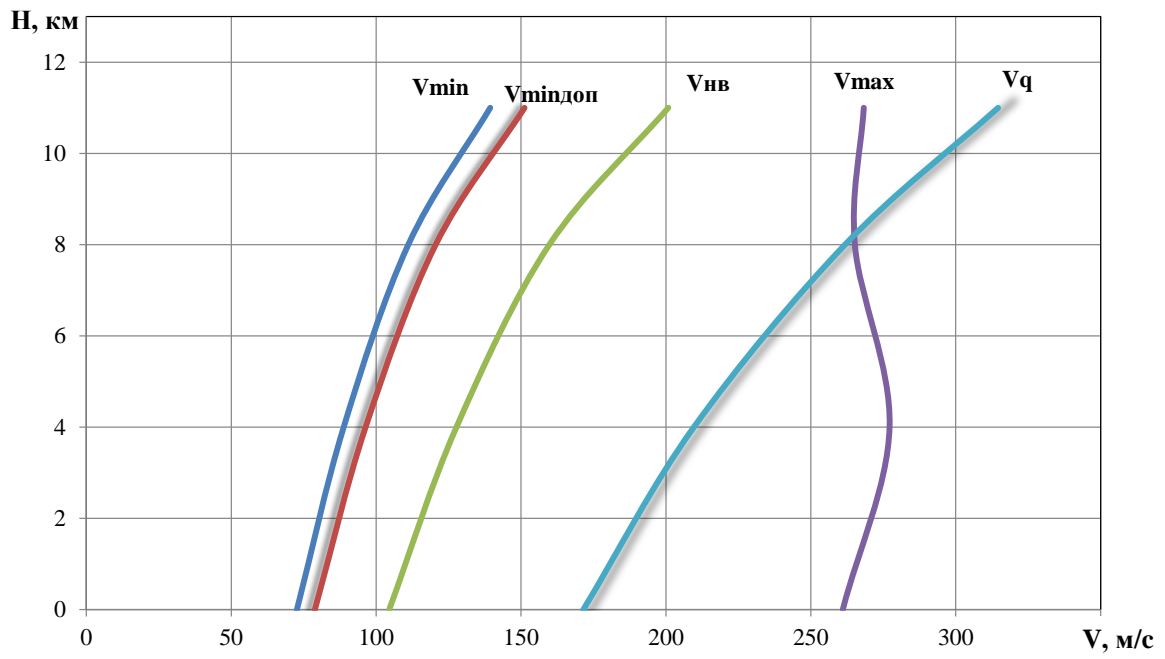
Самолёт-прототип	Ту-154	Дата расчёта:
Тип	пассажирский	2 ноября 2012 г.
Страна	СССР	
Тип двигателя	ТРДД	

Исходные данные

Взлётная масса	$m_{взл}$	94000 кг
Масса топлива	m_f	33000 кг
Масса сбрасываемой нагрузки	$m_{сб}$	0 кг
Суммарная располагаемая тяга двигателей на земле при $M=0$	P_0	285000 Н
Удельный расход топлива двигателя на земле при $M=0$	$C_{уд0}$	0,058 кг/(Н*час)
Площадь крыла	S	180 м ²
Стояночный угол атаки	$\alpha_{ст}$	3 град
Угол атаки отрыва	$\alpha_{отр}$	11 град
Предельно допустимый скоростной напор	$q_{пред}$	18000 Н/м ²
Высота крейсерского полёта	$H_{кр}$	11000 м
Превышение условной крейсерской скорости полёта над наивыгоднейшей		30 %

Результаты расчёта

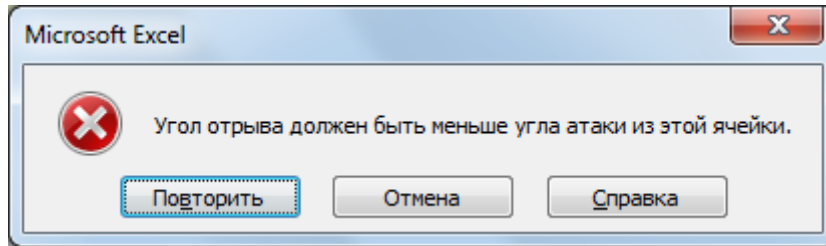
Длина взлётной дистанции	$L_{взл}$	1359 м
Длина посадочной дистанции	$L_{пос}$	862 м
Полная дальность полёта	L	3940 км
Полная продолжительность полёта	t	4,3 час.



Диапазон высот и скоростей

Возможные ошибки при вводе исходных данных

1. При появлении такого сообщения следует уменьшить угол отрыва.



2. При неправильно выбранных параметрах крейсерского режима полёта (высоты и скорости) на листе «ЛТХ» выводится сообщение об ошибке.

РАСЧЁТ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДОЗВУКОВОГО САМОЛЁТА

Самолёт-прототип	Ту-154	Дата расчёта:
Тип	пассажирский	2 ноября 2012 г.
Страна	СССР	
Тип двигателя	ТРДД	

Исходные данные

Взлётная масса	$m_{взл}$	150000 кг
Масса топлива	m_T	33000 кг
Масса сбрасываемой нагрузки	$m_{сб}$	0 кг
Суммарная располагаемая тяга двигателей на земле при $M=0$	P_0	285000 Н
Удельный расход топлива двигателя на земле при $M=0$	$C_{уд0}$	0,058 кг/(Н*час)
Площадь крыла	S	180 м ²
Стояночный угол атаки	$\alpha_{ст}$	3 град
Угол атаки отрыва	$\alpha_{отр}$	11 град
Предельно допустимый скоростной напор	$q_{пред}$	18000 Н/м ²
Высота крейсерского полёта	$H_{кр}$	11000 м
Превышение условной крейсерской скорости полёта над наивыгоднейшей		30 %

При выбранном крейсерском режиме самолёт не летает. Следует изменить высоту и/или коэффициент превышения условной крейсерской скорости полёта над наивыгоднейшей

Результаты расчёта

Длина взлётной дистанции	$L_{взл}$	м
Длина посадочной дистанции	$L_{пос}$	м
Полная дальность полёта	L	км
Полная продолжительность полёта	t	час.

Библиографический список

1. Аэромеханика самолета/ Под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского. – М.: Машиностроение, 1985.-359с.
2. Балакин, В.Л., Баяндина, Т.А. Расчет летных характеристик, продольной устойчивости и управляемости дозвукового самолета [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В.Л. Балакин, Т.А. Баяндина; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (1,05 Мбайт). - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM). - Систем. требования: ПК Pentium; Windows 98 или выше.



Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
 высшего профессионального образования "Самарский государственный
 аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева
 (национальный исследовательский университет)" (СГАУ)
 Факультет летательных аппаратов
 Кафедра космического машиностроения

РАСЧЁТ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДОЗВУКОВОГО САМОЛЁТА

11 Самолёт-прототип
 12 Тип
 13 Страна
 14 Тип двигателя

Ту-154
 пассажирский
 СССР
 ТРДД

изменяемая ячейка

16	Параметр	Обозначение	Значение	Единица измерения
17	Взлётная масса	$m_{взл}$	94000	кг
18	Масса топлива	m_f	33000	кг
19	Масса сбрасываемой нагрузки	$m_{сб}$	0	кг
20	Суммарная располагаемая тяга двигателей на земле при $M=0$ на максимально-продолжительном (номинальном) режиме их	P_0	285000	Н
21	Удельный расход топлива двигателя на земле при $M=0$	$C_{уд0}$	0,058	кг/(Н*час)
22	Площадь крыла	S	180	м ²
23	Стойкочный угол атаки	$\alpha_{ст}$	3	град
24	Угол атаки отрыва	$\alpha_{отр}$	11	град
25	Предельно допустимый скоростной напор	$q_{пред}$	18000	Н/м ²
26	Высота крейсерского полёта	$H_{кр}$	11000	м
27	Превышение условной крейсерской скорости полёта над		30	%
28	Докритическая полара			
29	Коэффициент отвала полара	A	0,0556	
30	Коэффициент силы лобового сопротивления при нулевой подъёмной	$C_{ха0}$	0,0219	
31	Угол атаки при нулевой подъёмной силе, град	α_0	2	град
32	Максимальный коэффициент подъёмной	$C_{уаmax}$	1,303	

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V	W
33	Закритическая поляра для чисел Маха $0,6 \leq M \leq 0,95$																						
34	Мах	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85	0,9	0,95															
35	Коэффициент силы лобового сопротивления при нулевой подъемной силе	0,0225	0,024	0,0234	0,0241	0,0251	0,0293	0,0379															
36	Коэффициенты отвала поляры в зависимости от коэффициента подъемной силы и числа Маха																						
37	Коэффициент подъемной силы	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1											
38	Коэффициент отвала поляры для $M=0,65$	0,0556	0,0556	0,0556	0,0556	0,0556	0,0556	0,0611	0,0751	0,0884	0,1009	0,1127											
39	Коэффициент отвала поляры для $M=0,7$	0,0556	0,0556	0,0556	0,0556	0,0557	0,0583	0,0721	0,0855	0,0982	0,1102	0,1214											
40	Коэффициент отвала поляры для $M=0,75$	0,0556	0,0556	0,0556	0,0569	0,0584	0,07	0,0831	0,0958	0,108	0,1194	0,1301											
41	Коэффициент отвала поляры для $M=0,8$	0,0569	0,0574	0,0585	0,0597	0,0689	0,0816	0,0941	0,1062	0,1178	0,1286	0,1388											
42	Коэффициент отвала поляры для $M=0,85$	0,0599	0,0604	0,0614	0,0693	0,0812	0,0932	0,1051	0,1166	0,1275	0,1378	0,1475											
43	Коэффициент отвала поляры для $M=0,9$	0,0629	0,0634	0,0718	0,0823	0,0935	0,1049	0,1161	0,127	0,1373	0,1471	0,1562											
44	Коэффициент отвала поляры для $M=0,95$	0,0722	0,077	0,0853	0,0952	0,1058	0,1165	0,1271	0,1374	0,1471	0,1563	0,1649											
45	Взлётная поляра																						
46	Коэффициент подъемной силы	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7				
47	Угол атаки, град	-5,89	-4,83	-3,78	-2,72	-1,67	-0,61	0,44	1,5	2,55	3,6	4,66	5,71	6,77	7,82	8,88	9,93	10,99	12,04				
48	Коэффициент силы лобового сопротивления	0,117	0,114	0,112	0,11	0,108	0,107	0,106	0,106	0,106	0,107	0,109	0,113	0,117	0,123	0,13	0,139	0,149	0,162				
49	Максимальный коэффициент подъемной	2,051																					
50	Посадочная поляра																						
51	Коэффициент подъемной силы	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9	2	2,1
52	Угол атаки, град	-9,85	-8,8	-7,74	-6,69	-5,63	-4,58	-3,52	-2,47	-1,41	-0,36	0,7	1,75	2,81	3,86	4,92	5,97	7,03	8,08	9,14	10,19	11,24	12,3
53	Коэффициент силы лобового сопротивления	0,193	0,188	0,184	0,181	0,177	0,175	0,172	0,17	0,169	0,168	0,168	0,168	0,17	0,172	0,175	0,179	0,184	0,19	0,198	0,207	0,218	0,23
54	Максимальный коэффициент подъемной	2,426																					



Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования "Самарский государственный
аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева
(национальный исследовательский университет)" (СГАУ)
Факультет летательных аппаратов
Кафедра космического машиностроения

РАСЧЁТ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДОЗВУКОВОГО САМОЛЁТА

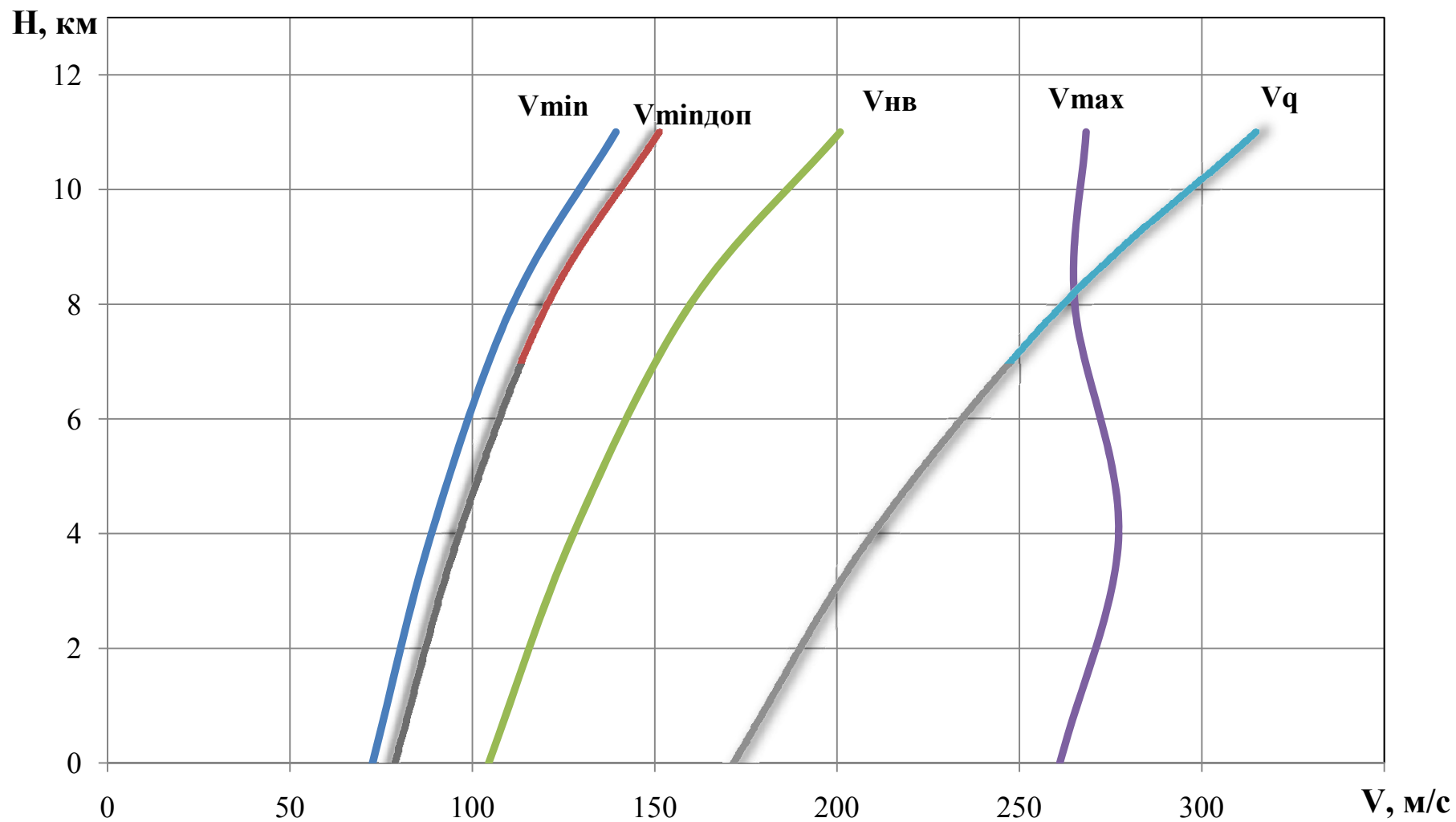
Самолёт-прототип	Ту-154	Дата расчёта:
Тип	пассажирский	11 июля 2013 г.
Страна	СССР	
Тип двигателя	ТРДД	

Исходные данные

Взлётная масса	$m_{\text{взл}}$	94000 кг
Масса топлива	$m_{\text{т}}$	33000 кг
Масса сбрасываемой нагрузки	$m_{\text{сб}}$	0 кг
Суммарная располагаемая тяга двигателей на земле при $M=0$	P_0	285000 Н
Удельный расход топлива двигателя на земле при $M=0$	$C_{\text{уд}0}$	0,058 кг/(Н*час)
Площадь крыла	S	180 м ²
Стояночный угол атаки	$\alpha_{\text{ст}}$	3 град
Угол атаки отрыва	$\alpha_{\text{отр}}$	11 град
Предельно допустимый скоростной напор	$q_{\text{пред}}$	18000 Н/м ²
Высота крейсерского полёта	$H_{\text{кр}}$	11000 м
Превышение условной крейсерской скорости полёта над наивыгоднейшей		30 %

Результаты расчёта

Длина взлётной дистанции	$L_{\text{взл}}$	1359 м
Длина посадочной дистанции	$L_{\text{пос}}$	862 м
Полная дальность полёта	L	3940 км
Полная продолжительность полёта	t	4,3 час.



Диапазон высот и скоростей