

## 1. Исходные данные для самолета Ил-76

$m_{\text{пуст}} = 86000$  кг,  $m_{\text{топл}} = 60000$  кг,  $m_{\text{поле}} = 34000$  кг При интегрировании по формулам (1)  $m_{\text{к}} = 120000$  кг,  $m_{\text{н}} = 180000$  кг. Полет будет осуществляться на дальность  $L_{\text{кр}} = 3000$  м.

## 2. Исследование характеристик транспортного самолета при выполнении эшелонирования

### 2.1. Постановка задачи

В работе исследуется задача минимизации километрового расхода топлива в крейсерском полете на заданную дальность путем оптимизации вертикальной траектории и скоростного режима.

### 2.2. Расчетные формулы

$$q_{\text{ч}} = P_{\text{р}} C e, \quad q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{ч}}}{3.6V}, \quad L_{\text{к}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{q_{\text{км}}}, \quad T_{\text{к}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{q_{\text{ч}}}, \quad (1)$$

$$P_{\text{п}}(M, H) = \frac{mg}{K} \quad (2)$$

$$P_{\text{р}}(M, H) = P_{\text{р11}} \frac{p_H}{p_{H=11}}, \quad (3)$$

$$P_{\text{р}}(M, H) = \bar{P}_0 mg \tilde{P}(H, M), \quad (4)$$

$$C e = C e_0 \tilde{C} e(H, M) \hat{C} e_{\text{др}}(R), \quad (5)$$

$$L_{\text{к}} = \frac{3.6}{\bar{P}_0 C e_0 g} \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{V}{m \tilde{P}(H, M) \tilde{C} e(H, M) \hat{C} e_{\text{др}}(\bar{R})} dm, \quad (6)$$

$$T_{\text{к}} = \frac{1}{g} \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{1}{m \tilde{P}(H, M) \tilde{C} e(H, M) \hat{C} e_{\text{др}}(\bar{R})} dm \quad (7)$$

$C_{ya}, C_{xa}$  из курсовой работы №1 по динамике полета.

## 2.3. Задачи

По мере уменьшения массы из-за выгорания топлива в крейсерском полете будет уменьшаться  $P_{\Pi}$  из формулы (2), что ведет к изменению расхода топлива.

Проведем такие количественные анализы:

1. Влияние массы на изменение экономической скорости.
2. Оптимальную траекторию с учетом выгорания топлива.
3. Найти моменты смены эшелона для перехода на экономически выгодный эшелон.
4. Разница в расходах топлива при полете на постоянной высоте и со сменной высоты.

## 3. Результаты

### 3.1. Результаты расчета при постоянной высоте и оптимальной скорости полета

Таблица 1 — Полученные параметры

$q_{\text{км ср}}, \frac{\text{кг}}{\text{км}}$	$L, \text{ м}$	$m_{\text{сож.топл.}}, \text{ кг}$	$t_{\text{кр}}, \text{ мин}$
11.364	3000	34091.62	275.00

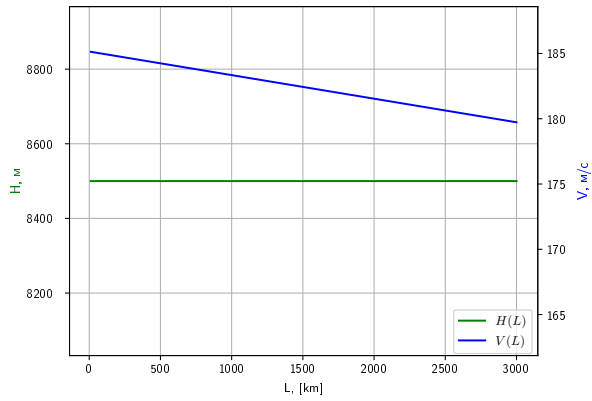


Рисунок 1 — График зависимости  $H(L)$  и  $V(L)$

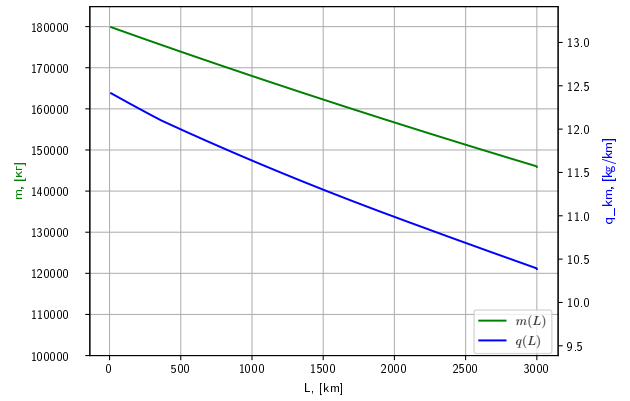


Рисунок 2 — График зависимости  $q(L)$  и  $m(L)$

### 3.2. Результаты расчета при оптимальном изменении высоты и скорости полета

Таблица 2 — Полученный параметры

$q_{\text{км ср}}, \frac{\text{КГ}}{\text{КМ}}$	$L, \text{ м}$	$m_{\text{сж.топл.}}, \text{ КГ}$	$t_{\text{кр}}, \text{ МИН}$
11.155	3000	33464.02	275.85

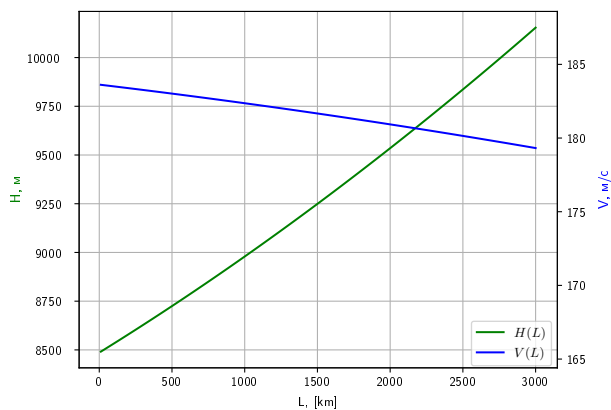


Рисунок 3 — График зависимости  $H(L)$  и  $V(L)$

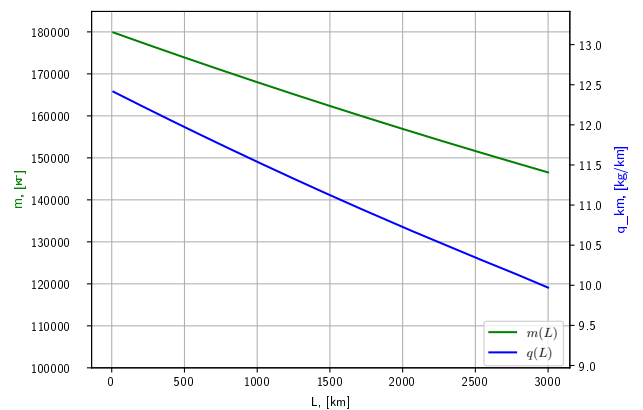


Рисунок 4 — График зависимости  $q(L)$  и  $m(L)$

### 3.3. Эшелонированный полет, высота меняется ступенчато с шагом 300 м

Таблица 3 — Полученные параметры

$q_{\text{км ср}}, \frac{\text{кг}}{\text{км}}$	$L, \text{ м}$	$m_{\text{сож.топл.}}, \text{ кг}$	$t_{\text{кр}}, \text{ мин}$
11.168	3000	33504.95	275.15

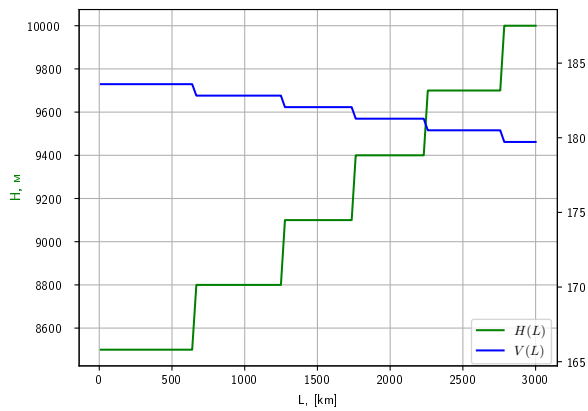


Рисунок 5 — График зависимости  $H(L)$  и  $V(L)$

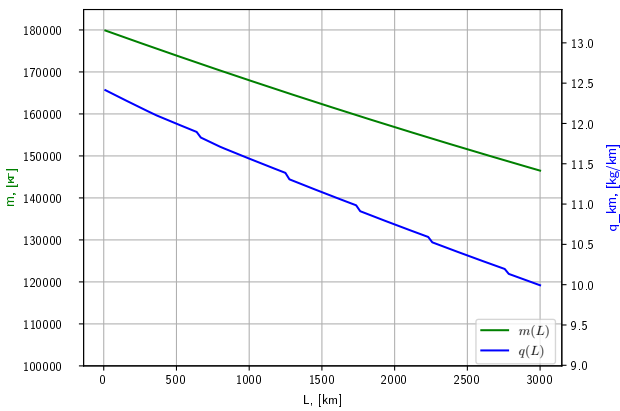


Рисунок 6 — График зависимости  $q(L)$  и  $m(L)$

$m$ , тонн		$H$ , м											
		7000	7500	8000	8500	9000	9500	10000	10500	11000	11500	12000	12500
100.0	$M$	0.464	0.478	0.489	0.5	0.506	0.522	0.538	0.552	0.559	0.585	0.6	0.6
	$q_{km}$	9.262	8.974	8.38	8.114	7.881	7.666	7.46	7.225	6.619	6.578	6.54	6.545
	$V$	144.91	148.282	150.663	152.992	153.747	157.486	161.148	164.137	164.991	172.616	177.042	177.042
110.0	$M$	0.487	0.5	0.5	0.516	0.532	0.549	0.562	0.583	0.581	0.6	0.6	0.6
	$q_{km}$	9.733	9.438	8.862	8.61	8.371	8.143	7.929	7.674	7.182	7.161	7.178	7.251
	$V$	152.093	155.106	154.053	157.888	161.647	165.632	168.337	173.355	171.484	177.042	177.042	177.042
120.0	$M$	0.5	0.511	0.524	0.54	0.554	0.573	0.571	0.591	0.6	0.6	0.602	0.635
	$q_{km}$	10.176	9.903	9.348	9.084	8.834	8.598	8.401	8.236	7.784	7.812	7.897	8.011
	$V$	156.153	158.519	161.447	165.231	168.332	172.873	171.033	175.734	177.092	177.042	177.632	187.369
130.0	$M$	0.518	0.536	0.547	0.563	0.56	0.578	0.596	0.6	0.6	0.6	0.602	-
	$q_{km}$	10.626	10.344	9.807	9.533	9.293	9.127	8.983	8.825	8.452	8.549	8.709	-
	$V$	161.774	166.274	168.534	172.269	170.155	174.381	178.521	178.41	177.092	177.042	177.632	-
140.0	$M$	0.541	0.556	0.552	0.565	0.582	0.6	0.6	0.6	0.6	0.605	-	-
	$q_{km}$	11.041	10.753	10.259	10.049	9.863	9.7	9.576	9.472	9.36	9.534	-	-
	$V$	168.957	172.478	170.074	172.881	176.84	181.018	179.719	178.41	177.092	178.517	-	-
150.0	$M$	0.537	0.55	0.569	0.586	0.6	0.6	0.6	0.6	0.606	-	-	-
	$q_{km}$	11.487	11.265	10.818	10.61	10.427	10.292	10.226	10.276	10.379	-	-	-
	$V$	167.708	170.617	175.312	179.307	182.309	181.018	179.719	178.41	178.863	-	-	-
160.0	$M$	0.55	0.568	0.588	0.6	0.6	0.6	0.6	0.619	-	-	-	-
	$q_{km}$	12.029	11.82	11.369	11.165	11.016	10.949	11.026	11.138	-	-	-	-
	$V$	171.768	176.201	181.166	183.59	182.309	181.018	179.719	184.06	-	-	-	-
170.0	$M$	0.564	0.587	0.6	0.6	0.6	0.6	0.619	-	-	-	-	-
	$q_{km}$	12.58	12.365	11.917	11.75	11.678	11.741	11.881	-	-	-	-	-
	$V$	176.14	182.095	184.863	183.59	182.309	181.018	185.41	-	-	-	-	-
180.0	$M$	0.582	0.6	0.6	0.6	0.6	0.615	-	-	-	-	-	-
	$q_{km}$	13.122	12.902	12.495	12.413	12.459	12.587	-	-	-	-	-	-
	$V$	181.762	186.127	184.863	183.59	182.309	185.544	-	-	-	-	-	-
190.0	$M$	0.589	0.6	0.6	0.6	0.61	-	-	-	-	-	-	-
	$q_{km}$	13.663	13.48	13.159	13.181	13.294	-	-	-	-	-	-	-
	$V$	183.948	186.127	184.863	183.59	185.347	-	-	-	-	-	-	-

Таблица 4 —  $q_{km} \left[ \frac{\text{кг}}{\text{км}} \right], V \left[ \frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$

### 3.4. Анализ результатов

Таблица 5 — Результаты расчетов

Режим	$m_{\text{сoж.топл.}}, \text{ КМ}$	$T$	$q_{\text{КМср}}, \frac{\text{КГ}}{\text{КМ}}$
Полет на $H = 8500 \text{ м}$	34091.62	4 ч. 35 мин.	11.364
Полет по оптимальной траектории	33464.02	4 ч. 36 мин.	11.155
Полет эшелонированный полет $\Delta H = 300 \text{ м}$	33504.95	4 ч. 35 мин.	11.168

Результаты расчетов по нахождению  $q_{\text{КМ}_{\min}}$  минимального километрово-го расхода топлива сведены в таблицу 4

1. Исходя из расчетов по мере уменьшения массы скорость уменьшается, а высота для поддержания  $q_{\text{КМ}_{\min}}$  увеличивается.
2. Оптимальная траектория набора представлена на рисунке 3.
3. Моменты смены эшелона выбрали, если между оптимальной высотой и текущей будет разница в 300 м., тогда производим набор высоты на  $\Delta H = H_{\text{опт}} - H_{\text{кр}} = 300 \text{ м.}$

### 4. Вывод

В данном разделе была получена траектория эшелонированного полета для обеспечения минимального расхода топлива. Такая траектория с исходными данными самолета прототипа дает разницу в 0.12 % по сравнению с оптимальной траекторией в количестве израсходованного топлива. Что дает разницу в количестве потерянного топлива на 10 полетов равной в 409.3 кг. К

сравнению при полете на одной высоте разница составляет 1.87 %, что дает потерю топлива на 10 полетов 6276 кг.

Отсюда следует, что нужно как можно чаще менять эшелоны на экономически выгодные для экономии топлива.