



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 29 за 2025 г.

ISSN 2071-2898 (Print)  
ISSN 2071-2901 (Online)

М.Г. Широбоков

Вывод малых космических аппаратов на отлетную траекторию от Земли в рамках попутного запуска на околоземную орбиту

Статья доступна по лицензии  
[Creative Commons Attribution 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Широбоков М.Г. Вывод малых космических аппаратов на отлетную траекторию от Земли в рамках попутного запуска на околоземную орбиту // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2025. № 29. 24 с. EDN: [REGMNW](https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-29)  
<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-29>

О р д е н а Л е н и н а  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ  
имени М.В. Келдыша  
Р о с с и й с к о й а к а д е м и и н а у к

М.Г. Ширококов

Вывод малых космических аппаратов  
на отлетную траекторию от Земли  
в рамках попутного запуска  
на околоземную орбиту

Москва — 2025

*М.Г. Широбоков*

**Вывод малых космических аппаратов на отлетную траекторию от Земли в рамках попутного запуска на околоземную орбиту**

Работа посвящена оценке возможностей разгонного блока для вывода малого аппарата на отлетную от Земли траекторию в рамках попутного запуска на околоземную орбиту. Для различных полных масс, выводимых ракетой-носителем на околоземную орбиту, масс основной полезной нагрузки, высот орбиты основной полезной нагрузки и величин отлетного импульса оцениваются масса малого аппарата и затраты топлива разгонного блока.

*Ключевые слова:* малый космический аппарат, попутный запуск, разгонный блок

*M.G. Shirobokov*

**Launching small spacecraft onto an Earth departure trajectory as part of a rideshare mission to Earth orbit**

The work focuses on assessing the capabilities of an upper stage for launching a small spacecraft onto an Earth-departure trajectory as part of a rideshare launch to Earth orbit. For various total masses delivered by the launch vehicle to Earth orbit, primary payload masses, primary payload orbit altitudes, and departure impulse values, the mass of the small spacecraft and the upper stage fuel consumption are evaluated.

*Key words:* small spacecraft, rideshare launch, upper stage

## Оглавление

1. Введение . . . . .	3
2. Методика расчетов . . . . .	4
3. Результаты расчетов . . . . .	5
4. Заключение . . . . .	23
Список литературы . . . . .	24

## 1. Введение

В последние годы наблюдается устойчивый интерес к созданию и запуску *межпланетных* малых космических аппаратов [1, 2, 3]. Наибольший практический интерес представляют миссии к Луне, Марсу и Венере [4, 5, 6]. На базе малых космических аппаратов можно разворачивать спутниковые навигационные системы, проводить научные исследования, выполнять дистанционное зондирование, обеспечивать радиосвязь и осуществлять ретрансляцию данных между поверхностью небесных тел и Землей. Малые аппараты создаются в рамках парадигмы, предполагающей модульность, использование стандартных решений «с полки», сниженные требования к риску, а также позволяют масштабировать миссии за счет увеличения числа малых аппаратов с одинаковыми функциями.

Малые аппараты могут запускаться специальными целевыми пусками, однако такой подход может быть экономически неоправданным. Альтернативой является попутный запуск, когда малый аппарат интегрируется в состав основной миссии к одной из планет, однако это сопряжено с дополнительными техническими и организационными сложностями и повышенными требованиями к надежности основной миссии.

Существует еще один вариант: попутный запуск малых аппаратов на околоземную орбиту вместе с основной коммерческой или научной нагрузкой, например, спутниками серий «Метеор», «Кондор», «Канопус». После выведения основной нагрузки можно использовать резерв топлива разгонного блока для отправки малого аппарата на межпланетную траекторию. Данная схема представляется потенциально эффективной, хотя на сегодняшний день не реализована на практике.

Ключевым вопросом в рамках такой схемы является оценка возможностей разгонного блока, а именно — способности обеспечить дополнительный импульс для вывода малого аппарата (или в общем случае — попутной нагрузки, которая может состоять из блоков малых аппаратов) на заданную отлетную траекторию после отделения основной нагрузки. Данная работа посвящена анализу подобных возможностей с учетом характеристик отечественных ракет-носителей и разгонных блоков, запускаемых с различных космодромов, а также высоты орбиты основной полезной нагрузки и отлетного импульса.

В разделе 2 изложена общая методика расчета допустимой массы попутной нагрузки и массовых затрат топлива разгонного блока в рамках вышеуказанной схемы запуска. В разделе 3 представлены результаты расчетов для практически значимых случаев ракет-носителей, разгонных блоков, космодромов, высоты орбиты основной полезной нагрузки и отлетных импульсов. В заключении сформулированы основные выводы по результатам расчетов.

## 2. Методика расчетов

Рассматривается следующая схема вывода попутной нагрузки на отлетную траекторию. Ракета-носитель выводит на низкую опорную орбиту (НОО) разгонный блок и прикрепленный к нему адаптер с основной полезной нагрузкой (ОПН) и попутной нагрузкой (МКА). Разгонный блок (РБ) переводит аппараты на орбиту ОПН. На этой орбите ОПН отсоединяется от адаптера. Далее разгонный блок выполняет маневр для вывода МКА на отлетную траекторию от Земли. Оценим массовые затраты топлива разгонного блока.

Пусть  $m_0$  – полная масса, которую выводит ракета-носитель на НОО и которая состоит из конечной массы разгонного блока  $m_{РБ}$ , массы топлива  $m_T$ , массы адаптера  $m_A$ , массы ОПН  $m_{ОПН}$  и массы МКА  $m_{МКА}$ :

$$m_0 = m_{РБ} + m_T + m_A + m_{ОПН} + m_{МКА}. \quad (1)$$

Затраты характеристической скорости для вывода на орбиту основной полезной нагрузки обозначим  $\Delta v_{ОПН}$ . В результате маневра полная масса системы оказывается равной  $m_1 = e_1 m_0$ , где

$$e_1 = \exp\left(-\frac{\Delta v_{ОПН}}{I_{sp}g}\right),$$

$I_{sp}$  – удельный импульс разгонного блока,  $g = 9.80665$  м/с<sup>2</sup>. Затраты топлива равны

$$\Delta m_1 = m_0 - m_1 = m_0(1 - e_1).$$

Пусть после отделения ОПН разгонный блок выполняет маневр с характеристической скоростью  $\Delta v_{отл}$ . В результате масса системы оказывается равной  $m_2 = e_2(m_1 - m_{ОПН})$ , где

$$e_2 = \exp\left(-\frac{\Delta v_{отл}}{I_{sp}g}\right).$$

Затраты топлива при этом равны

$$\Delta m_2 = (m_1 - m_{ОПН})(1 - e_2).$$

Полные затраты топлива разгонным блоком равны

$$\Delta m = \Delta m_1 + \Delta m_2 = m_0(1 - e_1 e_2) - m_{ОПН}(1 - e_2). \quad (2)$$

Подставим  $m_T = \Delta m$  в уравнение (1) и получим

$$m_0 = \frac{1}{e_1 e_2}(m_{МКА} + m_A + m_{РБ}) + \frac{1}{e_1} m_{ОПН}. \quad (3)$$

Наконец, подставим (3) в (2) и получим

$$\Delta m = \frac{1 - e_1 e_2}{e_1 e_2} (m_{\text{МКА}} + m_{\text{А}} + m_{\text{РБ}}) + \frac{1 - e_1}{e_1} m_{\text{ОПН}}. \quad (4)$$

Уравнения (3) и (4) связывают необходимую полную массу, выводимую ракетой-носителем на НОО, и массу затраченного топлива разгонного блока и с массами МКА, адаптера, разгонного блока и ОПН. Эти формулы не зависят от схемы вывода основной полезной нагрузки и ее орбиты.

Рассмотрим частный, но практически полезный случай, в котором целевая орбита ОПН является круговой, а перелет на нее является компланарным двухимпульсным: сначала в перигее опорной орбиты выполняется маневр, поднимающий апогей до целевой орбиты, затем через полвитка выполняется маневр, поднимающий перигей до целевой орбиты. В этом случае затраты характеристической скорости

$$\Delta v_{\text{ОПН}} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{\text{п}}}} \left( \sqrt{\frac{R}{r_{\text{п}} + R}} - \sqrt{\frac{r_{\text{а}}}{r_{\text{п}} + r_{\text{а}}}} \right) + \sqrt{\frac{2\mu}{R}} \left( \frac{1}{\sqrt{2}} - \sqrt{\frac{r_{\text{п}}}{r_{\text{п}} + r_{\text{а}}}} \right),$$

где  $r_{\text{п}}$  — перигейное расстояние опорной орбиты,  $r_{\text{а}}$  — апогейное расстояние опорной орбиты,  $R$  — радиус орбиты основной полезной нагрузки,  $\mu$  — гравитационный параметр Земли. В реальности схема вывода может быть сложнее, тем не менее формула выше позволяет оценить затраты на перелет на целевую орбиту ОПН.

### 3. Результаты расчетов

Российские гражданские аппараты обычно выводятся на орбиту с одного из двух космодромов: Байконур или Восточный, при этом в качестве ракеты-носителя, как правило, применяется «Союз-2» (модификации 2.1а или 2.1б) в сочетании с разгонным блоком «Фрегат». В таблицах 1 и 2 перечисляются орбитальные элементы НОО и максимальная выводимая ракетами-носителями на НОО нагрузка на основании информации, представленной в [7, 8]. Данные приводятся для обтекателей 11С517А2 диаметра 3 м и 81КС диаметра 4.11 м.

В таблице 3 содержатся характеристики разгонного блока «Фрегат» с двумя его модификациями. Под конечной массой понимается сухая масса разгонного блока плюс неотрабатываемые остатки топлива. Величину  $m_{\text{РБ}}$  в формулах выше следует понимать как конечную массу. Величина  $m_{\text{п}}$  не должна превышать максимальный рабочий запас топлива.

Орбитальные параметры			Максимальная нагрузка	
наклонение	перигей	апогей	11С517А2	81КС
<b>Байконур</b>				
51.6°	200 км	240 км	7430 кг	6900 кг
98°	200 км	240 км	5830 кг	5550 кг
<b>Восточный</b>				
51.6°	200 км	240 км	7460 кг	7060 кг
98°	200 км	240 км	6070 кг	5800 кг
<b>Плесецк</b>				
72°	200 км	240 км	6800 кг	6100 кг
98°	200 км	240 км	6130 кг	5780 кг

Таблица 1. Орбитальные параметры и максимальная нагрузка для различных космодромов, соответствующие ракете-носителю Союз 2.1а [7]

Орбитальные параметры			Максимальная нагрузка	
наклонение	перигей	апогей	11С517А2	81КС
<b>Байконур</b>				
51.6°	200 км	240 км	8670 кг	8080 кг
98°	200 км	240 км	7030 кг	6630 кг
<b>Восточный</b>				
51.6°	200 км	240 км	8600 кг	8100 кг
98°	200 км	240 км	7260 кг	6850 кг
<b>Плесецк</b>				
72°	200 км	240 км	7730 кг	—
98°	200 км	240 км	7270 кг	6850 кг

Таблица 2. Орбитальные параметры и максимальная нагрузка для различных космодромов, соответствующие ракете-носителю Союз 2.1б [8]

	<b>Фрегат</b>	<b>Фрегат-МТ</b>	<b>Фрегат-СБ</b>
Начальная масса с максимальной заправкой, кг	6235	7640	11680
Конечная масса, кг	945	1035	1080
Максимальный рабочий запас топлива/полная заправка, кг	5235/5307	6550/6650	10140/10330
Удельный импульс: режим БТ/МТ, с	333.2/320	333.2/320	333.2/320
Максимальное число включений МД	7	7	7

Таблица 3. Характеристики модификаций разгонного блока «Фрегат» [9]

Из таблицы 3 также следует, что удельный импульс всех модификаций разгонного блока равен 333.2 с в режиме большой тяги (БТ) и 320 с в режиме малой тяги (МТ). Режим большой тяги применяется при основных маневрах выведения, требующих значительного изменения скорости. Малая тяга используется при прецизионных маневрах и коррекции орбиты. Для дальнейших расчетов за основу будет взят режим большой тяги с  $I_{sp} = 333.2$  с.

Из формулы Циолковского следует, что в результате маневрирования полная масса системы изменяется в  $\exp(-\Delta v/(I_{sp}g))$  раз. Для разгонного блока «Фрегат» это значит, что для  $\Delta v = 100$  м/с коэффициент изменения массы системы равен  $\approx 0.97$ , то есть маневр в 100 м/с «отнимает» 3% массы системы до маневра. Это правило удобно для расчетов «в уме». Например, пусть разгонный блок выводит на отлетную траекторию с импульсом в 3.2 км/с нагрузку в 1500 кг (разгонный блок, малый аппарат, адаптер). Увеличение отлетного импульса до 3.3 км/с из-за изменения отлетной траектории потребует дополнительно  $1500 \cdot 0.03 = 45$  кг топлива, которые следует «отнять» у малого аппарата. Уменьшением отлетного импульса до 3.1 км/с в результате оптимизации отлетной траектории можно сэкономить около  $1500 \cdot 0.03/0.97 \approx 45$  кг топлива, которые можно заменить полезной нагрузкой.

В качестве орбиты ОПН рассмотрим высоты, характерные для солнечно-синхронных орбит, — от 500 до 900 км. На такие орбиты обычно выводят серии аппаратов для дистанционного зондирования Земли, поэтому запуск малых космических аппаратов с этих орбит является целесообразным. Отлетные импульсы рассмотрим в диапазоне от 3.1 км/с до 3.6 км/с. При старте с указанных орбит эти значения отлетных импульсов охватывают диапазон

для выхода на обходные траектории перелета к Луне и траектории перелета к Марсу и Венере для выхода за пределы сферы действия Земли.

На рисунках 1–6 показаны изолинии полной массы (сплошные линии), выводимой ракетой-носителем на опорную орбиту  $200 \text{ км} \times 240 \text{ км}$ , и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от выбранных массы ОПН и суммы масс попутной полезной нагрузки и адаптера. В этих случаях орбитой ОПН считается круговая орбита высотой  $832 \text{ км}$  — типичная среди солнечно-синхронных орбит. Массу МКА можно увеличить, если орбита ОПН будет ниже. Рисунки построены для различных значений отлетного импульса  $\Delta v_{\text{отл}}$  от  $3.1 \text{ км/с}$  до  $3.6 \text{ км/с}$  с шагом в  $100 \text{ м/с}$ .

Рассмотрим, например, рисунок 2, соответствующий отлетному импульсу  $3.2 \text{ км/с}$ . Такого импульса достаточно, чтобы отправить МКА по обходной траектории перелета к Луне. Пусть в качестве ОПН рассматривается аппарат из серии «Метеор» массой  $2600 \text{ кг}$ . Предположим, что масса МКА составляет  $100 \text{ кг}$ , а масса адаптера —  $425 \text{ кг}$ , что соответствует ASAP-S [10]. Тогда полная масса нагрузки, выводимая ракетой-носителем, должна быть около  $7200 \text{ кг}$ , а расход топлива разгонным блоком — около  $3200 \text{ кг}$ . Это соответствует запуску ракеты-носителя Союз 2.1б с космодрома Восточный. В таблице 4 приведены подробные данные по данному случаю вывода.

Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО	7223 кг
Характеристическая скорость вывода на $832 \text{ км}$	338 м/с
Масса, выводимая РБ на $832 \text{ км}$	6514 кг
Затраты топлива РБ для вывода на $832 \text{ км}$	709 кг
Масса после отделения ОПН на $832 \text{ км}$	3914 кг
Характеристическая скорость отлетного импульса	3200 м/с
Масса после отлетного импульса	1470 кг
Затраты топлива РБ для отлетного импульса	2444 кг
Полные затраты топлива РБ	3153 кг
Масса попутной нагрузки + адаптера	525 кг

Таблица 4. Данные о выводе малого аппарата массой  $100 \text{ кг}$  на отлетную траекторию с импульсом  $3.2 \text{ км/с}$  с круговой орбиты  $832 \text{ км}$  основной полезной нагрузки массой  $2600 \text{ кг}$

Случай, рассмотренный выше, относится к высокой орбите ССО и тяжелому основному аппарату, что приводит к массе малого аппарата около 100 кг. Теперь рассмотрим более легкую основную полезную нагрузку, например, два аппарата серии Канопус-В по 450 кг каждый. Аппараты Канопус-В выводятся на орбиты высотой 512 км ракетой носителем Союз 2.1а, который выводит максимально 6070 кг на НОО с космодрома Восточный. Пусть отлетный импульс попутной нагрузки составляет 3.2 км/с. Найдем максимальную массу попутной полезной нагрузки (в сумме с адаптером). В таблице 5 приведены детали данного случая вывода. Из таблицы видно, что если масса адаптера составляет 425 кг, то максимальная масса попутной нагрузки равна 458 кг, то есть это может быть несколько малых аппаратов.

Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО	6070 кг
Характеристическая скорость вывода на 512 км	167 м/с
Масса, выводимая разгонным блоком на 512 км	5768 кг
Затраты топлива РБ для вывода на 512 км	302 кг
Масса после отделения ОПН на 512 км	4868 кг
Характеристическая скорость отлетного импульса	3200 м/с
Масса после отлетного импульса	1828 кг
Затраты топлива РБ для отлетного импульса	3040 кг
Полные затраты топлива РБ	3342 кг
Масса попутной нагрузки + адаптера	883 кг

Таблица 5. Данные о выводе малого аппарата массой 458 кг на отлетную траекторию с импульсом 3.2 км/с с круговой орбиты 512 км основной полезной нагрузки массой 900 кг

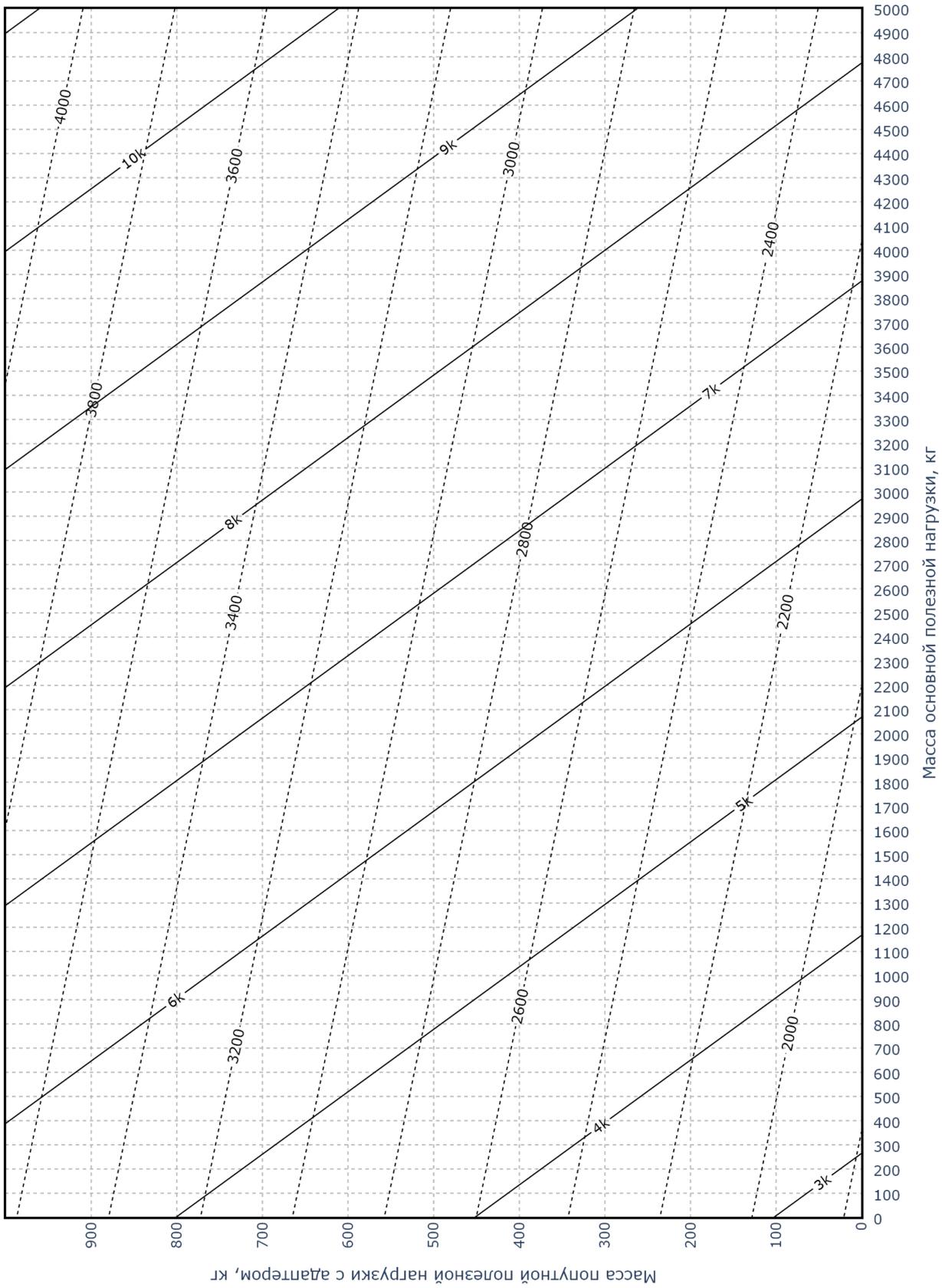


Рис. 1. Изолинии массы, выводимой ракетой-носителем на низкую опорную орбиту (сплошные линии), и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от масс основной и попутной нагрузки. Орбита ОПН высотой 832 км, отлетный импульс попутной нагрузки 3.1 км/с

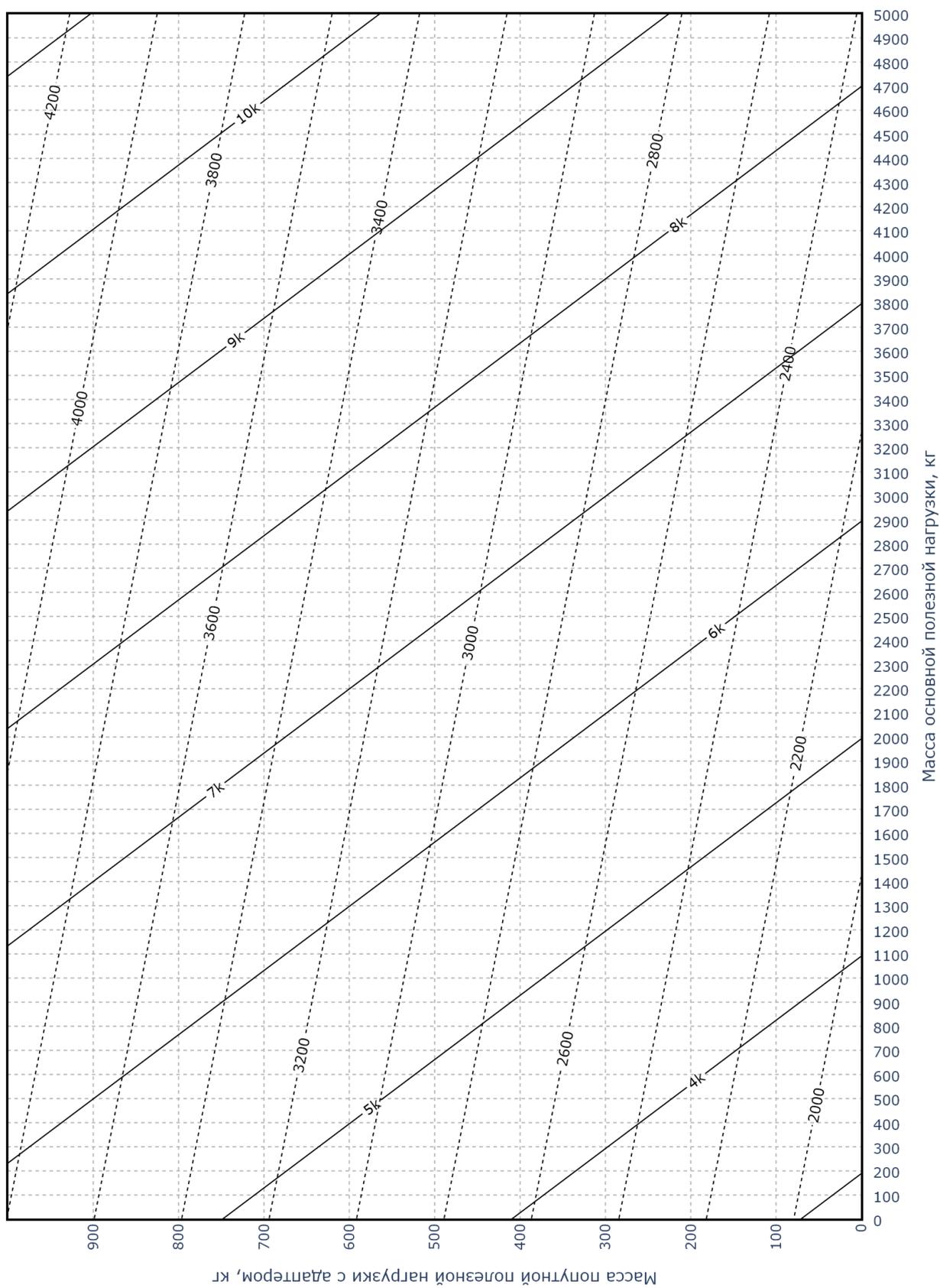


Рис. 2. Изолинии массы, выводимой ракетой-носителем на низкую опорную орбиту (сплошные линии), и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от масс основной и попутной нагрузки. Орбита ОПН высотой 832 км, отлетный импульс попутной нагрузки 3.2 км/с

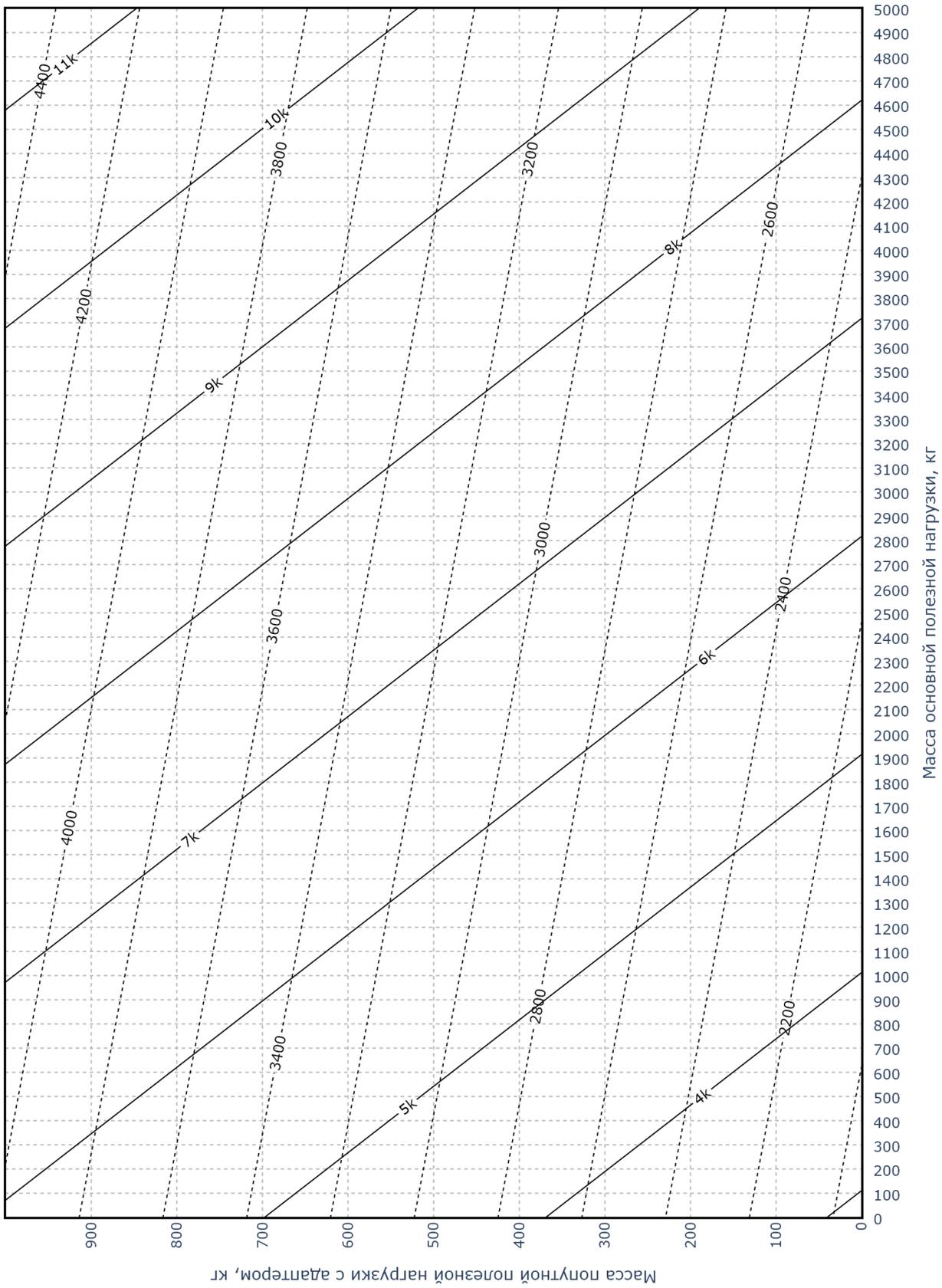


Рис. 3. Изолинии массы, выводимой ракетой-носителем на низкую опорную орбиту (сплошные линии), и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от масс основной и попутной нагрузки. Орбита ОПН высотой 832 км, отлетный импульс попутной нагрузки 3.3 км/с

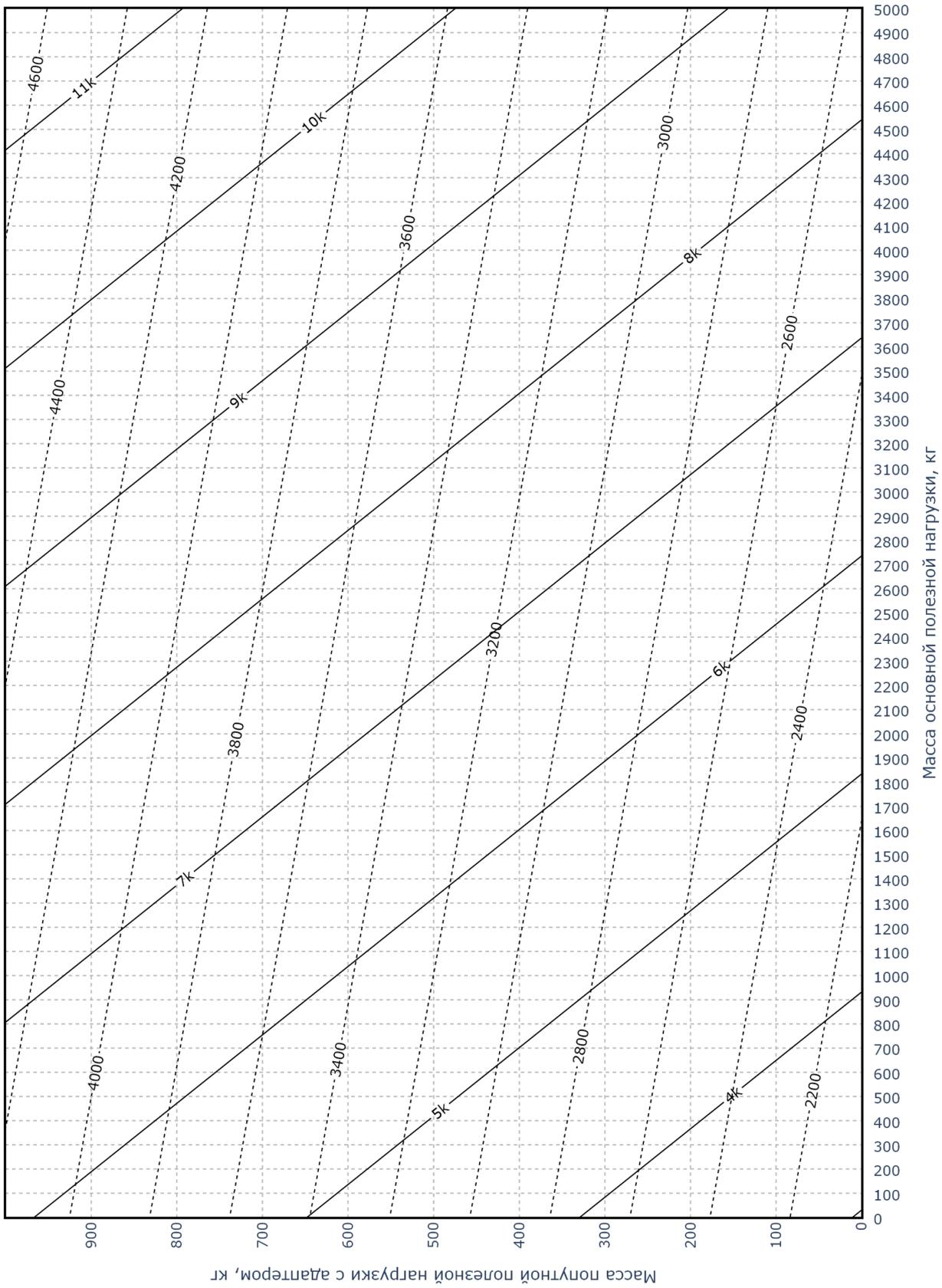


Рис. 4. Изолинии массы, выводимой ракетой-носителем на низкую опорную орбиту (сплошные линии), и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от масс основной и попутной нагрузки. Орбита ОПН высотой 832 км, отлетный импульс попутной нагрузки 3.4 км/с

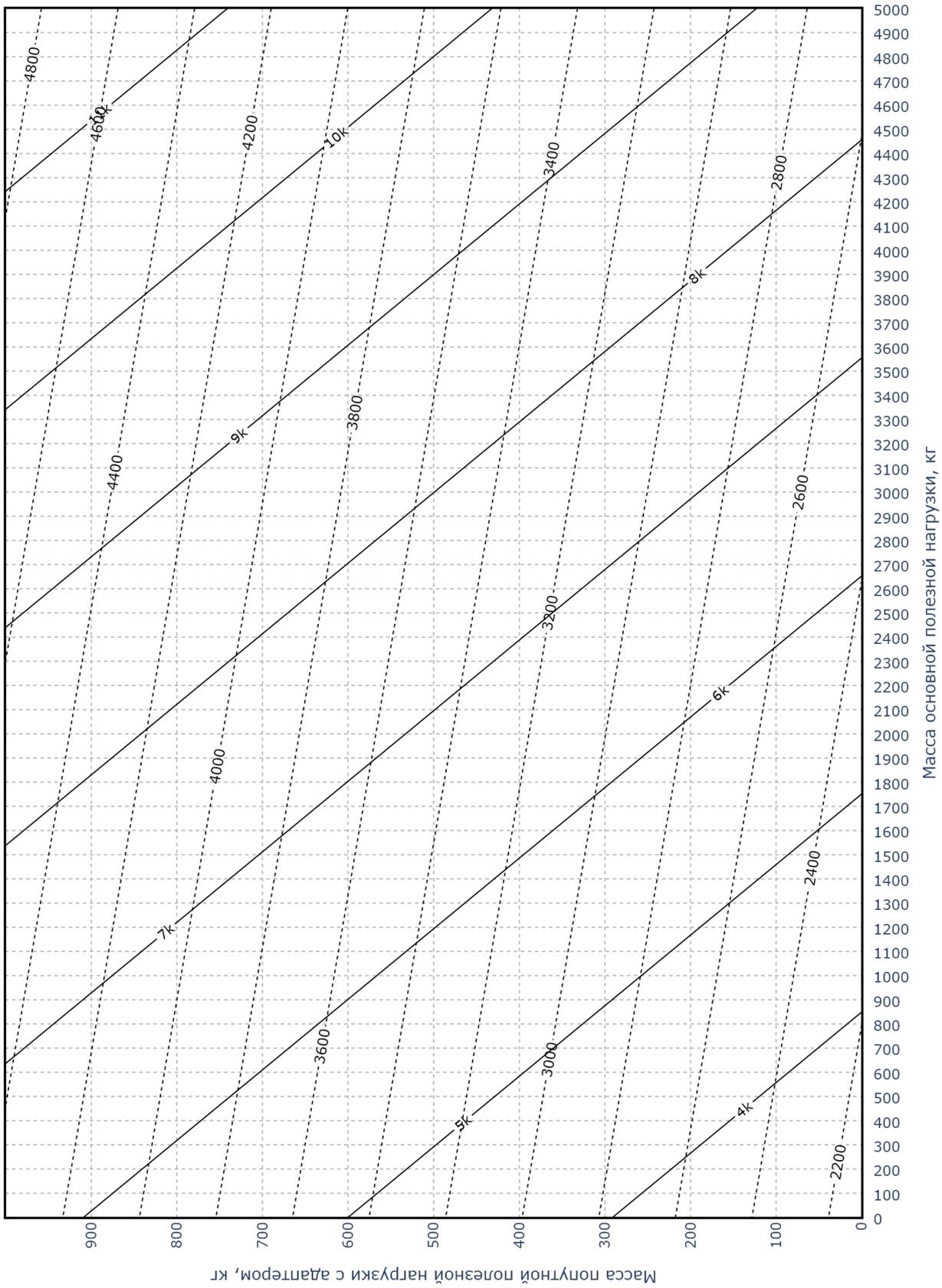


Рис. 5. Изолинии массы, выводимой ракетой-носителем на низкую опорную орбиту (сплошные линии), и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от масс основной и попутной нагрузки. Орбита ОПН высотой 832 км, отлетный импульс попутной нагрузки 3.5 км/с

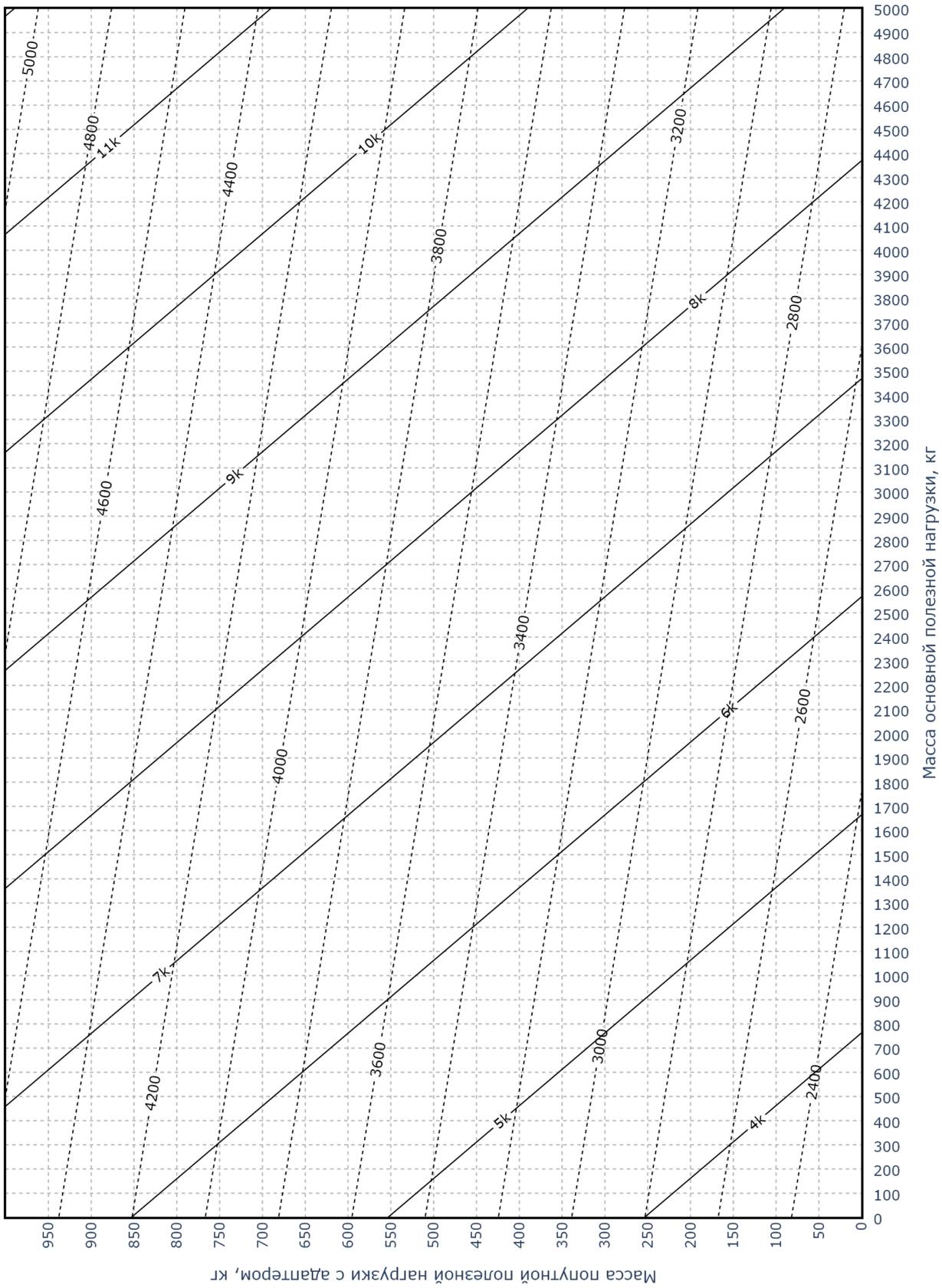


Рис. 6. Изолинии массы, выводимой ракетой-носителем на низкую опорную орбиту (сплошные линии), и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от масс основной и попутной нагрузки. Орбита ОПН высотой 832 км, отлетный импульс попутной нагрузки 3.6 км/с

На рисунках 7–12 приводятся изолинии массы попутной нагрузки и адаптера (сплошные линии) и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от массы ОПН и высоты ее орбиты. Здесь полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО, взята равной 7260 кг — максимально возможной для вывода на НОО с наклоном  $98^\circ$  среди ракет-носителей Союз 2.1а и Союз 2.1б (см. таблицы 1, 2).

На приведенных рисунках показана изолиния массы попутной нагрузки с адаптером, соответствующая нулевому значению — эта линия определяет границу возможностей вывода попутной нагрузки по рассматриваемой схеме. Если считать, что масса адаптера равна 400 кг, то возможности открываются слева от изолинии со значением 400.

Заметим также, что в соответствии с уравнением (3) уменьшение массы ОПН на 100 кг позволяет при прочих равных массах увеличить массу попутной нагрузки на  $100e_2$  кг, то есть порядка 30–40 кг (см. таблицу 6). Из рисунков 7–12 видно, что понижение орбиты ОПН на 100 км при прочих равных позволяет увеличить массу ОПН приблизительно на 100 кг или же увеличить массу попутной нагрузки с адаптером на  $100e_2$  кг.

$\Delta v_{\text{отл}}, \text{ км/с}$	$e_2$
3.1	0.387238
3.2	0.375567
3.3	0.364247
3.4	0.353269
3.5	0.342621
3.6	0.332294

Таблица 6. Значения коэффициента  $e_2$  для различных отлетных импульсов

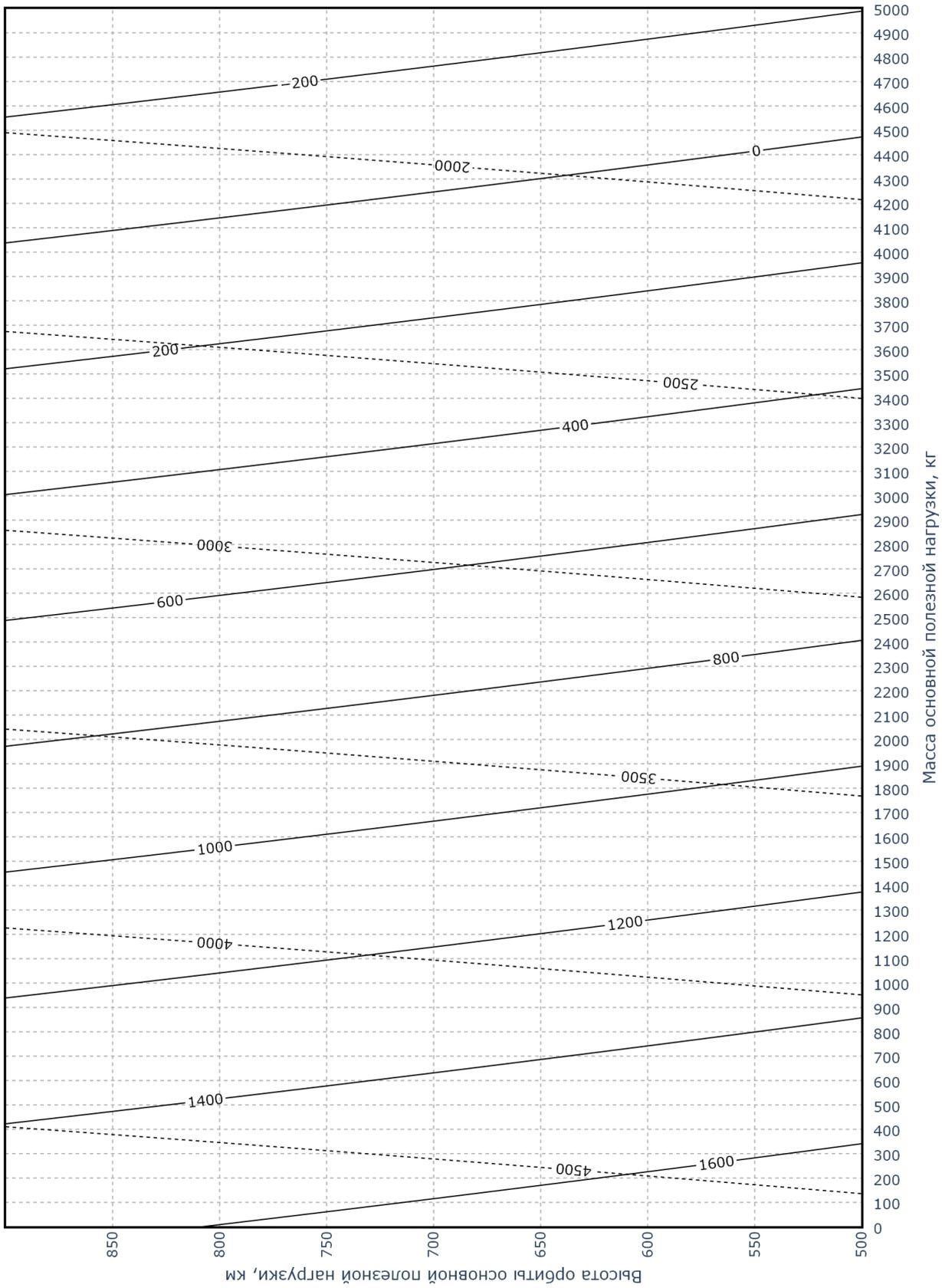


Рис. 7. Изолинии массы попутной нагрузки и адаптера (сплошные линии) и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от массы и высоты орбиты ОПН. Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО, составляет 7260 кг, отлетный импульс попутной нагрузки 3.1 км/с

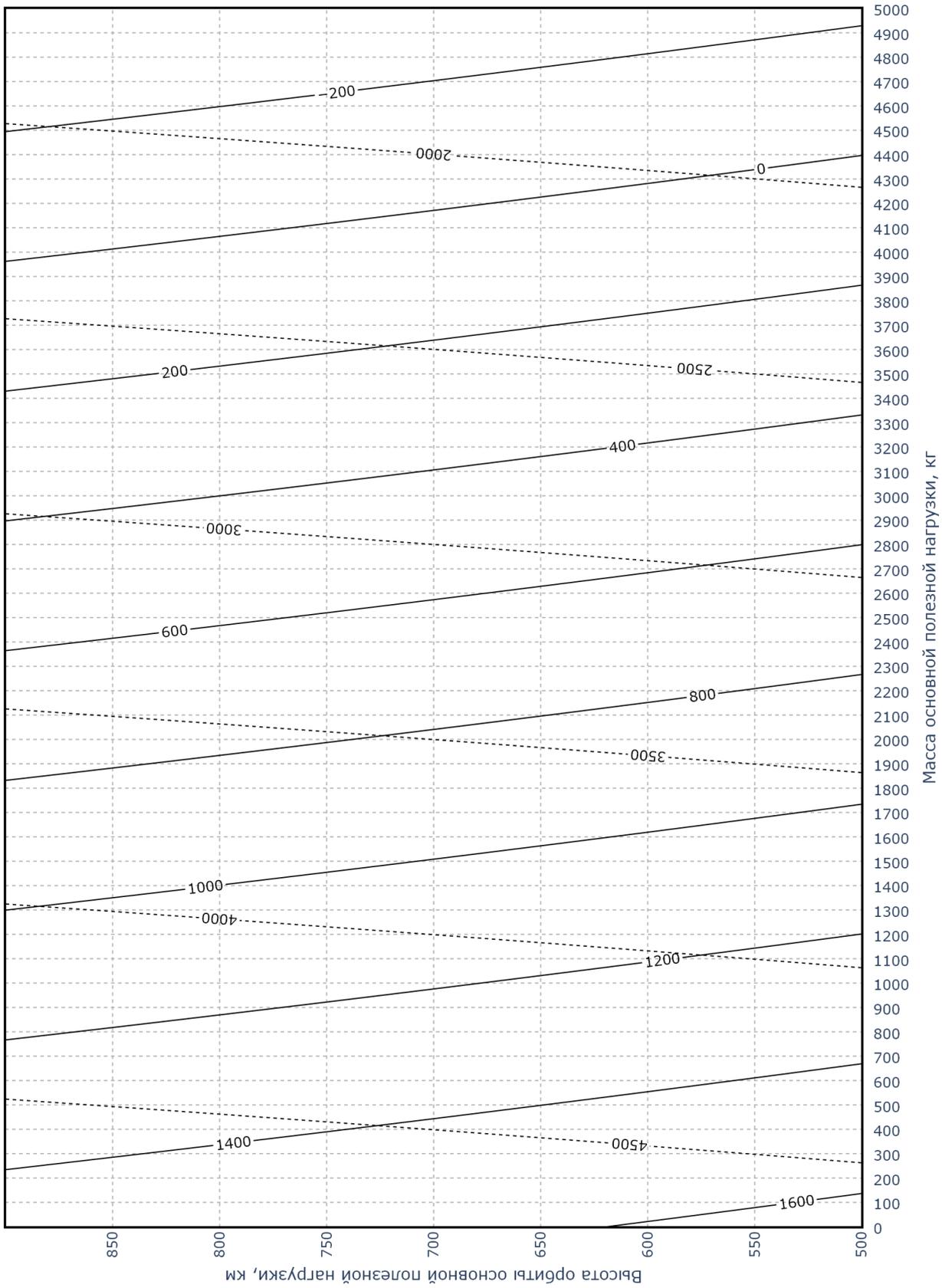


Рис. 8. Изолинии массы попутной нагрузки и адаптера (сплошные линии) и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от массы и высоты орбиты ОПН. Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО, составляет 7260 кг, отлетный импульс попутной нагрузки 3.2 км/с

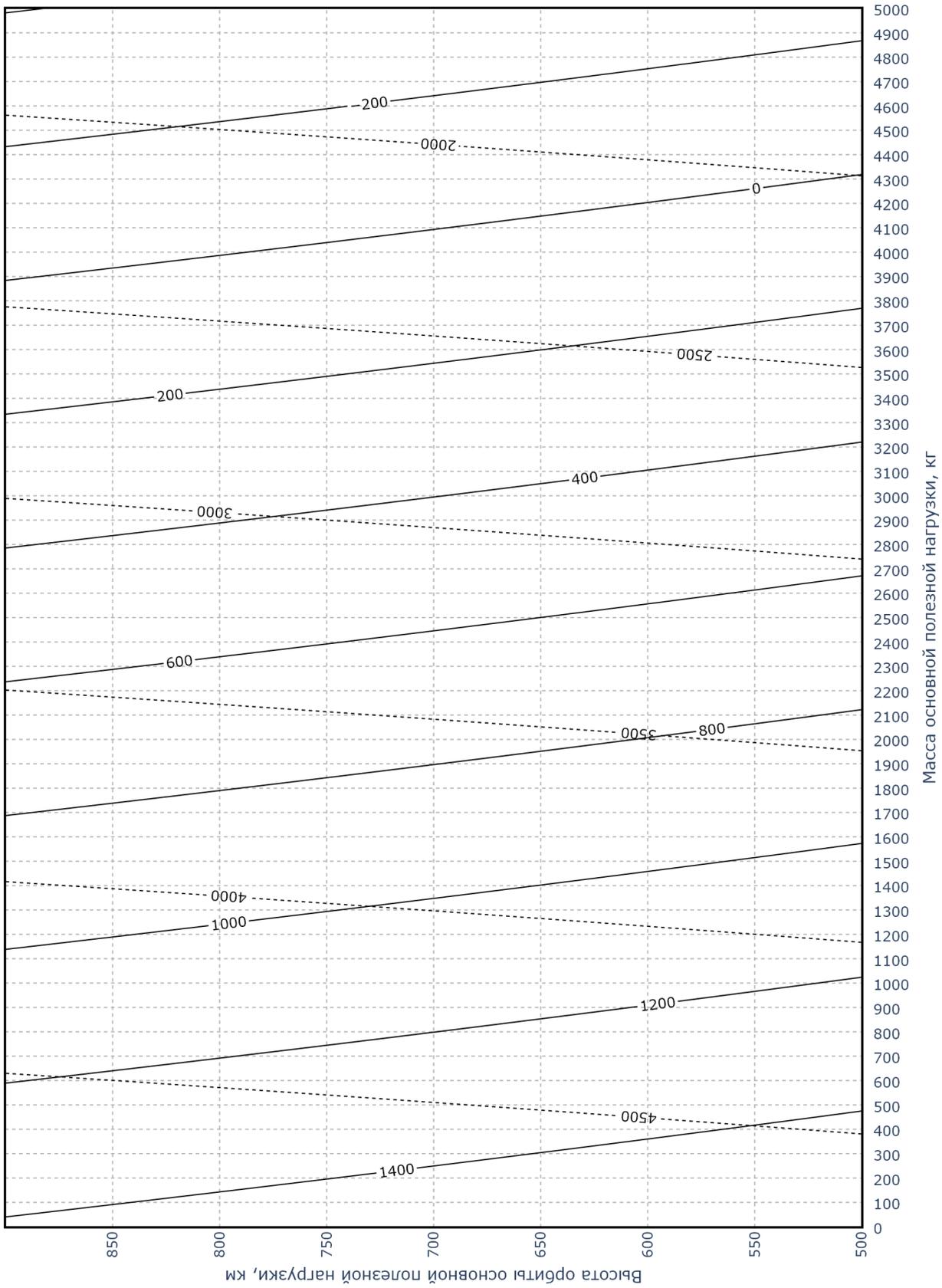


Рис. 9. Изолинии массы попутной нагрузки и адаптера (сплошные линии) и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от массы и высоты орбиты ОПН. Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО, составляет 7260 кг, отлетный импульс попутной нагрузки 3.3 км/с

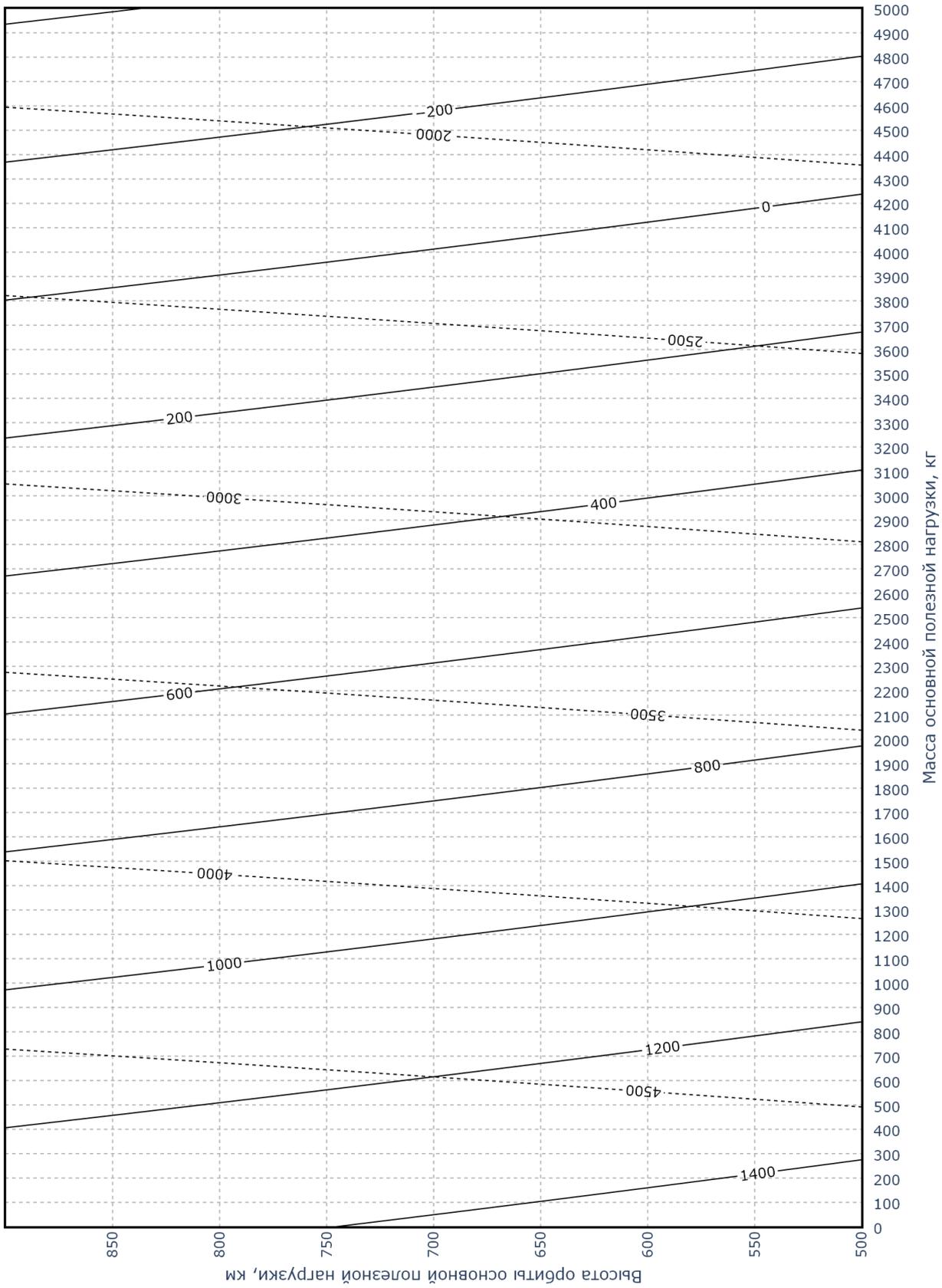


Рис. 10. Изолинии массы попутной нагрузки и адаптера (сплошные линии) и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от массы и высоты орбиты ОПН. Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО, составляет 7260 кг, отлетный импульс попутной нагрузки 3.4 км/с

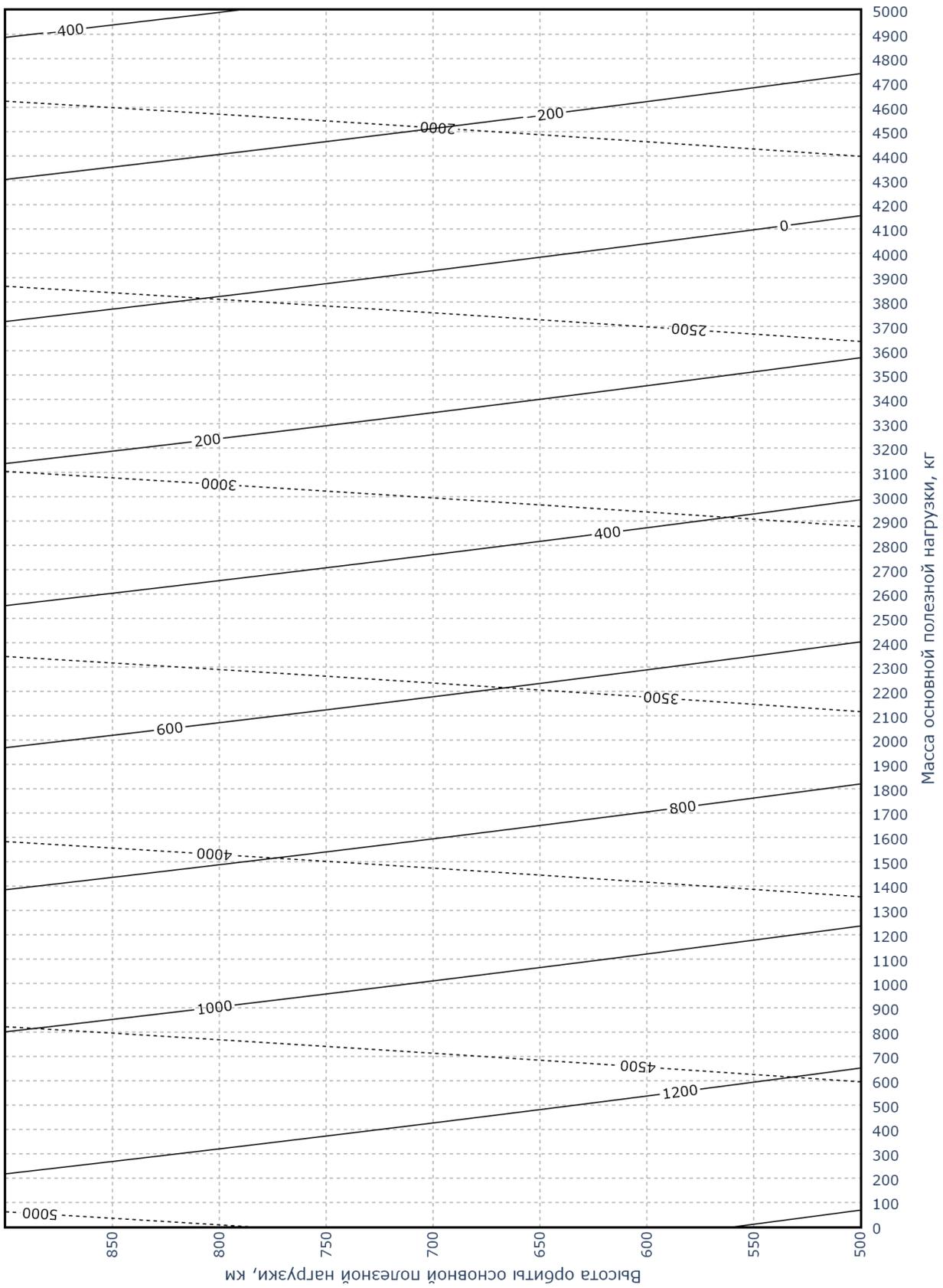


Рис. 11. Изолинии массы попутной нагрузки и адаптера (сплошные линии) и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от массы и высоты орбиты ОПН. Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО, составляет 7260 кг, отлетный импульс попутной нагрузки 3.5 км/с

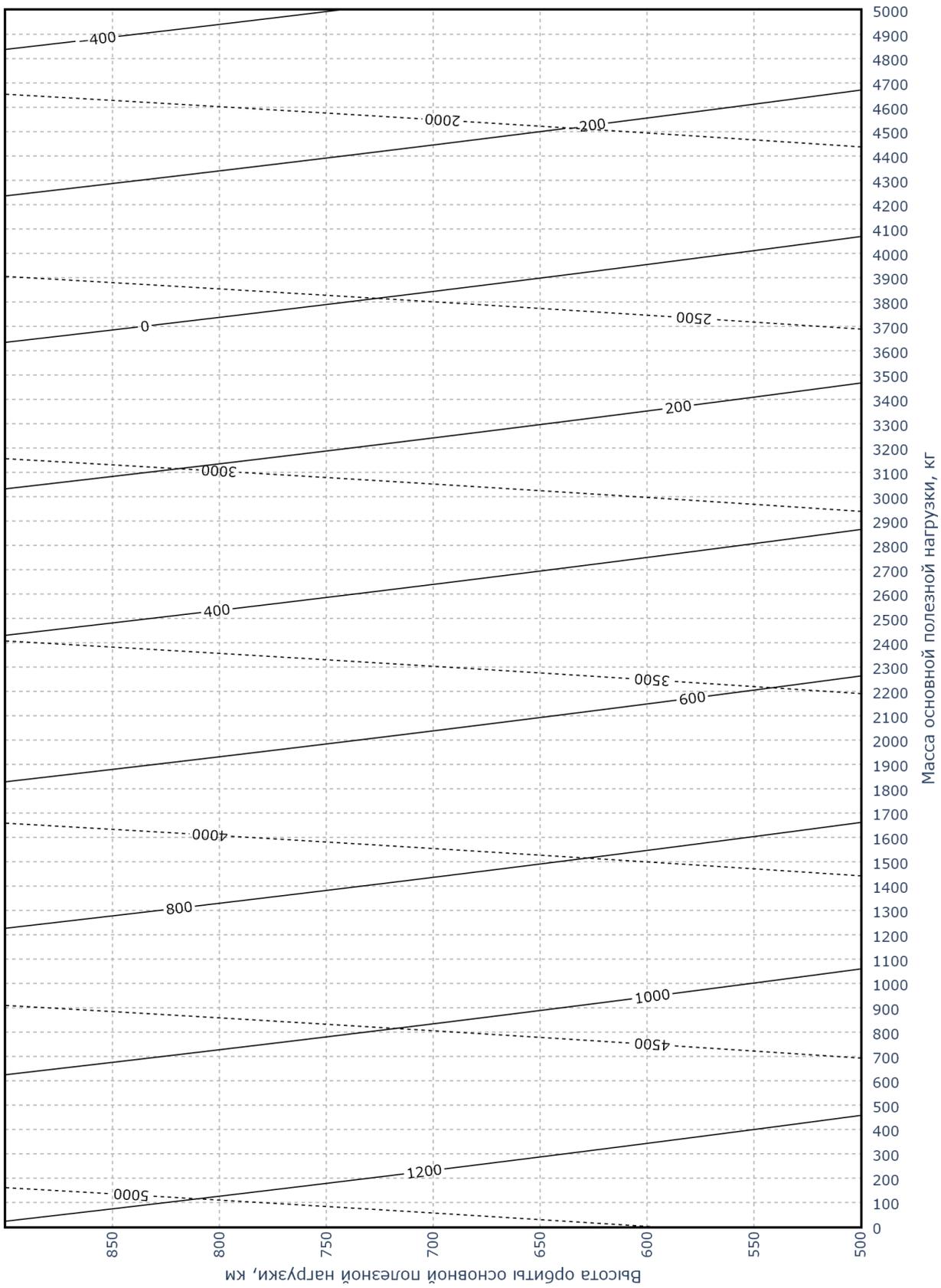


Рис. 12. Изолинии массы попутной нагрузки и адаптера (сплошные линии) и затрат топлива разгонного блока (пунктирные линии) в зависимости от массы и высоты орбиты ОПН. Полная масса, выводимая ракетой-носителем на НОО, составляет 7260 кг, отлетный импульс попутной нагрузки 3.6 км/с

## 4. Заключение

В работе представлены оценки возможностей разгонного блока для вывода попутной нагрузки на отлетную от Земли траекторию после вывода ее на орбиту основной полезной нагрузки. Приведены формулы для расчета полной массы, выводимой ракетой-носителем на низкую опорную орбиту, и необходимой массы топлива. Рассмотрены практически значимые случаи ракет-носителей, разгонного блока, космодромов, высот орбит основной полезной нагрузки, масс основной полезной нагрузки и отлетных импульсов.

Для разгонного блока «Фрегат» маневр на 100 м/с уменьшает массу системы до маневра на 3%. При попутном запуске вместе с аппаратом серии «Метеор» масса малого аппарата составляет около 100 кг, чтобы вывести его на отлетную траекторию с орбиты высотой 832 км с импульсом 3.2 км/с. При попутном запуске с аппаратом серии «Канопус-В» масса попутной нагрузки может достигать 458 кг, что позволяет вывести на отлетную траекторию с орбиты высотой 512 км с импульсом 3.2 км/с несколько малых аппаратов. Снижение массы основной полезной нагрузки на 100 кг или уменьшение высоты ее орбиты на 100 км позволяют, при прочих равных условиях, увеличить массу попутной нагрузки примерно на 30–40 кг.

## Список литературы

- [1] Staehle, R.L., et al. Interplanetary CubeSats: Opening the Solar System to a Broad Community at Lower Cost // *Journal of Small Satellites*, 2013. Vol. 02, No. 01, P. 161–186.
- [2] Malphrus, B.K., et al. Interplanetary cubesat missions // *Cubesat Handbook* / ed. by C. Cappelletti, S. Battistini, B.K. Malphrus. Cambridge: Academic Press, 2020. P. 85–121. DOI: <https://doi.org/10.1016/C2018-0-02366-X>.
- [3] Walker, R., et al. Deep-space CubeSats: Thinking inside the box // *Astronomy & Geophysics*, 2018. Vol.59, No.5, P. 24–30. DOI: <https://doi.org/10.1093/astrogeo/aty232>.
- [4] Cosby M., et al. The Future Lunar Communications Architecture: Final Report of the Lunar Communications Architecture Working Group. Version 1.3. [S. l.], 2022. 71 p. URL: <https://www.ioag.org/Public%20Documents/Lunar%20communications%20architecture%20study%20report%20FINAL%20v1.3.pdf>.
- [5] Schoolcraft J., Klesh A., Werne T. MarCO: Interplanetary Mission Development on a CubeSat Scale // *Space Operations: Contributions from the Global Community* / eds. Cruzen C., Schmidhuber M., Lee Y., Kim B. Cham: Springer, 2017. DOI: [https://doi.org/10.1007/978-3-319-51941-8\\_10](https://doi.org/10.1007/978-3-319-51941-8_10).
- [6] French, R., et al. Rocket Lab Mission to Venus // *Aerospace*, 2022. Vol. 9, No. 8: 445. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace9080445>.
- [7] Soyuz-2.1a rocket variant : [сайт]. URL: <https://russianspaceweb.com/soyuz2-1a.html> (дата обращения: 25.04.2025).
- [8] Soyuz-2.1b rocket variant : [сайт]. URL: <https://russianspaceweb.com/soyuz2-1b.html> (дата обращения: 25.04.2025).
- [9] Разгонные блоки «Фрегат» : [сайт]. URL: <https://www.laspacespace.ru/ru/activities/products/sredstva-vyvedeniya/razgonnye-bloki-fregat/> (дата обращения: 25.04.2025).
- [10] Хахленкова А.А., Лопатин А.В. Обзор конструкций адаптеров современных космических аппаратов // *Космические аппараты и технологии*, 2018. Т. 2. № 3. С. 134–146. DOI: <https://doi.org/10.26732/2618-7957-2018-3-134-146>.