

НОВОЕ  
В ЖИЗНИ, НАУКЕ,  
ТЕХНИКЕ

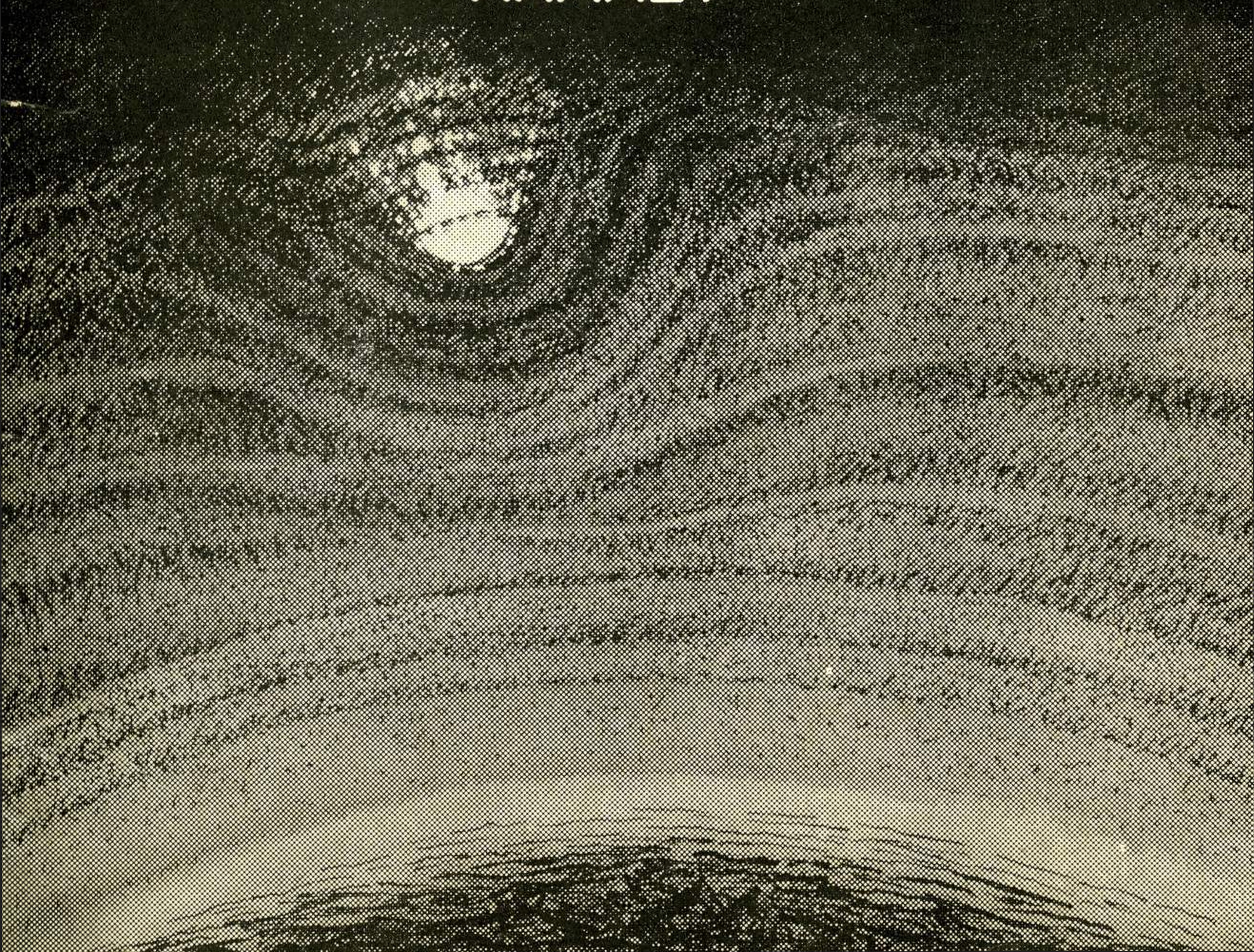
ЗНАНИЕ

2/1972

СЕРИЯ  
КОСМОНАВТИКА, АСТРОНОМИЯ

Н.М. Иванов  
А.И. Мартынов

ПРОБЛЕМА  
СПУСКА  
КОСМИЧЕСКИХ  
АППАРАТОВ  
В АТМОСФЕРАХ  
ПЛАНЕТ





**Н. М. Иванов,**

кандидат технических наук

**А. И. Мартынов,**

инженер

# **ПРОБЛЕМА СПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ**

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ЗНАНИЕ»

Москва 1972



6Т.6  
И20

**Иванов Николай Михайлович, Мартынов Александр Иванович**

И20 Проблема спуска космических аппаратов в атмосферах планет. М., «Знание», 1972.  
64 с. (Новое в жизни, науке, технике. Серия «Космонавтика, астрономия», 2).

Решение проблемы спуска космических аппаратов на поверхность планеты связано с целым рядом сложнейших теоретических и практических задач. В современной литературе сейчас практически нет работ с последовательным изложением основных сторон проблемы спуска в атмосферах планет, которые позволили бы широкому кругу читателей понять серьезность этого вопроса.

Предлагаемая брошюра посвящена рассмотрению этой проблемы. В ней рассказывается о тех трудностях, с которыми сталкиваются исследователи, и дается представление о путях, которыми эти трудности преодолеваются.

Брошюра доступна широкому кругу читателей и содержит интересный материал, изложенный в достаточно популярной форме.

2-6-5

6Т 6



## Предисловие

Изучение Вселенной и в первую очередь планет Солнечной системы занимает одно из центральных мест в советских и американских космических программах. При этом в настоящее время ученые подошли к такому рубежу, когда качественный скачок в наших знаниях о природе планет и их атмосферах возможен только при посадке космических аппаратов (КА) на их поверхность или по крайней мере при выведении КА на орбиты искусственных спутников планет с последующей передачей информации на Землю. Действительно, различные косвенные наземные методы исследования планет и их атмосфер — радиоастрономия, радиолокация, спектрография и др. хотя и обогатили наши знания, но все же мы располагаем только приближенными сведениями о многих характеристиках планет, а о некоторых и вообще ничего не знаем. В качестве примера можно привести Юпитер, для которого до сегодняшнего дня неизвестно, где находится уровень «твердой» поверхности, и все отсчеты ведутся от границы облачного слоя.

Отмеченные факторы говорят о том, что спуск КА в атмосферах планет становится одной из актуальных задач космической техники.

Решение проблемы спуска КА на поверхность планет связано с рядом сложнейших теоретических и практических задач, решение которых, как правило, требует мобилизации усилий специалистов из многих областей науки и техники: аэродинамики, баллистики, управления, навигации, материаловедения, терморегулирования, радиотехники, кибернетики и многих других.

В настоящее время в литературе неизвестны какие-либо работы с последовательным изложением основных сторон проблемы спуска в атмосферах планет, которые позволили бы широкому кругу читателей понять серьезность этого вопроса. В данной брошюре сделана попытка рассмотрения



проблемы спуска космических аппаратов в атмосферах планет. Однако ограниченный объем брошюры не позволяет подробно рассказать о всех сторонах проблемы спуска. Специфические особенности каждой планеты и ее атмосферы (разная сила притяжения, разный состав атмосферы, различные тормозные свойства атмосферы и т. д.) приводят к тому, что унификация спускаемых аппаратов невозможна. Так, при организации спуска КА в плотной атмосфере Венеры исследователи сталкиваются с проблемой защиты аппарата от чрезвычайно высоких перегрузок и тепловых потоков, действующих на аппарат на траектории спуска.

В отличие от планеты Венера особенностью атмосферы Марса является ее исключительная разреженность. Это предопределяет основные трудности организации посадки на поверхность Марса с использованием аэродинамических способов торможения. Но наибольшие трудности возникают при организации спуска аппаратов в атмосферах далеких планет, планет-гигантов, в силу большой неопределенности в знании природы этих планет и их атмосфер.

На примере планеты Юпитер в брошюре рассматриваются особенности спуска КА в атмосфере планет-гигантов. Здесь особенности снижения определяются, в частности, чрезвычайно большими скоростями входа в сочетании с неопределенностью атмосферы.

Аппарат, осуществляющий спуск в атмосфере этой планеты, должен выдерживать огромные перегрузки, давление и температуры и обладать мощной тепловой защитой. Отсюда и конструктивные требования, предъявляемые к аппарату.

Со всеми этими проблемами читатели познакомятся, прочитав брошюру.

**Лауреат Ленинской премии  
доктор технических наук И. К. БАЖИНОВ**



## Введение

Космос с незапамятных времен привлекает внимание людей. Благодаря телескопическим наблюдениям Галилея, открывшим новую эпоху в астрономии, человечество узнало, что планеты — это небесные тела, по внешним признакам схожие с Землей. И как следствие этого встал вопрос о возможности существования разумной жизни на других планетах, о множественности миров.

Проходили века, человечество накапливало все новые знания о Вселенной, но только XX век позволил проблеме изучения и освоения планет Солнечной системы из чисто теоретической области естествознания превратить в очень важную и интересную практическую задачу. Наряду с развитием и совершенствованием новых, земных методов исследования планет Солнечной системы (ультрафиолетовая и инфракрасная спектрография, радиоастрономия и радиолокация) человечество создало и создает мощные космические станции, с помощью которых можно приближаться непосредственно к объектам исследования вплоть до высадки на их поверхность. Все это открыло неограниченные возможности в изучении Вселенной и позволило человечеству вступить в качественно новую эпоху — эпоху завоевания космического пространства. Нет сомнений, что в самом ближайшем будущем планеты Солнечной системы станут ареной дальнейших интенсивных и разнообразных исследований как наземными методами, так и методами астронавтики, вплоть до посещения их человеком. Необходимо отметить, что за последние десятилетия благодаря использованию современных наземных методов получено немалое количество ценной информации о физических условиях на планетах Солнечной системы, превосходящее все то, что было накоплено исследователями практически за весь предыдущий период изучения планет. Тем не менее природа планет, окруженных атмосферой, продолжает оставаться загадочной.



Если астрономические данные о планетах, такие, как размеры, фигура, масса, нам известны достаточно хорошо, то физические условия, господствующие на поверхности небесных тел, нам известны очень мало. Так, мы даже не знаем с достоверностью, какова продолжительность суток на Венере, как расположена ее ось вращения, что имеется на поверхности планеты. Неизвестны причины бурной активности в атмосфере Юпитера, удаленного от Солнца на расстояние почти 800 млн. км. Химический состав атмосферы известен только приблизительно, так же как и строение атмосферы. Не получили окончательного объяснения такие образования на этой планете, как «красное пятно», и такие особенности Юпитера, как нетепловое радиоизлучение, зональность вращения облачного покрова и многие другие его свойства. Много загадок таят и остальные планеты, в первую очередь Марс с его спутниками Деймосом и Фобосом. Причина такой скудости наших знаний заключается в первую очередь в наличии у планет атмосферы, которая не позволяет видеть собственно их поверхность. Это делает невозможным применение телескопического метода исследования природы поверхности, который оказался столь плодотворным в отношении Луны. В принципе здесь могут помочь различные формы радиоастрономических наблюдений, поскольку излучение, соответствующее радиочастотам, легко проникает сквозь облака и туманы. Кое-что в этой области уже удалось сделать на практике, и это заметно обогатило комплекс наших сведений, относящихся к природе планет, окруженных атмосферой.

Однако глубокого и всестороннего решения тех проблем, которые возникают в связи с изучением условий, господствующих на этих планетах, следует ожидать от дальнейшего развития космонавтики, т. е. от возможности организации непосредственного спуска аппаратов на их поверхность.

Настоящая брошюра посвящена изложению очень важных и ответственных проблем входа и снижения КА в атмосфере наиболее интересных планет Солнечной системы — Венеры и Марса, а также Юпитера. Выбор первых двух планет объясняется достаточно просто. Марс и Венера, ближайšie к Земле планеты Солнечной системы, давно являются объектами всестороннего изучения с использованием различных методов и средств, а с недавнего времени и с помощью автоматических межпланетных станций. В настоящее время уже имеется опыт снижения в атмосферах Венеры и Марса. Другое дело посадка на Юпитер или другие планеты-гиганты Солнечной системы. Наши сведения о Юпитере, Сатурне, Уране, Нептуне, о их спутниках недостаточны и неутешительны в том смысле, что мы даже не знаем, куда будем садиться: где кончается атмосфера и где начинается твердая поверхность. Мы знаем только, что условия снижения будут невероятно



тяжелыми. На примере спуска в атмосфере Юпитера, ближайшей к Земле планеты-гиганта, мы и постараемся показать те трудности, с которыми придется столкнуться при создании спускаемых аппаратов.

Следует отметить, что посылка космических аппаратов даже к планетам Солнечной системы невозможна без всестороннего, максимально возможного изучения планет с Земли, так как специфика атмосферы каждой планеты не позволяет в настоящее время создать универсальные аппараты для посадки на любую планету.

В этом смысле астрономы, занимающиеся изучением Вселенной, выполняют как бы тактическую разведку именно тех небесных тел, которые будут осваиваться человеком в первую очередь. И все же, несмотря на гигантские достижения наземных методов исследования планет, многие наблюдаемые явления можно объяснить только при исследовании планет космическими аппаратами, когда из области различных гипотез можно перейти к получению достоверных фактов.

Здесь прежде всего идет речь о химическом составе и физических характеристиках атмосфер и поверхностей планет и их спутников, разведке их недр, уточнении размеров и масс тел Солнечной системы и др.

Еще более важной задачей является задача о поиске следов жизни (в различных ее проявлениях) на планетах. Обнаружение жизни в любой стадии ее развития или хотя бы остатков жизни на других планетах позволило бы гораздо лучше осмыслить эту проблему в целом, которая имеет к тому же и огромное философское значение. Вопрос о жизни и в первую очередь о разумной жизни не только на нашей планете дискутировался еще в те времена, когда астрономия была в зачаточном состоянии, но только в настоящее время или в самом ближайшем будущем эта задача будет решена по крайней мере по отношению к планетам Солнечной системы. Исследование Марса и Венеры с помощью межпланетных автоматических станций позволило ответить на многие вопросы, при этом наибольшие успехи достигнуты в изучении этих планет благодаря входу и спуску в их атмосферах советских автоматических аппаратов.

Следует отметить, что предлагаемая вниманию читателя брошюра была подготовлена к изданию до осуществления советскими учеными нового выдающегося космического эксперимента — выведения межпланетных станций «Марс-2» и «Марс-3» на орбиту ИСМ и мягкой посадки спускаемого аппарата станции «Марс-3». Поэтому результаты этих экспериментов не отражены в настоящей брошюре.

В заключение выскажем некоторые соображения о том, что может дать человечеству освоение планет Солнечной системы и какие изменения сможет внести человек в Солнеч-



ную систему. Очень интересной в этом плане представляется идея «переделки» атмосферы Венеры, которую высказал американский астроном Саган. Доставленная в атмосферу Венеры водоросль хлореллы, бурно размножаясь в венерианской атмосфере, довольно быстро разложит имеющиеся там молекулы. Произойдет постепенное обогащение атмосферы кислородом. Изменение химического состава атмосферы повлечет за собой значительное уменьшение температуры на поверхности Венеры. В результате появятся некоторые условия для жизни на планете.

Дальнейшее развитие человеческого общества должно привести к проблеме материальных ресурсов, когда возникнет необходимость использования ресурсов вещества и энергии, находящихся вне Земли, но в пределах Солнечной системы. Если говорить о ресурсах вещества, то основным источником должны стать массы планет-гигантов, в первую очередь Юпитера. Не приходится лишь сомневаться в том, что эти изменения будут и доказательством тому служат впечатляющие достижения человечества в области космической техники всего за одно последнее десятилетие. И от решения проблемы спуска исследовательских автоматических и пилотируемых аппаратов на поверхность планет во многом зависит успех в дальнейшем изучении и освоении космоса.

---



## Общая характеристика проблемы спуска

Проблема спуска КА в атмосфере планет включает в себя множество сложнейших вопросов, без решения которых невозможно достижение главной цели — осуществление безопасного спуска на поверхность планеты. При этом поэтапное, даже оптимальное, решение различных задач спуска в отрыве их друг от друга не гарантирует получения хорошего решения проблемы в целом.

Все задачи должны быть взаимно увязаны друг с другом; по каждому вопросу необходимо иметь исчерпывающее общее решение или по крайней мере ряд частных решений, позволяющих использовать их при комплексном анализе. В результате мы имеем дело с такой сложной системой, формализация и решение которой требует участия специалистов весьма широкого профиля, что также затрудняет общее решение проблемы.

К проблеме спуска относится весь комплекс вопросов, связанных с организацией подхода КА к атмосфере планеты, безопасным прохождением ее плотных слоев и обеспечением мягкой посадки спускаемого аппарата (СА) в заданном районе планеты. Согласно определению условно можно выделить три взаимосвязанных участка спуска:

- участок подхода к плотным слоям атмосферы;
- участок прохождения плотных слоев атмосферы;
- участок обеспечения мягкой посадки.

На каждом из этих этапов необходимо решить ряд сложнейших вопросов, причем методы их решения существенно различны.

Дадим краткую характеристику каждого из этих этапов и выделим главные задачи, решение которых определяет в целом успех решения всей проблемы.



## Подход к плотным слоям атмосферы

Для каждой планеты, окруженной атмосферой, условно можно выделить границу ее плотных слоев. Это та максимальная высота над поверхностью планеты, на которой аэродинамическая сила торможения СА становится соизмеримой с силой притяжения планеты.

При полете КА выше этой границы можно считать, что аэродинамическая сила не оказывает влияния на движение аппарата. Внеатмосферный участок полета полностью определяет условия входа КА в плотные слои атмосферы, т. е. его скорость и угол входа в плотные слои атмосферы  $V_{вх}$  и  $\Theta_{вх}$  соответственно, а также координаты точки входа. Успех решения задач спуска во многом зависит от точности обеспечения начальных условий, формирование которых начинается еще при отлете КА с орбиты ИСЗ, когда выбирается и осуществляется та или иная межпланетная траектория полета. Последующими коррекциями этой траектории и добиваются требуемых условий входа. При этом следует различать, что если угол входа практически можно обеспечить любой величины, то скорость входа почти полностью определяется выбранной схемой полета.

Среди различных и многочисленных схем полета укажем два основных класса схем, предусматривающих движение в атмосфере планеты. В прямых десантных схемах космический аппарат стартует с орбиты искусственного спутника Земли на гиперболическую относительно Земли траекторию. Параметры стартовой гиперболы обеспечивают в гелиосфере (вне сферы действия Земли) полет по переходному эллипсу между орбитами Земли и планеты назначения. В сфере действия планеты космический аппарат движется по гиперболе и десантируется на ее поверхность.

Орбитально-десантные схемы от прямых десантных отличаются тем, что космический аппарат с гиперболической траектории переводится (путем торможения с помощью реактивных двигателей, либо с использованием аэродинамического торможения и последующим сообщением небольшого разгонного импульса для поднятия перицентра орбиты) на орбиту искусственного спутника планеты (ИСП), затем на поверхность планеты десантируется планетный комплекс (СА).

Даже из описания только этих двух классов схем полетов ясно, что с точки зрения качественного исследования вопросов движения космических аппаратов в атмосфере планет необходимо рассматривать задачу спуска с межпланетной траектории, задачу выведения аппарата на орбиту ИСП с помощью аэродинамического торможения, а также спуска с орбиты ИСП.

Анализ траекторий полета к планетам Солнечной систе-



мы показывает, что при исследовании прямого спуска и выведения космического аппарата на орбиту ИСП диапазон скоростей входа составляет:

$$\begin{aligned} 11 \text{ км/сек} &\leq V_{\text{вх}} \leq 13 \text{ км/сек} — \text{ для Венеры;} \\ 5 \text{ км/сек} &\leq V_{\text{вх}} \leq 8 \text{ км/сек} — \text{ для Марса;} \\ 50 \text{ км/сек} &\leq V_{\text{вх}} \leq 70 \text{ км/сек} — \text{ для Юпитера.} \end{aligned}$$

При спуске с орбиты ИСП:

$$\begin{aligned} 10,2 \text{ км/сек} &\leq V_{\text{вх}} \leq 7,25 \text{ км/сек} — \text{ для Венеры;} \\ 3,5 \text{ км/сек} &\leq V_{\text{вх}} \leq 4,7 \text{ км/сек} — \text{ для Марса;} \\ 35 \text{ км/сек} &\leq V_{\text{вх}} \leq 45 \text{ км/сек} — \text{ для Юпитера.} \end{aligned}$$

Другой важной характеристикой, относящейся к начальным условиям и определяемой точностью работы систем прогноза и коррекции на внеатмосферном участке полета, является навигационный коридор входа.

При полете космических аппаратов к планетам Солнечной системы их реальная траектория всегда отличается от расчетной. Под траекторией полета на определенном интервале времени понимается зависимость положения центра масс космического аппарата от времени в принятой системе координат. В процессе полета осуществляется коррекция траектории с целью приближения реальной траектории к расчетной. Точность коррекции и тем самым точность наведения КА в атмосферу планеты, которая и определяет ширину навигационного коридора входа, зависит от точности измерения реальной траектории полета.

Под траекторными измерениями понимается процесс измерения параметров движения аппарата (координат и их производных) и обработки полученных данных для определения траектории полета объекта на интервале измерения и прогнозирования его последующего движения. Траекторные измерения могут осуществляться с использованием наземных или автономных средств, а также совместным применением обоих способов.

Для обеспечения наземных траекторных измерений могут быть использованы радиотехнические, оптические, светолокационные и телевизионные устройства. Однако требованию высокой точности в полной мере могут отвечать только радиотехнические измерительные системы, сопряженные с быстродействующими цифровыми машинами (ЦВМ). В траекторных измерениях участвуют различные по назначению устройства, образующие единый радиоэлектронный комплекс.

В состав комплекса наземных траекторных измерений обычно входят следующие средства:

— наземные радиотехнические станции, измеряющие текущие значения параметров движения объектов;



— бортовые радиотехнические устройства, взаимодействующие с наземными радиотехническими станциями;

— устройства преобразования, регистрации, предварительной обработки, запоминания, передачи и сбора измерительной информации;

— цифровые вычислительные устройства, выполняющие математические операции определения параметров траектории по данным измерений, а также операции прогнозирования последующего движения объекта.

Наземные станции систем траекторных измерений представляют собой устройства, которые электрическими методами измеряют неэлектрические величины. Изменение условий, в которых работает система, несовершенство ее отдельных элементов, неточности методов обработки сигналов, воздействие помех и другие причины приводят к погрешностям измерения координат и их производных. Следствием этого являются ошибки определения параметров траектории КА и прогнозирования их движения. Тем самым обеспечивается сравнительно невысокая точность наведения КА при полете к планетам Солнечной системы, окруженных атмосферой. Так, например, при полете к Марсу и Венере точность навигации такова, что при использовании наземных средств измерения и обработки информации КА наводится лишь только на диск планеты.

При полете к дальним планетам (Юпитер, Сатурн) наземные системы навигации пока не позволяют сделать и этого. Совершенно очевидно, что такая точность существенным образом затрудняет решение задачи безопасного спуска КА на поверхность планеты, не говоря уже о точной посадке.

В том случае, если аппарат значительно удален от Земли и находится в окрестности другой планеты, навигационные измерения могут быть выполнены более точно, когда применяются бортовые приборы. Только использование автономной информации и в особенности астроинформации для решения навигационных задач позволяет при дальних межпланетных перелетах получить высокую точность управления в районе планеты назначения. Кроме того, большие межпланетные расстояния могут приводить к нарушению связи с Землей, которая необходима для обработки основной навигационной информации и передачи на борт аппарата команд наведения. При этих обстоятельствах обработка информации должна проводиться бортовыми счетно-решающими устройствами. Космические аппараты будущего должны будут иметь автономные системы навигации и наведения.

Системы автономной навигации могут строиться в нескольких вариантах. Возможно создание системы автономной навигации, рассчитанной на работу на всех участках по-



• лета от старта с промежуточной орбиты около Земли до планеты или только на припланетном участке траектории для проведения последней коррекции. При работе на всех участках на точность измерения накладываются очень жесткие требования, выполнение которых на автоматических объектах требует очень сложного оборудования. На автоматических объектах целесообразно применять автономную систему навигации на последнем участке траектории. На предыдущих участках прогноз и коррекции осуществляются по радиоизмерениям с Земли. В этом случае точность наведения КА в атмосферу планеты существенно повышается.

Точностью работы наземного измерительного комплекса и системы автономной навигации и определяется навигационный коридор входа  $\Delta H_{\pi}^{\text{навиг.}}$ , а также обеспечение требуемых координат и времени входа в плотные слои атмосферы, выбором которых в конечном итоге определяется допустимый район посадки на поверхность планеты.

Выбор района посадки представляет собой достаточно сложную проблему. Это объясняется наличием ряда ограничений, обусловленных относительным расположением Земли, исследуемой планеты и Солнца, но зависящих также и от конкретных траекторий, выбранных для данного перелета. Эта задача существенно облегчается, если аппарат обладает достаточно большими маневренными возможностями, особенно в боковом направлении.

В общем случае для выбора места посадки необходимо выполнять следующие условия:

- придерживаться асимптотической ориентации в момент приближения к планете и сохранять заданный вектор относительной скорости;

- ограничить угол входа СА в атмосферу планеты;

- поддерживать связь между орбитальным кораблем (если он имеется) и СА в процессе посадки;

- выбрать посадочную площадку, освещенную Солнцем;

- обеспечить возможность прямой радиосвязи между СА и Землей и т. д.

Таким образом, выбором схемы полета и коррекциями межпланетной траектории определяются условия входа КА в плотные слои атмосферы планеты.

#### **Участок основного торможения**

Участок спуска в плотных слоях атмосферы является наиболее ответственным этапом спуска, ибо здесь должна быть погашена вся потенциальная и кинетическая энергия, уровень которой чрезвычайно высок. Например, даже при спус-



ке с орбиты искусственного спутника планеты одна техническая единица массы обладает энергией в десятки миллионов килограммометров.

Принципиально гашение энергии можно осуществлять двумя путями:

— активное торможение с помощью двигательной установки (ДУ);

— пассивное торможение с использованием аэродинамических сил.

Первый путь энергетически не целесообразен, и в настоящее время общепринятым является второй путь — способ аэродинамического торможения. В этом случае энергия движения КА практически полностью переводится при торможении в тепловую и рассеивается в окружающем пространстве или поглощается хладоагентами и конструкцией КА за счет ее теплоемкости. Отсюда вытекает одна из важнейших проблем спуска — отвод тепловой энергии. Как уже говорилось, КА, движущийся в атмосфере планеты, обладает колоссальной энергией. Даже трети энергии, переведенной в тепловую, вполне достаточно, чтобы СА (не снабженный тепловой защитой) независимо от его конструктивных характеристик превратился в пар. При снижении СА в атмосфере перед ним возникает раскаленная ударная волна, температура во фронте которой достигает нескольких тысяч градусов. Этот слой раскаленного воздуха излучает на поверхность СА мощные лучистые теплотокы. Кроме того, внешняя поверхность получает тепло из нагретого у стенки пограничного слоя — конвективное тепло. В результате внешняя поверхность СА сильно нагревается.

В настоящее время для спуска космических аппаратов наибольшее распространение получил способ теплозащиты с помощью сублимирующих покрытий, суть которого состоит в следующем: на силовую конструкцию СА сначала наносится слой легкого теплозащитного материала, а затем сублимирующее покрытие. При достижении температуры на поверхности СА некоторого значения (температуры сублимации) начинается постепенное плавление и унос сублимирующего материала с поверхности СА и тем самым тепловая энергия рассеивается в окружающем пространстве. Одновременно происходит прогрев теплозащитных материалов внутрь. Слой легкой тепловой защиты и выполняет функции предохранительного барьера для прохождения тепловых потоков на силовые элементы конструкции СА.

Другой важной задачей является предохранение СА от действия перегрузок, которые могут достигать чрезвычайно больших значений на участке основного торможения. При аэродинамическом способе торможения перегрузка определяется отношением аэродинамической силы к силе веса СА.



Для снижения перегрузок процесс снижения СА должен быть по возможности растянут по времени. Одним из основных путей является обеспечение спуска по возможно более пологой траектории, что будет рассмотрено ниже.

Одной из центральных задач спуска является создание спускаемого аппарата. Здесь необходимо решить вопросы выбора рациональной формы СА, его теплозащиты, конструкции, прочности, системы стабилизации и управления, системы обеспечения нормальных условий внутри СА и многие другие. Среди этих вопросов важное место занимает задача выбора рациональной формы СА.

В связи с многообразием задач, которые выполняют КА, к их аэродинамическим характеристикам предъявляются самые разнообразные требования. Для удовлетворения этих требований создаются космические аппараты различных типов, которые классифицируются в зависимости от способа получения аэродинамических сил.

К первой группе относятся аппараты, у которых необходимые для торможения или маневра аэродинамические силы обеспечиваются с помощью мощного тормозного щита. Преимущество таких аппаратов состоит в том, что они характеризуются хорошими тормозными свойствами, относительно малой конвективной теплопередачей (которая у сегменталь-

ных лобовых щитов приблизительно пропорциональна  $\frac{1}{\sqrt{r}}$ , где  $r$  — радиус затупления лобового щита), высоким значением коэффициента полезного использования объема, компактностью и т. д. К наиболее существенным недостаткам этих КА относятся: сравнительно небольшая аэродинамическая подъемная сила, которую можно получить на таких формах, и повышенное значение тепловых потоков за счет увеличения доли лучистого теплообмена в общем балансе.

У космических аппаратов, относящихся ко второй группе, указанные недостатки устранены. Аэродинамические силы у них создаются с помощью несущего корпуса. Эти аппараты, обладая рядом преимуществ по сравнению с аппаратами первого типа, в то же время утрачивают такие их достоинства, как большая величина коэффициента сопротивления, малые конвективные тепловые потоки, компактность и т. п.

Следует отметить, что такое разделение носит в основном условный характер: существует целый ряд промежуточных форм аппаратов. Однако в настоящее время такая классификация целесообразна, поскольку отражает сущность аэродинамической компоновки космических аппаратов. Промежуточные же формы, как правило, обладают теми или иными свойствами в зависимости от того, какой тип компоновки они больше отражают.



Для значительного увеличения подъемной силы КА используются специальные несущие поверхности. Крылатые конфигурации способны обеспечить существенно более высокие значения аэродинамической подъемной силы, однако практическое применение их сопряжено с целым рядом трудностей. Дело в том, что обеспечение теплозащиты и прочности крыльев при движении аппарата с большими гиперзвуковыми скоростями в плотных слоях атмосферы является довольно сложной задачей.

Следует отметить возможность использования раскрывающихся крыльев или развитых боковых килей на аппаратах, совершающих посадку типа самолетной на поверхность планеты. При сложенных несущих поверхностях эти аппараты могут проходить наиболее напряженный гиперзвуковой участок полета, форма их при этом приближается ко второму типу («несущий корпус»), поэтому режимы теплового и силового нагружения на крылья существенно облегчаются.

И, наконец, следует остановиться на задаче управления аппаратом на траектории спуска. В зависимости от вида спуска, от поставленных задач управление может преследовать разные цели:

- стабилизацию (пассивную или активную) аппарата на траектории;
- организацию полета по оптимальным (по тому или иному критерию) траекториям;
- управление с целью точной посадки в заданный район и т. д.

В нескольких словах невозможно рассказать об особенностях этой задачи. Можно только отметить, что это самостоятельная область исследования, объединяющая большой круг сложных вопросов.

#### **Участок обеспечения мягкой посадки**

Под «мягкой» посадкой подразумевается такая посадка КА, при которой его скорость к моменту соприкосновения с поверхностью планеты гасится до малой величины (в идеальном случае до нуля).

Получить такую величину конечной скорости с использованием только аэродинамического торможения практически невозможно. Конечная скорость составляет достаточно большую величину в зависимости от «тормозных» свойств атмосферы планеты, на которую осуществляется посадка СА. Так, при спуске в атмосфере Венеры конечную скорость без применения системы мягкой посадки (СМП) можно получить в пределах нескольких десятков метров в секунду, а при посадке на Марс — не менее нескольких сотен метров в секунду.



Этап мягкой посадки включает в себя также и предпосадочный маневр СА для выбора посадочной площадки. Посадка может осуществляться вертикально и горизонтально, «грубо» и «мягко».

Существует много способов построения СМП: с помощью несущего ротора (типа вертолетного винта), парашютно-реактивная, реактивная посадка с помощью ДУ и самолетная посадка. Выбор способа посадки зависит от многих факторов и является самостоятельной большой задачей, рассматривать которую необходимо совместно с участком основного торможения, при этом немалую роль в выборе способа посадки играет плотность атмосферы.

На планетах с достаточно плотной атмосферой мягкая посадка может быть осуществлена с помощью парашюта либо парашютно-реактивным способом.

На планетах с разреженной атмосферой для небольших по весу СА может быть осуществлена парашютно-реактивная посадка, а для тяжелых СА мягкую посадку наиболее целесообразно организовывать с использованием ДУ.

### Виды спуска

Одной из основных сил, кроме силы тяжести, действующих на аппарат, снижающийся в атмосфере планеты, является аэродинамическая сила. Она пропорциональна квадрату скорости спуска, плотности атмосферы и зависит также от геометрических характеристик аппарата.

При этом составляющая полной аэродинамической силы, направленная против скорости полета СА, носит название силы аэродинамического сопротивления. Чем больше эта составляющая, тем быстрее осуществляется гашение энергии аппарата и короче траектория спуска. Тормозные свойства аппарата характеризуются обычно баллистическим коэффициентом  $\sigma_x$ , зависящим от формы, веса и размеров СА. Составляющая полной аэродинамической силы, перпендикулярная вектору скорости и направленная в плоскости траектории полета вверх, называется аэродинамической подъемной силой ( $Y$ ).

Подъемная сила стремится распрямить траекторию снижения аппарата, сделать ее более пологой и в целом увеличить время спуска. Отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления дает очень важную характеристику СА, называемую аэродинамическим качеством ( $K$ ).

В зависимости от величины аэродинамического качества различают несколько режимов спуска и соответственно несколько типов СА. Спуск без участия подъемных сил, когда качество аппарата  $K=0$ , называется баллистическим, а аппа-



раты, на которых реализуется такой спуск — аппаратами баллистического спуска.

Спуск при участии подъемных сил, когда  $K \neq 0$ , называется планирующим. Среди режимов планирующего спуска выделяют еще режим скользящего спуска:  $0 < K < 0,5 \div 0,7$ . Понятие скользящего спуска возникло в связи с появлением особого класса космических аппаратов, отличающихся большими значениями коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления и сравнительно малым качеством. Этот класс аппаратов, радикально отличающихся от привычных самолетных форм, и было принято называть «скользящими». Аппараты, позволяющие получать качество более  $0,7 \div 1$ , называются аппаратами планирующего спуска.

Каждый из указанных способов спуска имеет свои преимущества и недостатки в отношении возможностей быстрой практической реализации, потребного веса и вида тепловой защиты, реализуемого уровня перегрузок, возможностей управления и потребных средств приземления и т. д.

Движение СА называется неуправляемым, если баллистический параметр  $\sigma_x$  или аэродинамическое качество  $K$  не изменяются принудительно на траектории снижения. В этом случае качество  $K$  и величина  $\sigma_x$  определяются только проектно-конструкторскими характеристиками СА, а их изменение в полете происходит только вследствие изменения аэродинамических, геометрических и весовых характеристик СА за счет обгара, уменьшения скорости, высоты полета и т. д.

Для неуправляемого спуска характерно, что все условия полета центра масс спускаемого аппарата при известных значениях параметров  $\sigma_x$  и  $K$  определяются начальными условиями. Эти данные позволяют в результате решения системы уравнений получить зависимости по времени скорости полета  $V(t)$ , высоты  $H(t)$  и угла наклона вектора скорости  $\Theta(t)$ , действующих перегрузок  $n(t)$ , а также основные характеристики аэродинамического нагрева аппарата.

**Тепловое нагружение.** При выборе рациональных траекторий спуска необходимо одновременно с определением всех параметров, характеризующих траекторию спуска, рассчитывать тепловые нагрузки и вес теплозащиты. В комплексную программу расчета, однако, практически невозможно включить строгий расчет необходимого веса теплозащиты. Дело в том, что такой расчет проводится при использовании целого комплекса отдельных сложных расчетов: расчет полей течений, пограничного слоя, лучистых и конвективных потоков, уноса массы, физико-химических процессов и т. д. Кроме того, для окончательного выбора необходимого веса теплозащиты, как правило, требуется проведение многочисленных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах. Поэтому при выборе траекторий спуска для расчета



теплообмена и теплозащиты необходимо вводить максимальные упрощения, что достигается путем использования приближенных соотношений.

При спуске космического аппарата в атмосфере планет перенос тепла осуществляется конвекцией, теплопроводностью и излучением. Однако роль каждого вида тепла в суммарном тепловом потоке, поступающем к оболочке аппарата, не одинакова и существенно зависит от скорости входа аппарата в атмосферу. В зависимости от того, какой вид переноса тепла является преобладающим, определяется схема теплозащиты и рациональная в отношении теплозащиты форма СА и траектория снижения.

**Управление спуском.** Управление снижением СА при аэродинамическом способе торможения может быть выполнено путем программного изменения баллистического параметра  $\sigma_x$  и аэродинамического качества  $K$ . Управление путем изменения качества СА, в свою очередь, может быть осуществлено как посредством изменения угла крена, так и посредством изменения угла атаки при постоянном или меняющемся угле крена.

Управление, осуществляемое по первому способу, становится эффективным лишь в том случае, когда располагаемый диапазон изменения баллистического параметра составляет не менее 7–10. Следует отметить, что тот же эффект управления может быть достигнут при использовании малых значений аэродинамического качества ( $K \approx 0,1-0,2$ ). В настоящее время основным является управление снижением СА путем изменения аэродинамического качества.

**«Физический» коридор входа.** Выше был определен «навигационный» коридор входа, определяемый точностью работы систем прогноза и коррекции. Понятие «физического» коридора связано с проектно-конструкторскими характеристиками СА и наложенными ограничениями на траектории спуска.

Ширина «физического» коридора входа дает возможность проводить общие сравнительные оценки аппаратов разного класса, позволяет судить о принципиальной возможности совершения конкретным аппаратом тех или иных оптимальных маневров при спуске, позволяет сформулировать требования к точности прогнозирования и коррекций траекторий (т. е. к ширине «навигационного» коридора входа). Под шириной «физического» коридора входа понимается диапазон высот условного перицентра  $H_\pi$ , в котором возможен безопасный спуск КА.

Высота условного перицентра представляет собой то минимальное расстояние от поверхности планеты, которое имела бы траектория полета, если бы атмосфера не влияла на движение аппарата. Между высотой условного перицентра



$H_{\pi}$  и углом входа на границе условной атмосферы  $\Theta_{\text{вх}}$  для каждой скорости входа существует однозначное соответствие.

Верхняя граница  $H_{\pi}$  характеризуется максимальной высотой условного перицентра траектории спуска, при входе по которой обеспечивается выполнение поставленных условий («захват» аппарата атмосферой).

Нижняя граница коридора входа определяется теми требованиями и ограничениями, при которых возможен спуск СА (например, требование организации спуска только на СА определенной формы, ограничение на высоту полета и т. д.).

Ширина «физического» коридора входа существенным образом зависит от многих факторов: от скорости входа, от формы спускаемого аппарата, от способа управления на траектории спуска, от плотности атмосферы и т. д. Совершенно очевидно, что для организации безопасного спуска космических аппаратов на поверхность планет, окруженных атмосферой, необходимо, чтобы ширина «навигационного» коридора входа не превышала ширину «физического» коридора входа.

Если системы навигации (наземной или автономной) не обеспечат выполнения этого условия, то безопасная посадка космического аппарата на поверхность планеты будет невозможна.

---



## Снижение космических аппаратов в атмосфере Венеры

**Краткая характеристика планеты Венера.**

**Результаты полетов АМС «Венера-4, 5, 6, 7»**

Венера является первым небесным объектом, который человек научился распознавать среди огромного количества звездообразных светил, усеивающих ночное небо. Причина заключается в том, что по своему блеску, по интенсивности создаваемого на Земле освещения Венера занимает среди светил третье место, уступая только Солнцу и Луне. Ее блеск выражается 4 звездными величинами (з. в.), в то время как наибольший блеск двух других наиболее ярких планет — Марса и Юпитера — соответствует 2,5 з. в., а для самой яркой звезды неба — Сириуса — он равен 1,3 з. в.

Венера — самая близкая к Земле «внутренняя» планета, «внутренняя», так как ее орбита вокруг Солнца расположена внутри земной орбиты. Венера движется вокруг Солнца почти по круговой орбите на среднем расстоянии от него в 108 млн. км; свой полный оборот вокруг Солнца Венера совершает за 224,7 дня, при этом средняя скорость движения по орбите составляет 35 км/сек. В своем движении по орбите Венера периодически занимает относительно Солнца и Земли два диаметрально противоположных положения, получивших названия нижнего соединения, когда Венера находится между Солнцем и Землей, и верхнего соединения, когда Солнце находится между Землей и Венерой. При этом минимальное расстояние между Венерой и Землей составляет около 42 млн. км (нижнее соединение) и максимальное — 258 млн. км (верхнее соединение).

Зная расстояние Венеры от Солнца, скорость ее движения по орбите, возмущения, которые она оказывает на дру-



гие планеты, были определены некоторые физические характеристики и размеры Венеры. Проведенные расчеты показали, что диаметр Венеры составляет 0,96 диаметра Земли (12 228 км), масса — 0,815 земной ( $4,87 \cdot 10^{27}$ ), средняя плотность —  $5 \text{ г/см}^3$ , что намного больше плотности Земли, ускорение силы тяжести на экваторе — 0,89 земного ускорения ( $869 \text{ см/сек}^2$ ).

Поверхность Венеры закрыта плотным облачным покровом и совершенно недоступна для наблюдений. В связи с этим долгое время оставались неизвестными скорость ее вращения вокруг своей оси, температура, давление и состав ее атмосферы, агрегатное состояние ее поверхности, рельеф планеты. Исследованию были доступны лишь самые верхние слои атмосферы.

Спектральными измерениями в атмосфере Венеры выше слоя облаков был обнаружен углекислый газ, при этом считалось, что его концентрация не превышает 5—10%, а основной составляющей по аналогии с земной атмосферой является азот.

Облака Венеры, как предполагалось, должны состоять из водяного пара или кристаллов льда. Попытки обнаружить спектрографически полосы водяного пара долго оставались безуспешными и только в 60-х годах в спектре атмосферы Венеры были открыты полосы поглощения водяных паров. Но о количестве водяного пара сказать что-либо было трудно. О температурном режиме Венеры имелись весьма противоречивые данные. Так, измерения инфракрасного, теплового излучения Венеры, произведенные с Земли радиометром, давали значения температуры в среднем  $+44^\circ \text{C}$ . Измерения радиоизлучений Венеры в сантиметровом диапазоне (длина волны более 3 см) дали неожиданно высокое значение температуры — от  $+250$  до  $+400^\circ \text{C}$ .

Миллиметровые волны показали температуру ниже  $+130^\circ \text{C}$ . Полученные данные о высокой температуре поверхности Венеры говорили о высоком давлении и о большой плотности атмосферы планеты.

Это подтверждалось и данными прямых наблюдений Венеры. Действительно, наблюдая серп Венеры, можно заметить, что его кончики сливаются, образуя тончайшее кольцо. Это может быть объяснено явлением рефракции — искривлением луча света в среде переменной плотности, а, как известно, рефракция тем больше, чем больше градиент плотности.

Вот такими, во многом предположительными и противоречивыми данными о Венере располагали ученые к моменту запуска советской автоматической межпланетной станции «Венера-4» в 1967 г. Результаты прямых измерений с помощью АМС «Венера-4», а затем «Венера-5, 6, 7» позволили навести порядок в имеющихся данных о Венере. Отметим, что инте-



ресные результаты были получены при исследовании планеты посредством радиолокации Венеры. В частности, удалось определить направление и период собственного вращения планеты. Оказалось, что Венера вращается в направлении, обратном направлению вращения Земли и других планет Солнечной системы. Период вращения Венеры относительно звезд составляет около 244 земных суток, а венерианский год равен 224,7 земных суток. В силу этого Солнце в течение венерианского года дважды восходит и заходит на горизонте планеты.

Обработка результатов прямых измерений с помощью АМС «Венера-4, 5, 6, 7» показала, что ожидаемые температура и давление атмосферы на уровне поверхности Венеры находятся в интервале  $400\text{—}600^\circ\text{C}$  и  $60\text{—}120$  ат соответственно. Температура околополярных областей примерно на  $150^\circ\text{C}$  ниже, чем в подсолнечной точке. По инфракрасным исследованиям с Земли температура в облачном слое около  $235\text{—}240^\circ\text{C}$ .

По измерениям АМС «Венера-5» и «Венера-6» концентрация углекислого газа в атмосфере Венеры достигает  $93\text{—}97\%$ , азота вместе с благородными газами —  $2\text{—}5\%$ , кислорода — не больше  $0,4\%$ , содержание водяного пара на уровне высот, соответствующих давлению  $0,6$  ат, — от  $4$  до  $11$  мг/л. Диэлектрическая постоянная поверхности Венеры равна  $3\text{—}4$ , что соответствует сухой песчаной или каменистой почве. Но все это стало с большой достоверностью известно лишь после полетов АМС «Венера».

Безопасность спуска КА на поверхность планеты во многом зависит от уровня знаний о состоянии поверхности и атмосферы исследуемой планеты и в первую очередь о распределении плотности, температуры и давления по высоте, а также газового состава атмосферы.

В настоящее время, имея данные прямых измерений с помощью АМС, построены соответствующие модели атмосферы Венеры. Распределение плотности атмосферы по вертикали рассчитывается в соответствии с закономерностями распределения по высоте температуры. Учитывая некоторую неопределенность в оценке температуры атмосферы у поверхности и в нижней стратосфере выше облачного слоя, рассматривают три варианта распределения плотности по высоте (рис. 1). Минимальная модель соответствует нижнему пределу температуры и давления, максимальная — верхнему, средняя модель — наиболее вероятная. Выше облачного слоя в средней модели температура предполагается постоянной и равной  $240^\circ\text{K}$  до высоты  $120$  км над поверхностью.

В минимальной модели давление у поверхности принято  $70$  ат, температура  $700^\circ\text{K}$ , выше облаков температура уменьшается с градиентом  $3^\circ$  на  $1$  км до  $180^\circ\text{K}$ . В максимальной



модели давление у поверхности 110 ат, температура 860° К, выше облаков температура принята равной 260° К.

Запуски советских АМС позволили в значительной мере раскрыть загадки Венеры. При этом можно констатировать,

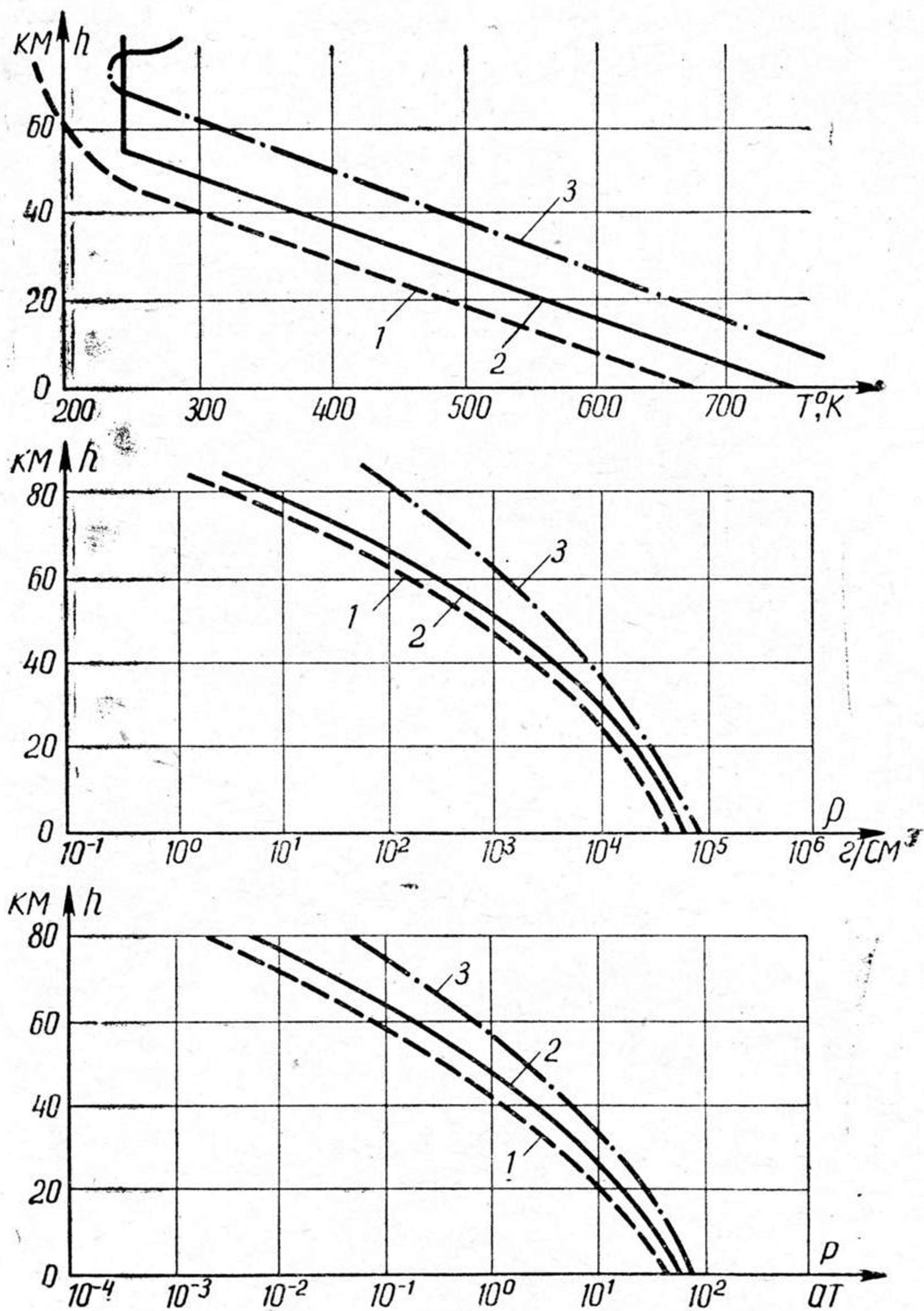


Рис. 1. Модели атмосферы Венеры. Зависимость температуры ( $T$ ), плотности ( $\rho$ ) и давления ( $P$ ) от высоты ( $h$ ) над поверхностью планеты:

1 — минимальная модель; 2 — средняя; 3 — максимальная.

что создатели спускаемых аппаратов, преодолев все трудности и неопределенности, успешно решили задачу организации плавного спуска и посадки на поверхность неизвестной планеты автоматической станции.

Какие же проблемы пришлось им решить? В чем заключаются особенности спуска КА в атмосфере Венеры?



## Особенности баллистического спуска на поверхность Венеры

При решении любой технической задачи на первый план выдвигается проблема наиболее простого и надежного ее решения. В космических экспериментах, чрезвычайно многогранных и сложных,— это основополагающее положение. Не требуется особых доказательств того, что в подавляющем большинстве случаев тем больше шансов на успех, чем меньше самостоятельных задач надо решать одновременно или последовательно для достижения главной цели. Именно так и обстоит дело с решением проблемы спуска на поверхность какой-либо планеты. Наибольшие шансы на успех будут в том случае, если при полете к планете можно осуществлять управление межпланетной станцией только с Земли, не прибегая к автономным средствам; если для гашения энергии при полете в атмосфере можно использовать неуправляемые аппараты баллистического типа и если можно использовать наиболее простые средства обеспечения мягкой посадки на поверхность планеты. Так обстоит дело теоретически, но практически это не всегда можно выполнить, что и будет показано в следующем разделе.

В соответствии с изложенным рассмотрим, как обстоят дела при посадке на поверхность Венеры. Выше отмечалось, что наземные средства управления движением могут при этом очень надежно обеспечить наведение на диск планеты. При попадании в центр диска мы будем иметь дело с углами входа, близкими к  $90^\circ$ . Рассмотрим рис. 2, где приведена зависимость максимальных перегрузок и температур нагрева и суммарных тепловых потоков на единицу поверхности СА в зависимости от угла входа  $\Theta_{вх}$ . Что же видно? Максимальные перегрузки могут достигать  $300\div 350$ , а максимальные температуры за ударной волной, возникающей перед СА, превышают  $7000^\circ\text{C}$ . Вместе с тем оказывается, что даже при «лобовом» входе «тормозные» свойства атмосферы столь велики, что аппарат на значительном удалении от поверхности планеты (несколько десятков километров) гасит скорость до  $100\div 200$  м/сек. Это оказалось очень кстати, ибо при таких скоростях вполне возможно применить дозвуковую парашютную систему мягкой посадки, которая с успехом применяется для спуска на Землю аппаратов типа «Восток», «Союз», «Аполлон» и др.

Поэтому можно сказать, что проблема мягкой посадки с баллистической точки зрения не вызывает принципиальных трудностей. К этому вопросу мы еще вернемся, а сейчас опять обратимся к основному участку спуска. Итак, свыше 300 ед. может достичь перегрузка и свыше  $7000^\circ\text{C}$  температура поверхностного слоя. Тем самым определена сложность двух наиглавнейших задач спуска в атмосфере Венеры: работа



СА и его аппаратуры при исключительно тяжелом перегрузочном и тепловом режимах спуска.

Следует отметить, что, уменьшая (по модулю) углы входа в плотные слои атмосферы, можно существенно уменьшить максимальные перегрузки (см. рис. 2). Добиться точного входа с малыми углами можно, только применив автономную систему навигации и управления станцией на припланетном участке полета (в сфере действия планеты назначения). Но одновременно существенно увеличивается вес тепловой защиты СА. Рис. 2 показывает, что хотя максимальные темпе-

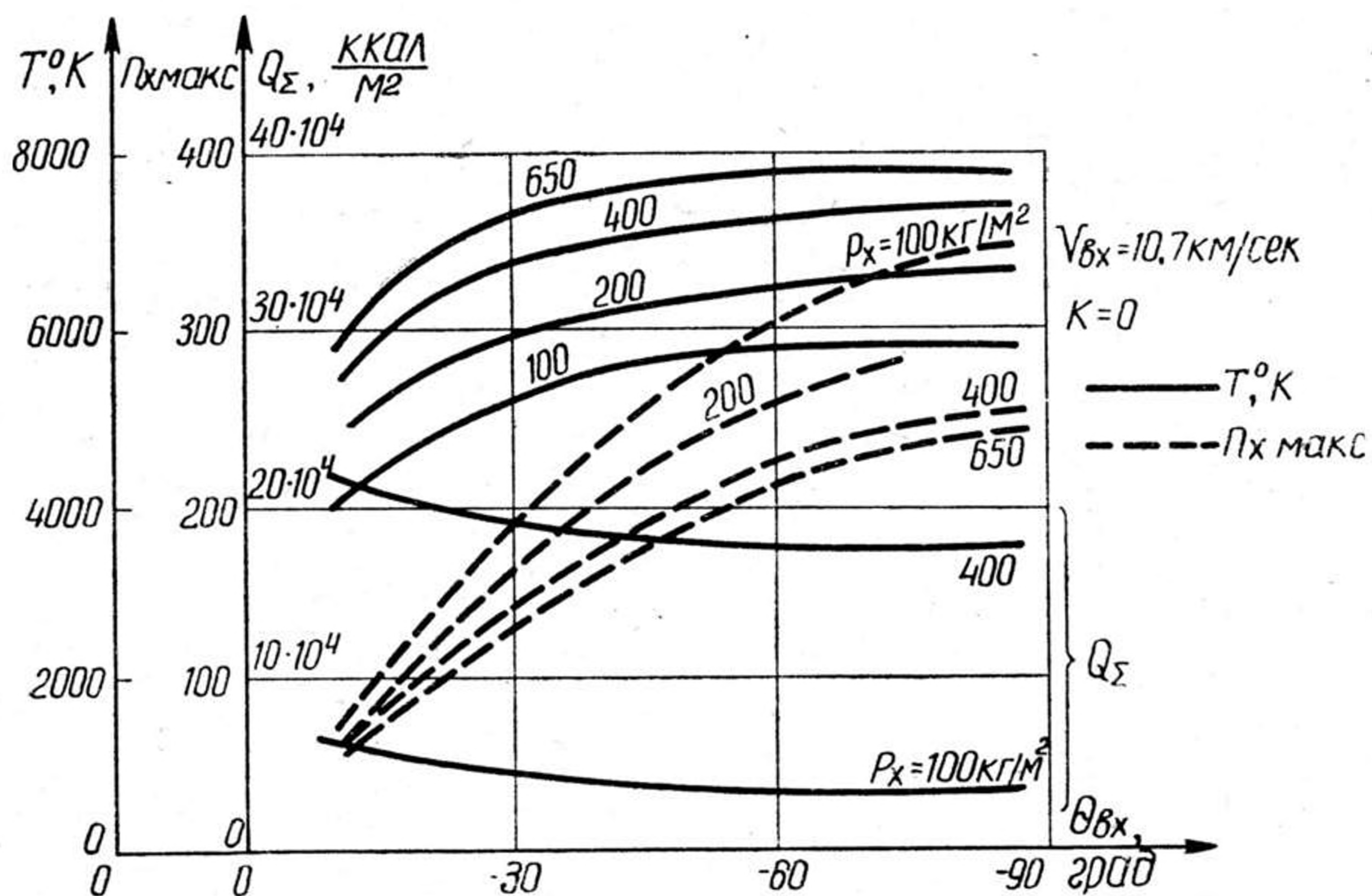


Рис. 2. Зависимость максимальных перегрузок ( $n_{x \max}$ ), температур и тепловых потоков на единицу поверхности СА от угла входа.

ратуры на траектории спуска и уменьшаются с уменьшением углов входа, но не на столько, чтобы их мог бы выдержать какой-либо жаропрочный конструкционный материал. Наиболее целесообразным путем тепловой защиты является сублимирующее покрытие. При использовании же такой тепловой защиты ее вес увеличивается с увеличением времени спуска при прочих равных условиях. То есть, несмотря на то что максимальная температура уменьшилась с уменьшением угла входа, но существенно увеличилось время спуска и соответственно потребный вес тепловой защиты.

При создании спускаемых зондов с АМС «Венера» перед учеными стояла дилемма: то ли уменьшить перегрузки, но одновременно усложнить станцию введением системы автономной навигации и ухудшить тепловой режим СА, то ли



обеспечить работоспособность аппаратуры после воздействия опромных перегрузок, отказавшись от введения дополнительных систем и тем самым увеличив вероятность успешного решения задачи. Советские ученые пошли по второму пути и жизнь полностью подтвердила правильность принятых решений.

Исходя из условий максимальной простоты и надежности, в качестве СА советские ученые использовали аппараты баллистического типа. Простота баллистического спуска состоит прежде всего в том, что при его реализации не требуется система управления спуском. Устойчивость снижения СА, отсутствие больших продольных и поперечных колебаний может быть достигнута определенной компоновкой СА, обеспечивающей запас статической устойчивости (центр приложения аэродинамических сил должен находиться несколько сзади центра тяжести). Это в большой степени облегчает решение проблемы в целом. Необходимо отметить, что при создании космических аппаратов для организации баллистического спуска внимание исследователей привлекла сфера как наиболее простая форма. Направление аэродинамической силы в этом случае совпадает с направлением набегающего потока и пересекает центр сферы. При этом легко рассчитываются все составляющие аэродинамической силы и моментов, действующие на аппарат сферической формы, в любой системе координат.

Спускаемые аппараты с АМС «Венера» по форме близки к шару диаметром около одного метра, весом в несколько сотен килограммов. Наружная поверхность шара, особенно его нижняя часть, снабжена мощной теплозащитой, задерживающей приток тепла с поверхности шара в герметический контейнер во время движения спускаемого аппарата в плотных слоях атмосферы.

На рис. 3 приведено изменение траекторных параметров и осевой перегрузки  $n_x$  по времени полета. Как видно, основной особенностью спуска в атмосфере Венеры является очень быстрое нарастание траекторных параметров, при этом гашение скорости от больших начальных значений ( $V_{вх} \sim \sim 11$  км/сек) до величины  $\sim 0,2-0,3$  км/сек происходит всего за несколько секунд. Перегрузки нарастают, а затем спадают очень резко: производная от перегрузки составляет в среднем  $3-6$  ед/сек. Это очень большая величина. И все это заканчивается уже на высотах порядка  $40-50$  км, а дальше начинается равновесное падение со сравнительно малыми скоростями.

Так, для спускаемого аппарата типа «Венера» скорость встречи с поверхностью планеты без парашютной системы составляла бы несколько десятков метров в секунду. Это хотя



и относительно малая величина, но вполне достаточная для разрушения аппарата от динамического удара.

Для уменьшения этой скорости с целью обеспечения «мягкой» посадки необходимо увеличивать баллистический параметр  $\sigma_x$  или осуществлять реактивную посадку (с использованием двигательной установки) на последнем участке. Наиболее целесообразным и выгодным прежде всего в весовом отношении является использование тормозного парашюта. Увеличив баллистический параметр системы СА+тормозной парашют ( $\sigma_{xc}$ ), мы уменьшим скорость падения  $V_p$  и

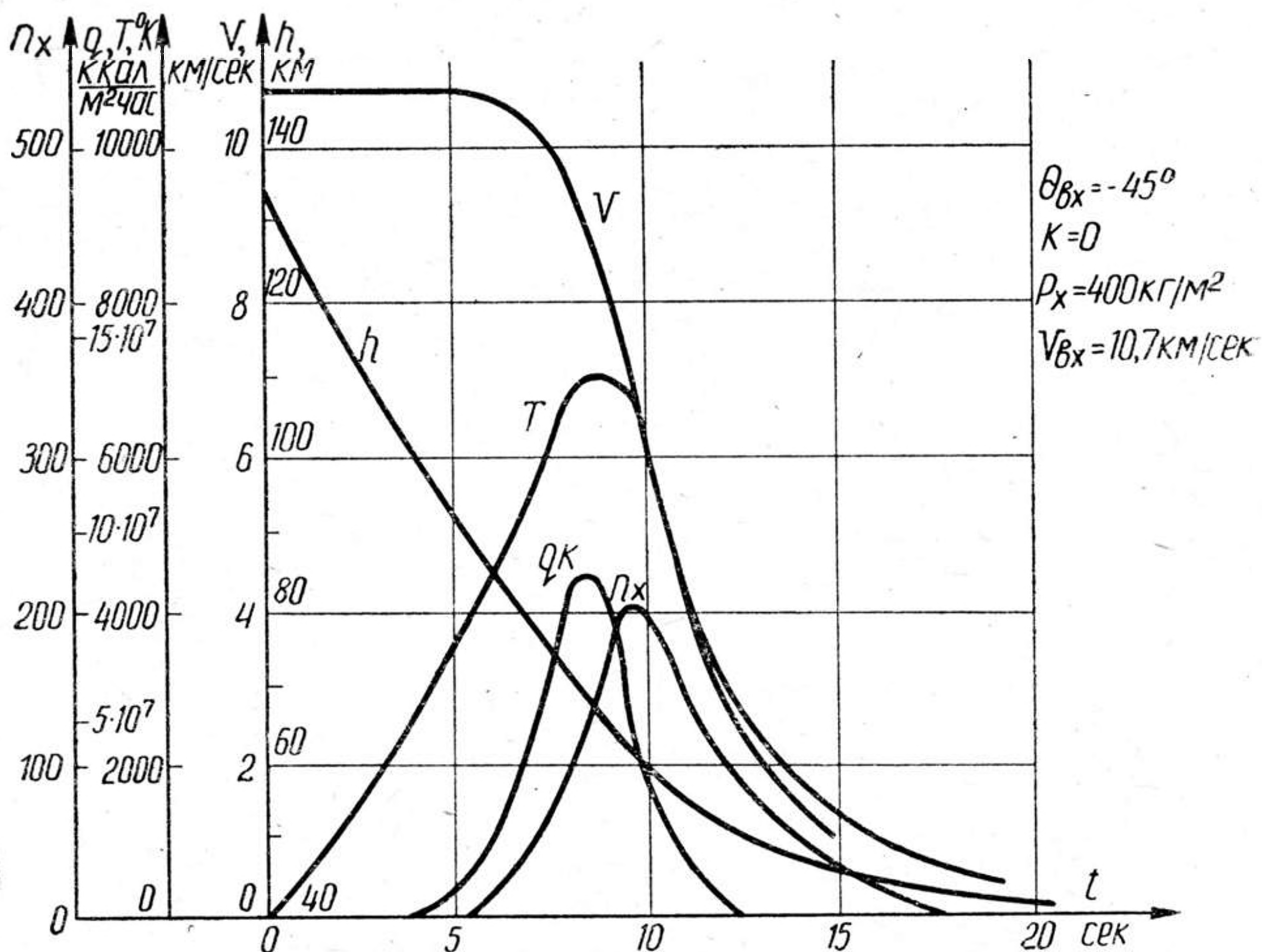


Рис. 3. Зависимость траекторных параметров ( $V$ ,  $h$ ), перегрузки ( $n_x$ ), теплового потока ( $q_k$ ) и температуры нагрева поверхности СА от времени.

одновременно увеличим время спуска на последнем участке. Располагая соотношением для скорости падения  $V_p$  и задаваясь скоростью встречи с планетой, нетрудно определить требуемое значение  $\sigma_{xc}$ .

Следует отметить, что работа ПС протекает в исключительно тяжелых условиях: температура воздуха в момент раскрытия парашюта составляет  $\sim 100^{\circ}C$  и по мере снижения увеличивается по крайней мере до  $400\text{--}450^{\circ}C$ . И в такой «термокамере» должна работать, не разрушаясь, ткань парашюта.



Но в еще более тяжелых условиях находится и «живет» спускаемый аппарат: после прохождения верхних слоев, где действовали огромные температуры (и перегрузки), верхний слой поверхности аппарата раскален и происходит дальнейший прогрев теплозащитного покрытия. Причем этот процесс прогрессирует по времени. Возрастает и атмосферное давление от единиц до десятков единиц атмосфер, которое пытается раздавить аппарат.

Для нормального же функционирования бортовой аппаратуры температура в приборном отсеке не должна превышать нескольких десятков градусов, а давление должно быть близким к единице, т. е. нормальным. Это можно обеспечить только полной герметизацией аппарата и надежной работой системы терморегулирования. Пример спуска АМС «Венера» показывает, что и эта трудная задача была успешно решена советскими учеными. При этом следует подчеркнуть, что «Венера-7» «жила» и передавала информацию и с поверхности планеты. Участок снижения аппарата на парашюте очень ответствен и в том плане, что на этом этапе происходит изучение и измерение параметров окружающей среды и одновременная передача их на Землю.

Участок основного гашения энергии, очень непродолжительный по времени, характеризуется огромным перепадом за малый промежуток времени термобаллистических параметров и поэтому передать на Землю какую-либо информацию с этого участка практически невозможно. Единственное, что удастся сделать на этом участке, — это произвести только некоторые эксперименты (например, забор проб воздуха) и запомнить полученные результаты с тем, чтобы передать на Землю во время парашютирования или в крайнем случае с поверхности планеты. При спуске на парашюте скорости падения сравнительно невелики (всего несколько десятков метров на начальном участке парашютирования) и в это время происходит измерение температуры, давления и других параметров атмосферы, работает высотомер, газоанализаторы и вся полученная информация передается для обработки и анализа на Землю. Так и проходил спуск АМС «Венера».

При этом одним из очень важных параметров атмосферы является ее плотность, точнее разрез плотности по высоте. Эти данные просто необходимы на этапе конструкторских проработок, ибо плотностные, тормозящие свойства атмосферы определяют практически полностью облик спускаемого аппарата (конструкция, прочность, баллистические характеристики и т. д.). Поэтому одной из главнейших научных задач, стоящих перед венерианскими спускаемыми аппаратами, была именно задача определения плотности атмосферы.

Решить эту задачу можно косвенным определением плот-



ности через температуру и давление, привязанных к высоте над поверхностью планеты. Измерение этих параметров не представляет принципиальных затруднений на участке парашютирования и практически невозможно на основном участке торможения. Как указывалось выше, участок парашютирования начинается с высот порядка 50 км. Имея такие данные, мы можем построить модель атмосферы для этих слоев. А выше придется экстраполировать полученные результаты, используя теоретические материалы. Учитывая, что граница плотных слоев атмосферы Венеры составляет 100--125 км над поверхностью планеты, прогнозированию подлежит очень протяженный участок. Здесь при решении этой задачи приходится сталкиваться с большими трудностями теоретического характера (нет достоверных данных о начальных условиях спуска, о характеристиках аппарата и т. д.). Отсюда ясно, что весьма желательным является увеличение высоты начала парашютирования. Но как этого достигнуть?

Одним из достаточно эффективных путей является более точный и пологий вход в плотные слои атмосферы в сочетании с использованием управления подъемной силой на траектории спуска. Например, при снижении аппарата с располагаемым значением качества порядка 0,3 и при углах входа порядка 5--10° можно увеличить высоту ввода парашютной системы на 10--15 км. Это означает, что аппарат гасит скорость в более разреженных слоях атмосферы, достигая дозвуковых величин на высотах порядка 60 км. Однако за это платят достаточно дорогой ценой. Так, на борту межпланетной станции необходимо иметь автономную систему управления полетом, которая должна обеспечить точный вход аппарата в атмосферу. Спускаемый аппарат должен обладать подъемной силой и на участке спуска должна функционировать система управления. Все это существенно усложняет решение задачи спуска на поверхность Венеры; введение по крайней мере двух новых систем существенно снижает надежность объекта, утяжеляет и усложняет его. В силу этого на первом этапе целесообразно использовать для изучения атмосферы Венеры аппараты баллистического типа, какими являются СА с АМС «Венера-4, 5, 6, 7».

---



## Особенности снижения аппаратов в атмосфере Марса

### Краткая характеристика планеты Марс и модель атмосферы

Планета Марс с незапамятных времен привлекает внимание человечества. Марс, как и Венера, относится к планетам земной группы, он является первой внешней планетой относительно Земли.

Полный оборот вокруг Солнца Марс совершает за 1 год и 11 месяцев. Он движется в ту же сторону, что и Земля, поэтому через каждые 2 года 50 дней Земля обгоняет Марс на целый оборот. Расстояние Марса от Земли во время противостояний составляет от 56 до 102 млн. км. Противостояния наиболее удобны для наблюдений Марса, так как в это время он не только близок к Земле, но и виден всю ночь в отраженных лучах Солнца.

Ось вращения Марса наклонена к плоскости орбиты почти так же, как земная, поэтому на Марсе, как и на Земле, происходит смена времен года, только их продолжительность вдвое больше земных. Марсианские сутки лишь на 37,5 мин превышают наши. Масса Марса приблизительно в 10 раз меньше земной и составляет  $6,44 \cdot 10^{26}$ , ускорение силы тяжести на поверхности  $3,72 \text{ м/сек}^2$ .

В атмосфере Марса наблюдаются облачные образования, особенно выделяющиеся в синих лучах. Облачность изменяется в отдельные годы, в разное время года и имеет преимущественную локализацию, как правило, в белых областях. Желтые облака, отождествляемые с песчаными бурями, иногда распространяются на всю видимую часть поверхности Марса. Поверхность планеты делится на светлые области — «материки», красно-оранжевого цвета, и темные — «моря», серо-зеленоватого оттенка. Вблизи полюсов в период с нача-



ла марсианской осени до лета в соответствующем полушарии образуются белые полярные шапки. В середине зимы они распространяются на область до  $50-60^\circ$  по широте. Спектроскопические измерения показывают, что полярные шапки, вероятно, состоят из льда, подобного инею, с толщиной слоя менее 1 см.

По фотоснимкам КА «Маринер-7» окраинные районы полюса отличаются неровностью вследствие высокой пересеченности местности. Сезонные изменения также наблюдаются в темных областях — морях Марса. На поверхности Марса наблюдаются так называемые каналы, густая сеть которых выглядит на поверхности планеты сеткой прямых линий. Все они проходят строго по дугам больших кругов, начинаются и оканчиваются в морях. Что представляют собой эти каналы, пока точно еще неизвестно. Одни думают, что это трещины в коре планеты, другие предполагают, что это более влажные места, вдоль которых весной и летом появляется какая-то растительность. Зимой каналы не видны.

По данным фотографирования поверхности Марса с близкого расстояния (12 000—17 000 км), произведенного американской АМС «Маринер-4» (1965 г.) и подтвержденного фотоснимками с АМС «Маринер-6» и «Маринер-7», формы рельефа подобны лунным (кратеры и кольцевые горы). И что наиболее интересно, признаков каналов не обнаружено. Атмосфера Марса сильно разрежена, суха и состоит из углекислого газа, содержание которого по последним данным составляет от 90 до 98%. Остальная доля, по-видимому, приходится на аргон. Азот, предполагавшийся ранее одной из основных составных частей газового состава атмосферы, не обнаружен. Средняя величина давления атмосферы у поверхности планеты, уточненная в эксперименте по радиозатемнению КА «Маринер-6» в 1969 г., составляет 6,5 мбар. Максимальная величина не превышает 9 мбар и относится, по-видимому, к глубоким впадинам рельефа, минимальная — 3,5 мбар зарегистрирована над возвышенностью.

Температура поверхности Марса, хорошо известная из теоретических оценок и радиоастрономических наблюдений, составляет в среднем  $250^\circ\text{K}$ . Температура атмосферы у поверхности соответственно на  $20-30^\circ$  ниже. Минимальная температура атмосферы у поверхности  $150^\circ\text{K}$  зарегистрирована над полюсом, максимальная  $290^\circ\text{K}$  — над экватором.

По характеру распределения температуры с высотой атмосферу Марса можно разделить на два слоя: конвективную тропосферу и изотермическую стратосферу. Из наблюдений и теоретических расчетов следует, что температурный режим в атмосфере Марса близок к режиму лучистого равновесия, вертикальный и температурный градиент мал, так что градиент плотности  $\rho$  изменяется с высотой незначительно, за



исключением прилегающего к поверхности нижнего слоя толщиной в несколько километров. Поэтому распределение плотности с высотой может быть выражено экспонентой  $\rho = \rho_0 \times e^{-\beta h}$ , где  $\rho_0$  — среднее значение плотности атмосферы у поверхности, равное  $1,37 \cdot 10^{-5} \text{ г/см}^3$ ;  $\beta = 0,09 \text{ км}^{-1}$  — среднее значение градиента плотности в атмосфере со средним значением температуры  $200^\circ \text{ К}$ . Более низким температурам атмосферы над полюсом соответствуют  $\beta = 0,11 \text{ км}^{-1}$ , более высоким над экватором —  $\beta = 0,07 \text{ км}^{-1}$ . Соответственно плотность атмосферы у поверхности может колебаться от  $1,9 \times 10^{-5} \text{ г/см}^3$  при давлении 9 мбар у поверхности над полюсом до  $1,27 \cdot 10^{-5} \text{ г/см}^3$  в полдень при давлении у поверхности 3,5 мбар.

### Особенности спуска КА в атмосфере Марса.

#### Баллистический спуск

Как уже говорилось выше, использование аэродинамического способа торможения космических аппаратов (как для спуска, так и для выведения на орбиту ИСП) ведет к значительному энергетическому выигрышу по сравнению с чисто активным способом торможения и посадки. В этом смысле спуск на поверхность Марса не является исключением, но при его организации возникает ряд специфических особенностей, в значительной мере затрудняющих решение этой задачи. В первую очередь следует отметить чрезвычайную разреженность атмосферы Марса. Проведенные исследования показали, что при крутом входе в атмосферу Марса аппаратов баллистического типа даже с умеренным значением приведенной нагрузки на лобовую поверхность  $P_x = 200 \div 300 \text{ кг/м}^2$  за счет аэродинамического торможения снимается всего  $1,0 \div 2,0 \text{ км/сек}$  при начальной скорости  $V_{\text{вх}} = 5 \div 6 \text{ км/сек}$  \*.

В отличие от плотной атмосферы Венеры атмосферу Марса нельзя использовать самым простым образом для торможения спускаемых аппаратов, а необходимо применить все средства для достижения наибольшей эффективности действия сил аэродинамического сопротивления. Основными из этих средств являются:

- организация точного входа СА в атмосферу вблизи границы захвата;
- создание СА с возможно меньшим значением нагрузки на лобовую поверхность;

\* Приведенная нагрузка на лобовую поверхность  $P_x$  является величиной, обратной баллистическому параметру  $\sigma_x$ :  $P_x = \frac{1}{\sigma_x}$ .



— использование аппаратов, обладающих подъемными силами и т. д.

Рис. 4 показывает зависимость конечной скорости от угла входа для аппаратов баллистического типа, имеющих различные значения нагрузок на лобовую поверхность. Нетрудно видеть, что даже при достаточно точном входе ( $\theta_{\text{вх}} = \pm 3 \div 4^\circ$ ) можно затормозить до скорости  $V_k \leq 0,5 \div 0,7$  км/сек только те аппараты баллистического типа, которые имеют нагрузку на лобовую поверхность не более  $50 \div 60$  кг/м<sup>2</sup>. Это, естественно, чрезвычайно малая величина. При этом следует иметь в виду, что создание аппаратов с таким малым значением нагрузки на лобовую поверхность

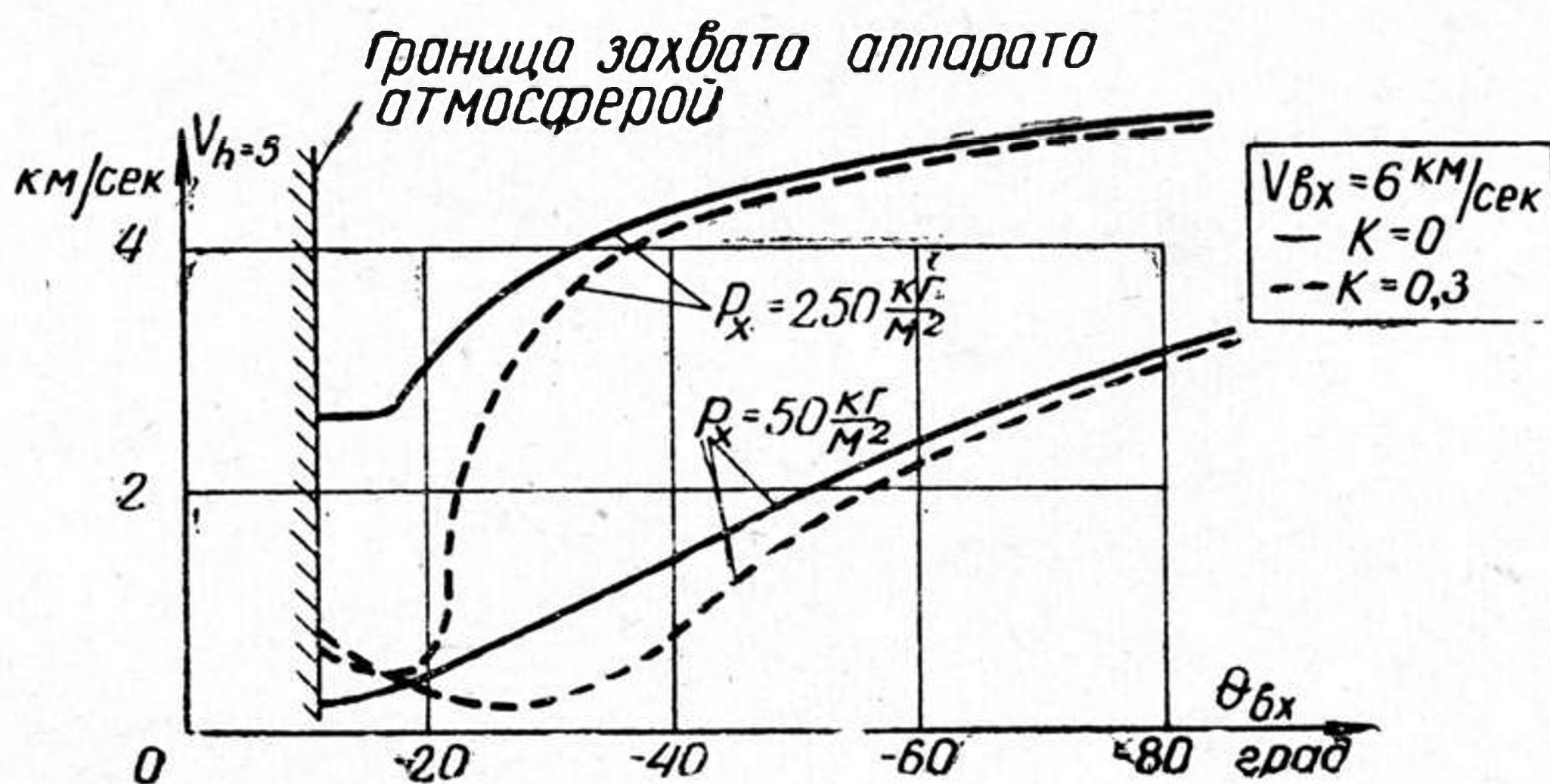


Рис. 4. Зависимость конечной скорости ( $V_n = 5$ ) от угла входа при баллистическом спуске СА ( $K=0$ ) и спуске с постоянным качеством ( $K=\text{const}$ ).

представляет собой достаточно сложную задачу. Как известно, вес полезной нагрузки, доставляемой на поверхность планеты, у аппаратов с малой величиной  $P_x$  существенно меньше, чем у аппаратов с большим значением (при одном и том же начальном весе СА).

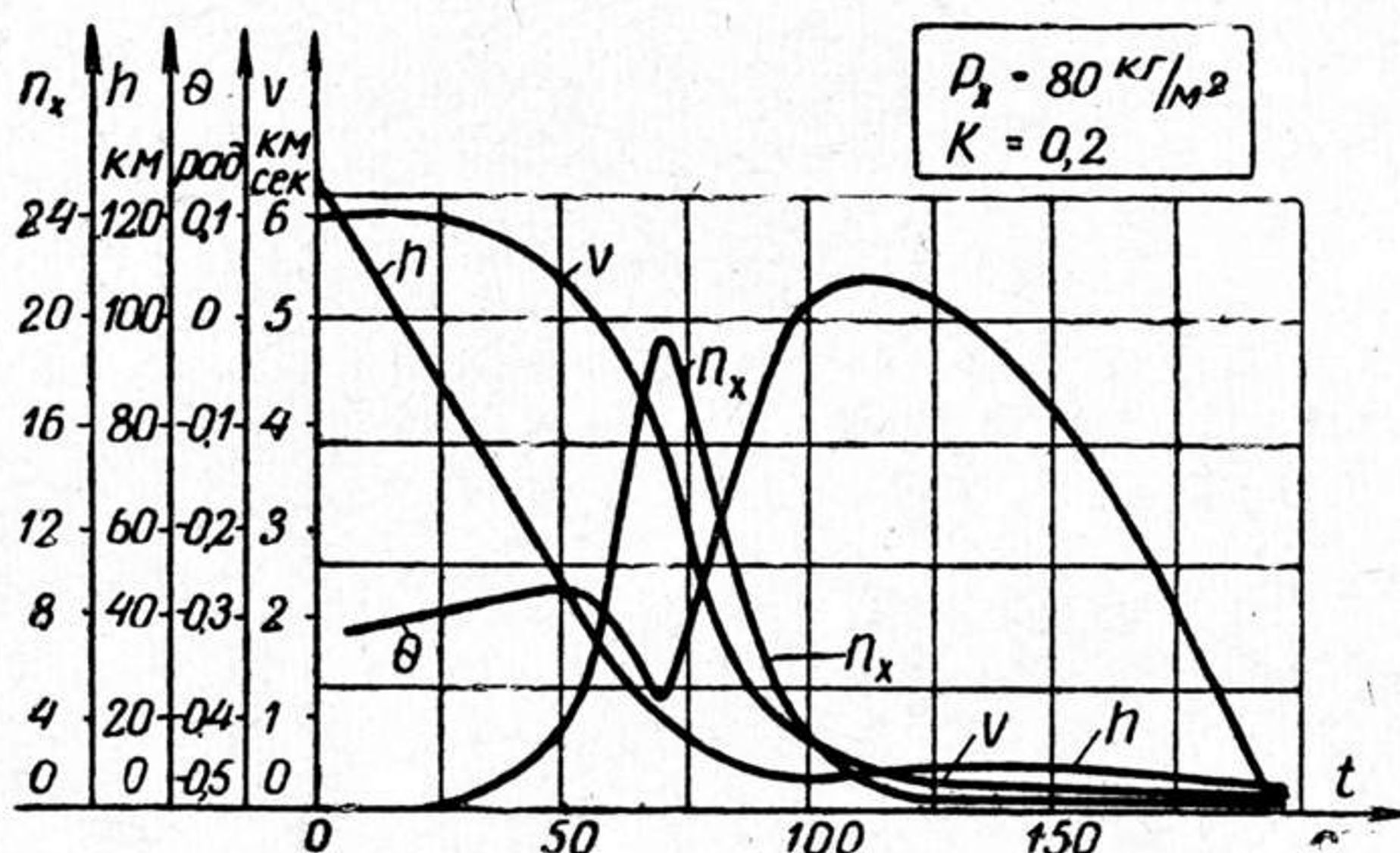
Увеличение допустимой приведенной нагрузки на лобовую поверхность ( $P_{x \text{ доп}}$ ) является одной из центральных проектно-баллистических проблем аэродинамического спуска космических аппаратов на Марс. В целом задача о максимально допустимой нагрузке на лобовую поверхность марсианского аппарата является комплексной, так как для ее решения необходимо дать ответ на основные проектно-баллистические вопросы, связанные с мягкой посадкой спускаемого аппарата. В частности, должна быть выбрана схема спуска, определена степень участия в спуске подъемных сил, должен быть решен вопрос об управлении СА и способе «приземления», о точности входа в атмосферу и о системе управления спуском и т. д.



## Спуск с использованием подъемных сил

Введение подъемных сил является одним из решающих средств увеличения нагрузки на лобовую поверхность по сравнению с баллистическим спуском при прочих равных условиях.

На рис. 4 показана зависимость конечной скорости спуска СА на заданной конечной высоте ( $H_k = 5 \text{ км}$ ) от угла входа в плотные слои атмосферы при неуправляемом спуске СА с постоянным качеством ( $K = \text{const}$ ) для различных значений нагрузки на лобовую поверхность. При достаточно крутом входе ( $\Theta_{\text{вх}} = -40 \div -90^\circ$ ) КА в атмосферу Марса эффект



**Рис. 5.** Изменение траекторных параметров перегрузки ( $n_x$ ), высоты ( $h$ ), угла наклона траектории ( $\Theta$ ) к местному горизонту и скорости ( $V$ ) по времени спуска аппарата в атмосфере.

введения подъемных сил незначителен по сравнению с баллистическим спуском (выигрыш в величине конечной скорости составляет  $\Delta V_k \simeq 200$  м/сек при  $V_k \simeq 3-4$  км/сек).

При пологом входе в ограниченный коридор входа конечная скорость аппаратов, обладающих даже малой величиной подъемной силы, существенно уменьшается по сравнению с баллистическим спуском. Так, для приведенного на рис. 4 примера выигрыш в величине конечной скорости составляет более 1,5 км/сек для СА с  $P_x = 250 \text{ кг/м}^2$ . Но этот выигрыш имеет место лишь в небольшом диапазоне углов входа, вблизи границы захвата.

Таким образом, при использовании аэродинамического способа торможения в атмосфере Марса как при баллистическом спуске, так и при спуске с использованием подъемных сил недостаточно навести КА на диск планеты (что могут обеспечить наземные средства навигации), а нужно обеспе-



чить и достаточно точный вход в плотные слои атмосферы, по крайней мере с разбросом по высоте условного перицентра  $\Delta H_{\pi}^{\text{навиг}} \approx \pm 100 \div \pm 150$  км. Но тогда появляется необходимость в установке на борту КА автономной системы навигации.

На рис. 5 в качестве примера показан характер изменения траекторных параметров — скорости полета  $V$ , высоты  $h$ , угла наклона вектора скорости к местному горизонту  $\Theta$ , а также перегрузки  $n$  по времени спуска аппарата в атмосфере Марса с постоянным значением качества. Видно, что снижение аппарата заканчивается за 150–200 сек, т. е. на порядок продолжительнее, чем спуск в атмосфере Венеры. И при этом также на порядок уменьшаются максимальные перегрузки и тепловые потоки. В целом проблема тепловой защиты СА при спуске в атмосфере Марса не играет такой принципиальной роли по сравнению со спуском в атмосфере Венеры.

До сих пор мы рассматривали спуск КА при постоянной величине подъемной силы на всей траектории. Естественно напрашивается вопрос, как повлияет на величину конечной скорости возможность управления подъемными силами?

Для нахождения оптимальной программы управления подъемной силой можно использовать различные методы теории оптимального управления. В частности, авторами проводились исследования по определению оптимального управления вектором подъемных сил из условия минимума конечной скорости с использованием принципа максимума Л. С. Понтрягина.

Проведенные исследования показали, что оптимальное управление подъемной силой на траектории спуска позволяет добиться еще большего эффекта в максимальном гашении скорости снижения аппарата. Наблюдается существенный выигрыш по сравнению со спуском КА с постоянным значением аэродинамического качества. Это, в частности, хорошо видно на рис. 6, где представлена зависимость скорости полета аппарата на высоте 6 км от нагрузки на лобовую поверхность аппарата ( $P_x$ ) при спуске с постоянным значением качества и при оптимальном управлении.

Нетрудно увидеть, что эффект оптимального управления увеличивается с ростом нагрузки на лобовую поверхность  $P_x$  и достигает нескольких сотен метров в секунду при  $P_x \geq 250$  кг/м<sup>2</sup>. Чтобы лучше оценить этот выигрыш, приведем следующий пример. Чтобы у аппарата весом в 10 т погасить активным путем, т. е. с использованием тормозной двигательной установки, скорость на порядок в несколько сотен метров в секунду, необходимо сжечь несколько тонн топлива. Вес же системы управления для организации оптимального или близкого к нему управления составляет всего несколько десятков



килограммов. Но тем не менее видно (см. рис. 6), что даже при управляемом спуске аппаратов конечная скорость составляет достаточно большую величину ( $V_k > 500$  м/сек при  $P_x \geq 400$  кг/м<sup>2</sup>).

Для осуществления мягкой посадки СА на поверхность планеты необходимо окончательное гашение скорости спуска до  $V_k \approx 0$  с помощью системы мягкой посадки (СМП). Создание СМП для посадки на Марс представляет собой слож-

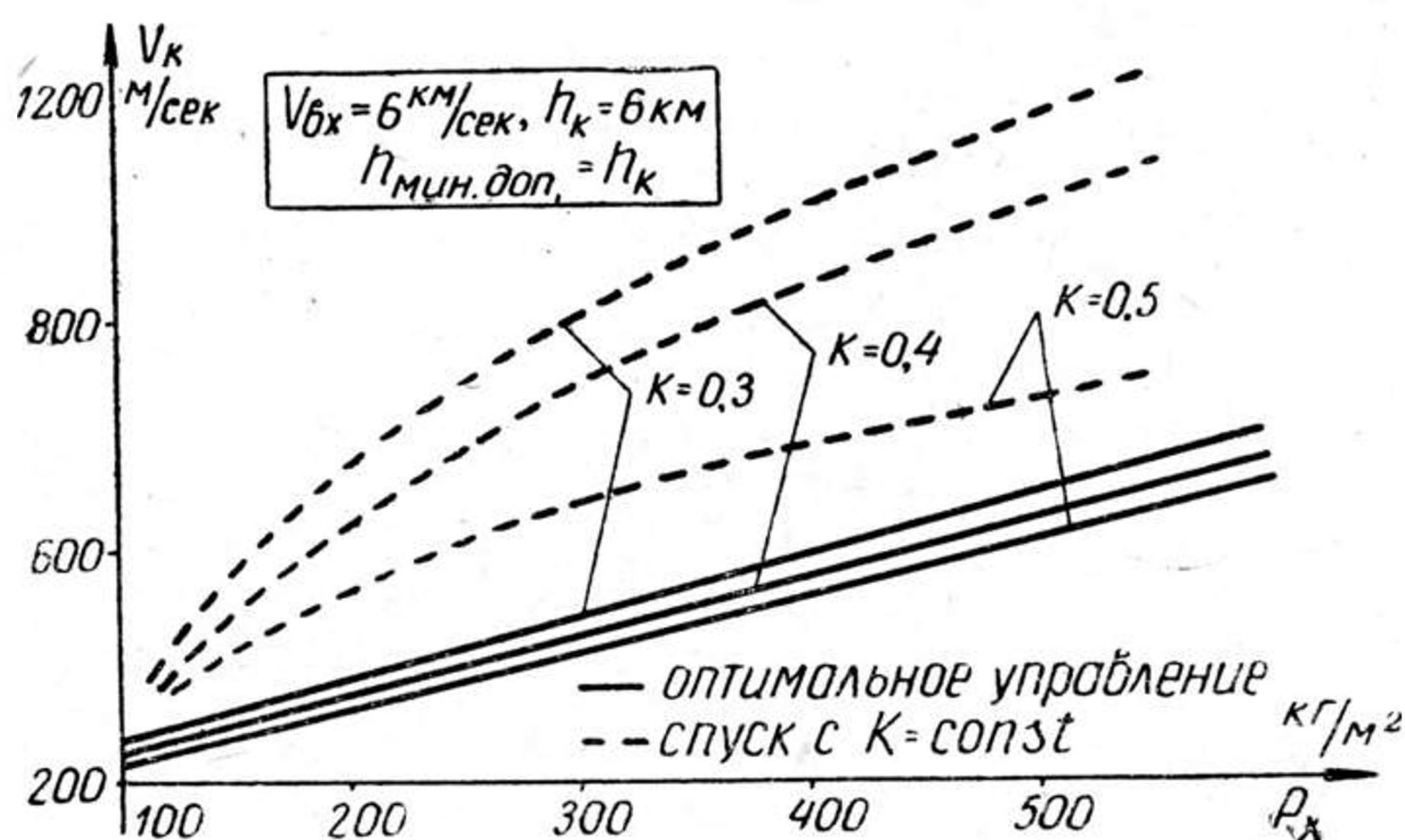


Рис. 6. Зависимость конечной скорости полета аппарата на высоте 6 км от нагрузки на лобовую поверхность ( $P_x$ ) при оптимальном управлении и при спуске с постоянным значением качества.

ную задачу из-за больших скоростей в конце аэродинамического участка торможения. Принципиально мягкая посадка может быть осуществлена либо с использованием парашютно-реактивной системы, либо с помощью ракетно-двигательных установок.

### Об управлении спуском в атмосфере Марса

На аппарат, снижающийся в атмосфере, действует множество возмущающих факторов, которые вызывают отклонение аппарата от первоначально выбранной номинальной траектории. Если объект не управляется, то эти отклонения достигают очень больших величин. Необходима система управления спуском для стабилизации выбранной номинальной траектории или для обеспечения движения СА по новой траектории, удовлетворяющей всем поставленным условиям. Система управления — это комплекс устройств, обеспечивающих процесс управления КА по определенной номинальной траектории либо для выведения его в заданную точку фазо-



вого пространства. Будем рассматривать в качестве основного управляющего параметра аэродинамическое качество аппарата (угол крена при управлении эффективным качеством).

Реализовать управление принципиально возможно самыми различными путями. Каждой системе управления присущи свои преимущества и недостатки в отношении обеспечиваемой точности, надежности, весовых затрат, потребных бортовых средств, простоты реализации и т. д. В силу этого приходится отдавать предпочтение той или иной системе в каждом конкретном случае в зависимости от поставленных задач и имеющихся исходных предпосылок.

Задача управления спускаемым аппаратом в атмосфере Марса по крайней мере на первом этапе может формулироваться как задача управления конечной скоростью спуска ( $V_k$ ) на заданной конечной высоте ( $h_k$ ). Эта скорость должна быть минимальной для создания наиболее благоприятных условий при работе системы мягкой посадки (СМП). Дальность полета не играет существенной роли и ее можно не принимать в рассмотрение. Имея в виду автоматические спускаемые аппараты, можно не учитывать ограничения по перегрузкам.

На первом этапе освоения Марса целесообразно рассматривать простые системы управления спуском (СУС), обеспечивающие максимальную надежность их работы.

Под простыми СУС будем понимать системы, которые строятся с использованием простой, легко доступной для измерений информации и предусматривают обработку этой информации (для выдачи управляющего сигнала) на простейших вычислителях (или простых аналоговых устройствах). В настоящее время можно считать, что такой простой информацией является измерение перегрузок, интегралов от перегрузок и времени полета. При этом СУС получается наиболее простой, если перегрузки измеряются в осях, жестко связанных с корпусом СА.

В полном объеме текущие значения фазовых координат могут быть получены с использованием бортовой быстродействующей цифровой машины, которая позволяет в темпе спуска решать на борту систему дифференциальных уравнений. Но в этом случае СУС не будет уже относиться к классу простых. В простейших СУС информацию о текущих фазовых координатах получают косвенным путем, весьма приближенно, что ведет к существенным методическим ошибкам. К таким системам относятся прежде всего СУС, использующие информацию с одного интегрирующего акселерометра. Ось этого акселерометра или жестко связана с корпусом СА ( $n_{св}$ ) или установлена определенным образом в инерциальном пространстве ( $n_{ин}$ ). На борту СА запоминается про-



граммная зависимость изменения перегрузок  $n_{св}$  или  $n_{ин}$ , в функции используемого в СУС аргумента. Чаще всего в качестве аргумента берут кажущуюся скорость  $V_{св}$  или  $V_{ин}$ .

Отметим также, что на борту СА может запоминаться несколько программных зависимостей  $n_{св}$  или  $n_{ин}$ . В реальном полете в зависимости от имеющихся начальных условий входа СА в плотные слои атмосферы выбирается та программа, которая лучше обеспечит выполнение поставленных условий.

---



# Спуск в атмосфере Юпитера

## Краткая характеристика планеты

Ряд факторов позволяет считать Юпитер одним из наиболее интересных и многообещающих объектов для космических исследований. Исследование Юпитера даст ценный материал для построения наиболее достоверных теорий происхождения Солнечной системы и решения ряда фундаментальных физических проблем. Отметим также, что Юпитер является наиболее близким и доступным для изучения представителем группы планет-гигантов, весьма отличных по основным физическим характеристикам от планет земной группы.

Накопленный до настоящего времени большой объем наблюдательного материала не дает возможности однозначно решить вопрос о структуре и составе атмосферы и внутреннего ядра планеты.

Исследования с борта космических кораблей на околоземных орбитах позволят расширить доступный для наблюдений спектральный диапазон. Однако наиболее радикальным средством изучения Юпитера являются измерения на борту аппаратов, находящихся на орбитах искусственного спутника Юпитера (ИСЮ), совершающих пролет вблизи планеты или входящих в ее атмосферу.

Целесообразно создание искусственного спутника Юпитера. С его помощью можно было бы многократно осуществлять такие эксперименты, как измерение концентрации заряженных и нейтральных частиц в атмосфере планеты при радиозаходе ИСЮ, уточнение альбедо и радиационного баланса планеты по измерениям интегрального потока излучения, оценка содержания газов в атмосфере Юпитера по поглощению в эмиссионных линиях солнечной хромосферы при затмении Солнца планетой, наблюдение за возникновением и развитием процессов в облачном покрове планеты и т. д. Однако наибольшую ценность представляет непосредственное



зондирование атмосферы Юпитера и проведение физических экспериментов.

Что же представляет собой эта планета и какими данными о ней располагают ученые в настоящее время?

Юпитер — крупнейшая планета Солнечной системы, самая близкая к Солнцу из планет-гигантов.

Период обращения Юпитера вокруг Солнца равен 11,862 года. Средняя скорость движения Юпитера по орбите составляет 13,1 км/сек. Юпитер в 5,2 раза дальше удален от Солнца (среднее расстояние от Солнца 778 млн. км), чем Земля, его диаметр в 11 раз, а объем в 1314 раз больше диаметра и объема Земли.

Масса Юпитера составляет  $1,9 \cdot 10^{30}$  г (317,80 земной), средняя плотность 1,3 г/см<sup>3</sup>, ускорение силы тяжести на экваторе Юпитера за вычетом центробежного составляет 23,0 м/сек<sup>2</sup> (2,35 земного).

Поверхность Юпитера не видна. Физические условия на поверхности Юпитера довольно загадочные. Несмотря на низкую температуру облачного слоя (около — 143° С), планета является источником мощных радиоизлучений, а порой настоящих радиобурь, причина которых пока неизвестна.

Юпитер очень быстро вращается вокруг своей оси, но не как твердое тело: экваториальные области совершают полный оборот за 9 ч 50 мин, высокоширотные зоны — за 9 ч 55 мин.

Видимый диск Юпитера пересечен серией темных полос, параллельных экватору (облачные образования), в умеренных южных широтах плавают (дрейф по долготе) «большое красное пятно» (диаметром 10—40 тыс. км), возможно состоящее из кристалликов.

Юпитер имеет 12 спутников, 4 из них — гиганты, крупнейший — Ганимед — диаметром 5,6 тыс. км (превосходит планету Меркурий). Эти спутники могут служить естественными космическими станциями для изучения Юпитера. В те месяцы, когда Юпитер виден на небе, его легко найти — он светит ярче всех других звезд и планет, кроме Венеры.

Атмосфера планеты Юпитер состоит главным образом из водорода и гелия. Практически все данные наземных оптических и радиометрических наблюдений относятся к слою атмосферы Юпитера, лежащему выше видимого облачного покрова. Атмосфера Юпитера ниже облаков недоступна для наблюдений и строение ее является областью гипотез.

Из спектроскопических данных известно, что атмосфера Юпитера содержит водород, метан и аммиак. Предполагается, что в значительном количестве присутствует гелий. Косвенным доказательством этого являются оценки среднего молекулярного веса атмосферы по ослаблению блеска звезды во время затмения. При температуре внешней атмосферы



$T = 86^\circ \text{K}$  молекулярный вес составляет  $3,3 \pm 1,1$ , что соответствует водородно-гелиевому составу. По последним данным количество водорода в атмосфере Юпитера по крайней мере в 2 раза больше гелия и на два порядка больше метана. Однако точный количественный состав атмосферы Юпитера пока неизвестен.

Так как верхняя граница атмосферы Юпитера имеет низкую температуру, предполагается, что облачный покров состоит в основном из кристаллов и капель аммиака и только в его глубинных слоях возможны водяные облака.

Распределение плотности и давления с высотой во внешней атмосфере Юпитера показано на рис. 7 для двух вариан-

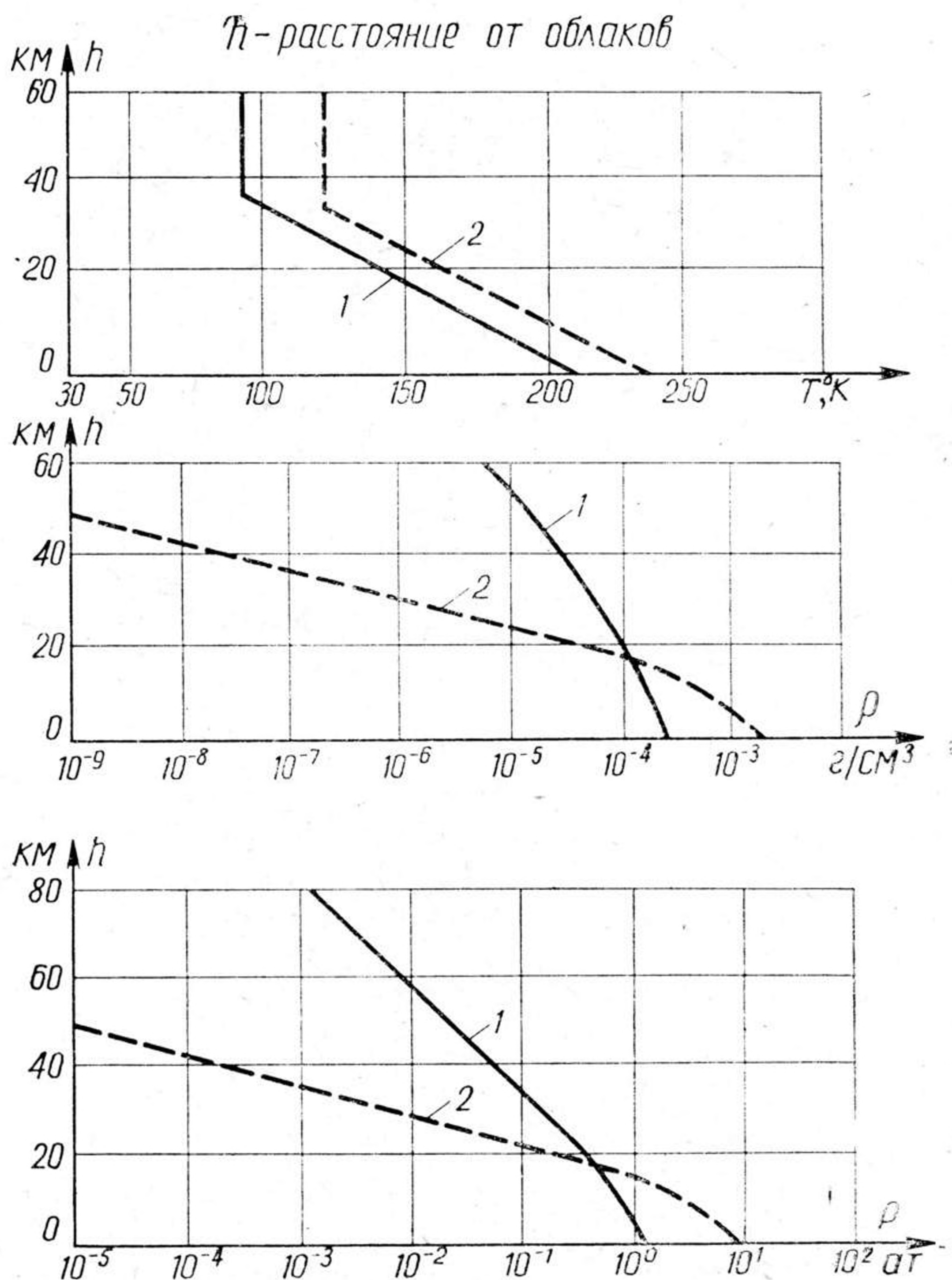


Рис. 7. Модели атмосферы Юпитера. Зависимость температуры ( $T$ ), плотности ( $\rho$ ) и давления ( $P$ ) от высоты ( $h$ ):

1 — максимальная модель; 2 — минимальная.



тов химического состава атмосферы. Соответственно рассчитано распределение плотности и давления в надоблачной тропосфере толщиной около 20 км и вышележащей стратосфере. Два варианта моделей отражают неопределенность знания химического состава атмосферы планеты. На рис. 7 за начало отсчета высоты взят уровень видимого облачного слоя.

### Особенности спуска в атмосфере Юпитера

Анализ траекторий перелета Земля — Юпитер с использованием двигателей на химическом топливе показывает, что прямой вход КА в атмосферу Юпитера характеризуется огромными скоростями  $V_{\text{вх}} \approx 60$  км/сек. И даже при спуске с орбиты ИСЮ скорость входа составляет величину порядка  $V_{\text{вх}} = 30-40$  км/сек. Это, естественно, приводит к исключительно тяжелому термоперегрузочному режиму.

Основные характеристики траекторий спуска при прямом входе в атмосферу Юпитера приведены на рис. 8. Из их рассмотрения видно, что при баллистическом спуске СА перегрузки даже на границе захвата аппарата атмосферой составляют величину  $n_{\text{макс}} \approx 60 (\Theta_{\text{вх}} - 1^\circ 30')$ . При вертикальном входе в атмосферу Юпитера  $n_{\text{макс}} = 75\,000$ . Очевидно, при таких величинах  $n_{\text{макс}}$  безопасный баллистический спуск КА невозможен, если наведение его осуществляется только с точностью, достаточной лишь для попадания в диск планеты. Необходимо осуществлять очень точный вход в атмосферу, в противном случае произойдет разрушение КА.

Так, например, если максимально допустимая перегрузка равна  $(n_{\text{макс}})_{\text{доп}} = 200$  ед., то ширина коридора входа составляет  $\Delta\Theta_{\text{вх}} = \pm 20'$ , а при  $(n_{\text{макс}})_{\text{доп}} = 400$  ед.,  $\Delta\Theta_{\text{вх}} = \pm 55'$ . Введение подъемных сил позволяет расширить коридор входа, однако его величина все же остается малой. Так, например, если величина располагаемого качества составляет  $K_{\text{расп}} = 0,2$ , коридор входа расширяется при  $n_{\text{макс}} = 200$  единиц до  $\Delta\Theta_{\text{вх}} = \pm 1^\circ 15'$ , а при  $n_{\text{макс}} = 400$  единиц  $\Delta\Theta_{\text{вх}} = \pm 2^\circ 15'$ .

Спуск КА в атмосфере Юпитера характеризуется большой теплонапряженностью траекторий спуска. Максимальная температура на поверхности СА при движении по верхней границе (границе захвата) коридора входа равна  $T_{\text{макс}} \approx 13\,500-15\,000^\circ \text{K}$ , а при вертикальном входе  $T_{\text{макс}} = 23\,000^\circ \text{K}$ . Трудности создания теплозащиты для аппаратов, спускаемых на поверхность Юпитера, можно проиллюстрировать такими примерами. Ограничим максимальные перегрузки величиной  $(n_{\text{макс}})_{\text{доп}} = 500$  ед., т. е. более или менее реальными максимальными значениями для автоматических ап-



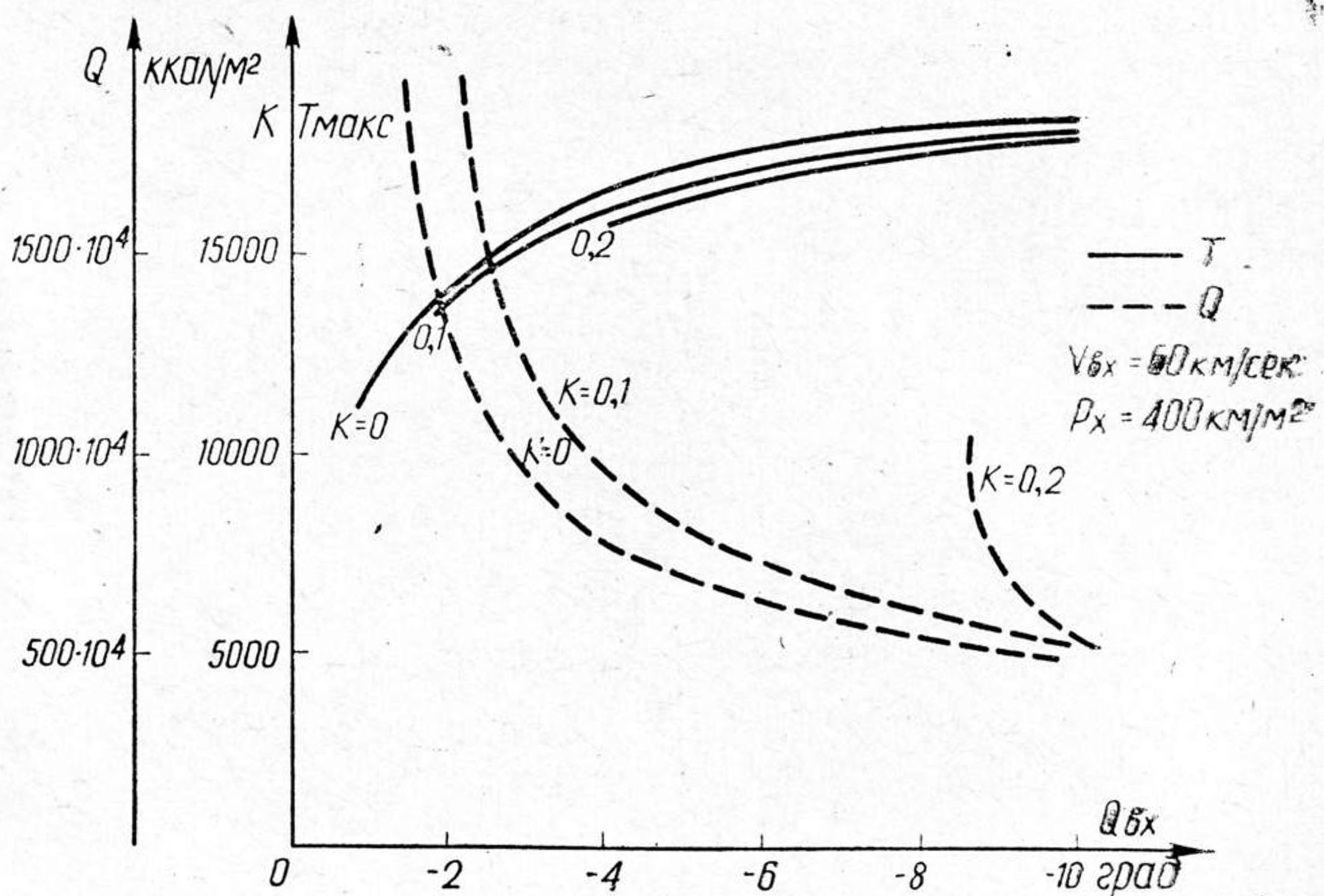
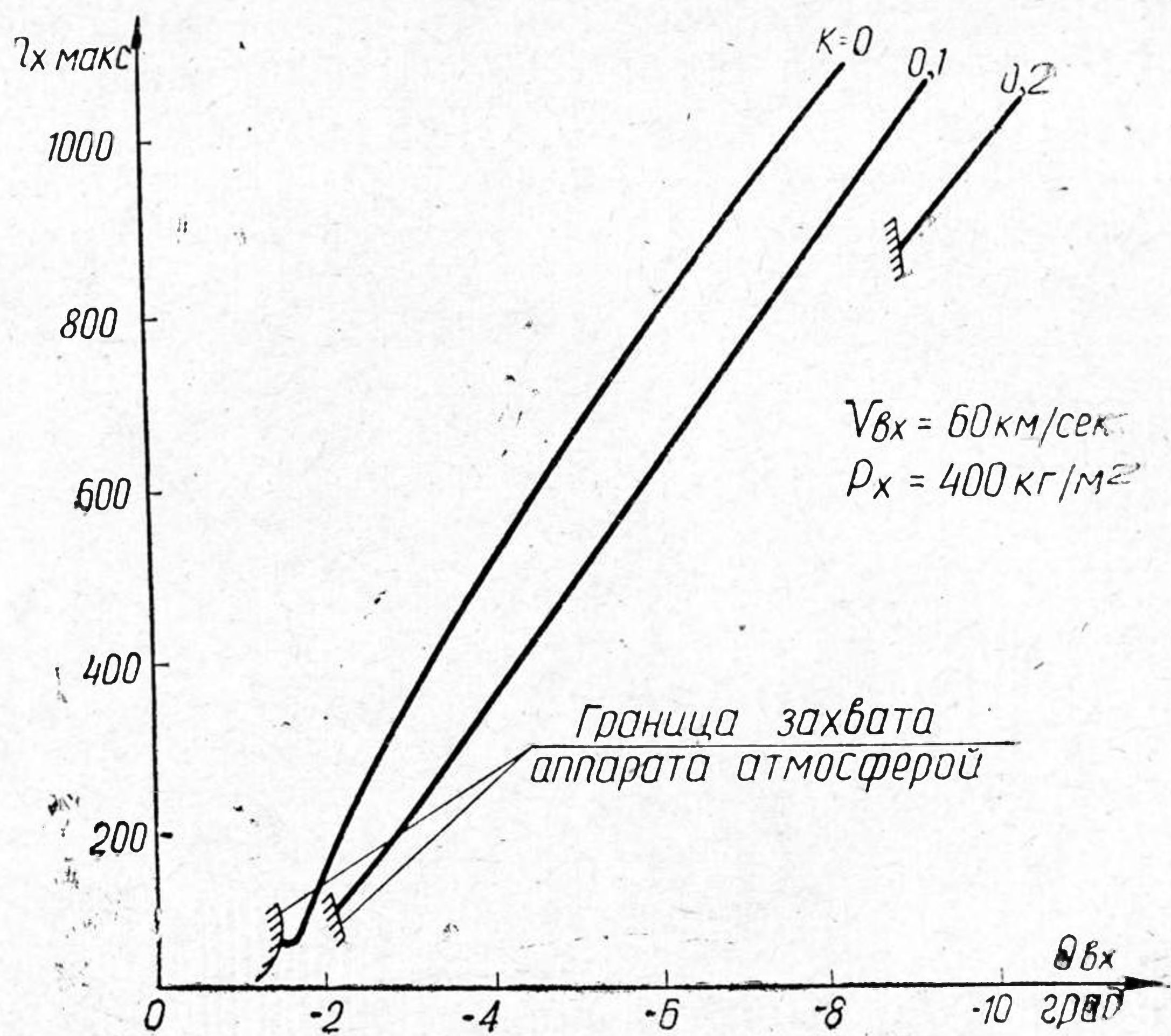


Рис. 8. Зависимость максимальной перегрузки ( $n_{\text{макс}}$ ), удельного теплового потока ( $Q$ ) и максимальной температуры ( $T_{\text{макс}}$ ) от угла входа СА в атмосферу Юпитера ( $\theta_{vx}$ ).



аппаратов. В этом случае при баллистическом спуске непосредственно с траекторий межпланетных полетов ( $V_{вх} \Theta = 60$  км/сек) величина интегральных по времени конвективных тепловых потоков в критической точке сферы с  $r = 1$  м равна  $Q = 750 \cdot 10^4$  ккал/м<sup>2</sup>. Приняв эффективную энтальпию для теплозащиты  $I_{эф} = 15\,000$  ккал/кг, получим для критической точки вес уносимой теплозащиты примерно  $q = 500$  кг/м<sup>2</sup>.

Для аппаратов зонтичного типа унос массы составляет 50—60% от первоначальной массы спускаемого аппарата (общая масса теплозащитного покрытия примерно в 1,5 раза превышает величину уносимой массы).

Более выгодными в смысле минимума веса теплозащиты оказываются аппараты конической формы. В этом случае унос массы составляет 20—30% от начальной величины.

Поскольку при проходе через атмосферу Юпитера весьма значительная часть массы аппарата подвергается абляции, то нельзя исключить возможность того, что из-за местных нарушений режима обтекания аппарата, неоднородностей структуры теплозащиты и других подобных причин возникнет несимметрия уноса массы, что приведет к изменению эффективного значения качества аппарата. Поскольку диапазон допустимых значений качества очень узок, это явление может привести к срыву операции. Поэтому вероятно, что для первых прототипов спускаемых аппаратов окажется целесообразным выбрать схему баллистического спуска с нулевым аэродинамическим качеством, хотя это и вынуждает создавать функциональные системы аппарата и научное оборудование, способные выдерживать перегрузки порядка 100—150 земных единиц.

В заключение следует отметить следующее. Исследование Юпитера на первом этапе целесообразно осуществлять с орбиты ИСЮ либо путем «внешнего» изучения планеты и ее атмосферы, либо с помощью малых автоматических зондов, запускаемых с борта искусственного спутника в атмосферу. Что касается тяжелого термоперегрузочного режима, то пример создания советских АМС типа «Венера» и «Марс» показывает, что трудности организации безопасного спуска автоматических зондов в атмосфере Юпитера могут быть успешно преодолены.

\* \* \*

Все вышеизложенное показывает, насколько сложна и многогранна проблема спуска КА на поверхность небесных тел.

На пути к практическому осуществлению спуска КА необходимо решить ряд сложнейших задач из различных областей науки и техники. Сюда входят и баллистическо-динамические и аэрогазодинамические задачи, задачи навигации,



управления, обеспечения необходимых энергетических ресурсов, обеспечения жизнедеятельности КА в течение очень длительного времени, выбора конструкционных материалов, систем теплозащиты и терморегулирования аппарата и многие, многие другие.

При этом спуск на каждую планету Солнечной системы характеризуется своими специфическими особенностями, требующими каждый раз разработки специального спускаемого аппарата. Так, при спуске на Венеру СА должен переносить огромные перегрузки, температуры и давления. Это своего рода глубоководный батискаф, но погружающийся не в воду, а в раскаленную лаву. При посадке же на Марс перегрузочный и тепловой режимы более легкие в силу более слабых тормозных свойств атмосферы этой планеты, но возникают другие трудности. Во-первых, межпланетная станция должна обладать системой автономной навигации для обеспечения точного входа в плотные слои атмосферы. Во-вторых, спускаемый аппарат должен иметь очень малую нагрузку на лобовую поверхность или располагать подъемными силами. Все это необходимо для того, чтобы погасить энергию аппарата аэродинамическим способом.

Плюс к этому приходится создавать достаточно сложные и тяжелые по весу системы обеспечения мягкой посадки СА. При этом неопределенность знания характеристик атмосферы планеты еще более усложняет решение задачи. И тем не менее и при спуске на поверхность Венеры и на поверхность Марса мы располагаем достаточными знаниями условий спуска и характеристик планет, чтобы разработать какой-то определенный тип СА. При посадке же на Юпитер, на ближайшую к нам гигантскую планету, ученые в настоящее время не располагают даже сведениями об уровне твердой поверхности планеты.

Снижение аппарата в атмосфере Юпитера будет сопровождаться опромнейшими перегрузками, температурами, давлением, тепловыми потоками, предела которым мы фактически не знаем, в силу этого необходимо применять новую стратегию исследования атмосферы планеты.

Все это сложно и граничит с фантастикой. Но ведь совсем недавно фантастическим представлялось и создание искусственных спутников Земли. А к настоящему времени осуществлена посадка в атмосферах Венеры и Марса.

Недалеко то время, когда космические станции отправятся к другим планетам Солнечной системы. И на борту этих станций будут автоматические зонды для входа и снижения в неизвестных атмосферах планет. Дальнейшие запуски космических аппаратов позволят разгадать тайны жизни, ее происхождение, развитие и ее будущее.

---



## ЛИТЕРАТУРА

Уиппл Ф. ЗЕМЛЯ, ЛУНА И ПЛАНЕТЫ. Перевод с англ. М., «Наука», 1967.

Шаронов В. В. ПЛАНЕТА ВЕНЕРА. М., «Наука», 1965.

Маров М. Я. АТМОСФЕРА ПЛАНЕТЫ ВЕНЕРА. — «Вестник АН СССР», 1969, № 5.

ВЕНЕРА РАСКРЫВАЕТ ТАЙНЫ. М., «Машиностроение», 1969.

НОВОЕ О МАРСЕ И ВЕНЕРЕ. Сборник статей. Пер. с англ. М., «Мир», 1968.

Мишо Ш. ПЛАНЕТА МАРС. Физические свойства. Пер. с англ. М., «Мир», 1970.

Тейфель В. Г. АТМОСФЕРА ПЛАНЕТЫ ЮПИТЕР. М., «Наука», 1969.

СПРАВОЧНИК ПО КОСМОНАВТИКЕ. М., Воениздат, 1966.

Лох У. ДИНАМИКА И ТЕРМОДИНАМИКА спуска в атмосфере планет. М., «Мир», 1966.

К. Эрик. КОСМИЧЕСКИЙ ПОЛЕТ. Т. 2, ч. I. М., «Наука», 1969.

---



## СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Предисловие . . . . .	3
Введение . . . . .	5
Общая характеристика проблемы спуска . . . . .	9
Подход к плотным слоям атмосферы . . . . .	10
Участок основного торможения . . . . .	13
Участок обеспечения мягкой посадки . . . . .	16
Виды спуска . . . . .	17
Снижение космических аппаратов в атмосфере Венеры	21
Краткая характеристика планеты Венера . . . . .	21
Результаты полетов АМС «Венера-4, 5, 6, 7» . . . . .	21
Особенности баллистического спуска на поверхность Венеры . . . . .	25
Особенности снижения аппаратов в атмосфере Марса	31
Краткая характеристика планеты Марс и модель атмосферы . . . . .	31
Особенности спуска КА в атмосфере Марса . . . . .	33
Баллистический спуск . . . . .	33
Спуск с использованием подъемных сил . . . . .	35
Об управлении спуском в атмосфере Марса . . . . .	37
Спуск в атмосфере Юпитера . . . . .	40
Краткая характеристика планеты . . . . .	40
Особенности спуска в атмосфере Юпитера . . . . .	43
Литература . . . . .	47

**Николай Михайлович Иванов,**  
**Александр Иванович Мартынов**

### ПРОБЛЕМА СПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРАХ ПЛАНЕТ

Редактор *Р. Г. Базурин*  
Обложка *С. А. Казаков-Троянский*  
Худож. редактор *В. К. Конюхов*  
Техн. редактор *А. М. Красавина*

А 01436. Сдано в набор 25/XI 1971 г. Подписано к печати 24/I 1972 г.  
Формат бумаги 60×90<sub>16</sub>. Бумага типографская № 3. Бум. л. 1,5. Печ.  
л. 3,0. Уч.-изд. л. 2,54. Тираж 24 610 экз. Издательство «Знание». Моск-  
ва, Центр, Новая пл., д. 3/4. Заказ 2613. Типография Всесоюзного обще-  
ства «Знание», Москва, Центр, Новая пл., д. 3/4.  
Цена 9 коп.



97/3 - 62

9 коп.



Индекс 70101