

УДК 629.734.7.018.7: 533.666.22

П.И. ИВАНОВ

Херсонский национальный технический университет, Украина

ОСОБЕННОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПАРАШЮТОВ НА БОЛЬШИХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Проблема связана с разработкой методов спасения с помощью парашютных систем на больших высотах и при больших числах Маха, отделяемых от ракет-носителей модулей, для которых возможно повторное применение, что позволяет, в перспективе, получить существенный экономический эффект. Рассмотрены вопросы прочности парашюта, теплового воздействия на парашют, наполняемости купола парашюта, сопротивления и устойчивости на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Рассматриваются также некоторые специфические особенности обтекания парашюта на этих скоростях и обсуждаются проблемные вопросы различного характера.

Ключевые слова: парашют, аэродинамический нагрев, наполняемость, устойчивость, сопротивление, сверхзвуковая скорость, гиперзвуковая скорость.

Введение

В последнее время становится все более актуальной проблема торможения и спасения отделяемых от ракет-носителей (РН) модулей, для которых возможно повторное применение дорогостоящих узлов и элементов этих блоков.

Решение этой проблемы, в перспективе позволит получить существенную экономию средств при проведении ряда различных космических программ.

Постановка проблемы

Расчеты и эксперименты показывают, что решение проблемы торможения с помощью парашютных систем (ПС) на больших высотах, больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, связано с целым рядом трудностей различного характера, таких, как аэродинамический нагрев, интенсивное снижение прочности, ухудшение наполняемости и устойчивости парашютной системы.

Преодоление этих трудностей сегодня является одной из основных задач парашютостроительной отрасли, что позволит в перспективе решить проблему спасения отделяемых от РН модулей при введении в действие ПС на жестких режимах.

Анализ последних исследований и публикаций показал, что ранее, с целью решения этой задачи, уже проводился ряд экспериментальных и теоретических исследований с моделями и ПС [1-4].

Целью настоящей работы является обсуждение специфических особенностей проблемы торможения объектов на больших скоростях с помощью парашютных систем. Это позволит сконцентрировать дальнейшие исследования именно на этих особенностях, что будет способствовать быстрейшему ре-

шению проблемы торможения космических объектов на больших высотах и больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Основная часть

1 Особенности обтекания парашюта на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях

Анализ результатов испытаний показал, что сверхзвуковые зоны около модели системы груз-парашют начинают возникать при критических числах Маха $\sim 0,85$ [1]. Вблизи соединительного звена там, где стропы начинают расходиться под углом, появляется слабый скачок уплотнения (СУ), интенсивность которого по мере возрастания числа Маха увеличивается.

При числе Маха больше или равном единице, перед грузом возникает головной СУ, за которым поток дозвуковой. СУ, возникающий в зоне соединительного звена, имеет лямбда-образную форму. Дальнейшее увеличение числа Маха приводит к перестройке трансзвукового течения в сверхзвуковое [1]. В этом случае в ближнем следе за грузом формируется хвостовой СУ, а за ним либо сверхзвуковое отрывное коническое течение, либо сверхзвуковое течение с головным СУ перед куполом парашюта.

На больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях интенсивность головного СУ существенно возрастает (в связанной с Землей системе координат он называется головной ударной волной (ГУВ)). Между ГУВ и устойчивым парашютом образуется дозвуковая зона. Температура воздуха здесь очень велика и поэтому скорость звука превышает скорость движения воздуха.

В ударном слое, расположенном в дозвуковой зоне вдоль оси парашюта, воздух имеет наиболее

высокое давление, температуру и плотность, и эти параметры слабо изменяются вдоль оси. В критической точке (точке торможения в окрестности полюса парашюта) эти параметры имеют максимальные значения [2].

Отметим, что на гиперзвуковых скоростях ударный слой может играть роль своеобразного «теплозащитного экрана», поскольку при больших температурах возбуждение колебательных и вращательных степеней свободы, диссоциация и ионизация газа требуют больших затрат энергии (тепла) и приводят к снижению температуры. Обтекая парашют, воздух расширяется, охлаждается, скорость звука падает и на звуковой поверхности становится равной скорости движения воздуха. Воздух вблизи поверхности парашюта в результате вязкого взаимодействия с ней образует пограничный слой.

После прохождения миделевого сечения парашюта воздух начинает расширяться; давление в газе становится лишь немного больше, чем в набегающем потоке. Здесь может возникать веер волн разрежения, как при обтекании внешнего тупого угла, который, взаимодействуя с головной ударной волной, ослабляет ее интенсивность [2].

За парашютом образуется донная область возвратно-циркуляционного течения. Давление в ней самое низкое по сравнению с другими областями и ниже, чем в набегающем потоке [2].

Течение в слое между внешним невязким следом и донной областью относится к сдвиговым течениям и является свободным пограничным слоем, который состоит в основном из газа пограничного слоя, оторвавшегося за миделем от поверхности купола парашюта.

Свободный пограничный слой под действием давления во внешнем следе отжимается к оси течения и образует горло следа. Проходя через горло следа, газ нагревается, сжимается и образует вязкое ядро следа (вязкий внутренний след). На внешней поверхности горла садится кривой хвостовой скачок уплотнения. Воздух, проходя через хвостовой СУ, сжимается, нагревается и тормозится, однако в значительно меньшей степени, чем при переходе через прямой СУ [2].

Область течения, включающая в себя донную область, горло следа и ближайшую часть течения за горлом, является ближним следом. Здесь происходит интенсивное расширение потока. Давление на правой границе ближнего следа уже примерно равно давлению перед головной ударной волной. Длина ближнего следа примерно равна 10-15 диаметрам наполненного купола парашюта.

Дальний след состоит из внутреннего (вязкого ядра следа) и внешнего. Во внешнем следе температура выше, чем в невозмущенном потоке вследствие перехода через ГУВ и хвостовой СУ. Во внешний след попадает большая часть воздуха из дозвуковой зоны, где возбуждаются внутренние степени свобо-

ды молекул и происходит диссоциация и ионизация газа. В вязкое ядро следа попадает разогретый газ из пограничного слоя.

Ядро следа представляет собой плазменное турбулентное образование. Процессы рекомбинации в нем на больших гиперзвуковых скоростях могут сопровождаться излучением. С удалением от парашюта ядро расширяется пропорционально корню кубического из расстояния от объекта (груза). В вязкое ядро следа попадает основная часть унесенного с поверхности парашюта материала (в основном, в результате горения).

С удалением от оси системы груз-парашют интенсивность головной ударной волны и хвостового СУ уменьшаются, т.е. тем меньше становится нагрев и сжатие воздуха при переходе через них.

Положение скачков уплотнения у системы груз-парашют очень важно при исследовании вопросов устойчивости и нагрева системы, так как это определяет зоны притекания максимальных тепловых потоков к парашюту.

С увеличением скорости течения головная ударная волна начинает приближаться к куполу, отход ее от парашюта уменьшается. Далее, с увеличением числа Маха, при определенных конструктивных параметрах парашюта может наступить момент, когда косые, присоединенные скачки уплотнения садятся непосредственно на кромку купола парашюта [2].

Мы рассмотрели особенности обтекания парашюта на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Теперь рассмотрим последовательно особенности различного характера, возникающие при работе парашюта на больших высотах, больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, такие, как аэродинамический нагрев, прочность, наполняемость, устойчивость парашютной системы.

2. Аэродинамический нагрев

Температура поверхности элементов парашюта формируется в результате взаимодействия двух основных эффектов [2]:

- внутреннего тепловыделения в материале (стропях, основе и каркасе купола парашюта), деформируемом большой нестационарной нагрузкой;
- притока тепла к поверхности при обтекании ее потоком.

Первый эффект особенно интенсивно проявляется у неустойчивого купола парашюта при сильных пульсационных колебаниях ударного характера. Устранение этих пульсаций является одной из задач аэроупругости парашюта на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, связанной со спецификой обтекания парашюта при наличии ударных волн.

Второй эффект в основном связан с наличием узких зон притекания больших тепловых потоков к парашюту от разогретого за ударной волной газа в

зонах контакта ударных волн с пограничным слоем, а также с интенсивным тепловыделением в точках торможения потока в ударном слое в зоне дозвуковых скоростей за прямым скачком уплотнения.

Первый эффект тепловыделения носит глобальный характер, поскольку нагружаются ударными циклическими нагрузками все элементы парашюта. Поэтому снижение прочности от термического воздействия здесь также носит глобальный характер – по всем элементам сразу. Основными факторами, снижающими тепловыделение, является повышение пульсационной устойчивости парашюта, уменьшение коэффициента внутреннего трения материалов элементов парашюта и организация мероприятий по уносу (рассеиванию) тепла из деформируемого циклической нагрузкой материала.

Второй эффект тепловыделения носит локальный характер и проявляется в зонах контакта ударных волн с пограничным слоем элементов парашюта. Поэтому снижение прочности от термического воздействия здесь также носит локальный характер – по отдельным элементам конструкции.

Здесь основным фактором, снижающим тепловыделение, является организация отрыва разогретого ударной волной пограничного слоя от элементов парашюта непосредственно за ударной волной и рассеивание тепла в пространстве, а также организация косых скачков уплотнения вместо прямых, там, где это возможно, за счет специфики конструктивного исполнения элементов парашюта.

На гиперзвуковых скоростях в точках торможения и ряде других критических точек парашюта можно ожидать снижения температуры и больших тепловых потоков притекания к парашюту за счет частичного поглощения тепла энергоемкими процессами возбуждения колебательных и вращательных степеней свободы, а также диссоциации молекул разогретого газа. Если это снижение достигнет по температуре определенного уровня, то можно использовать современные высокопрочные, жаростойкие материалы для разработки конструкции высотного тормозного парашюта.

Кроме факторов, снижающих тепловыделение и притекание тепловых потоков к парашюту, следует также работать над повышением термостойкости применяемых в парашютостроении материалов, при этом увеличивая также их прочностные показатели, что очень важно для противодействия обоим эффектам тепловыделения. Материалы и их покрытия должны иметь большую теплоемкость, высокую температуру и скрытую теплоту плавления и испарения. Теплопроводность их должна быть небольшой.

Относительное процентное соотношение по количеству выделяемого тепла между первым и вторым эффектами тепловыделением пока неизвестно, однако ясно, что разрушительное воздействие реализуется от обоих эффектов, и концентриро-

вать усилия в исследованиях важно одновременно на обоих направлениях

В конструкцию парашюта можно вводить теплоизоляционные, теплозащитные покрытия путем наклеивания или напыления их на внутреннюю поверхность парашюта.

Возможно применение теплопоглощающих покрытий с низкой теплопроводностью, которые под действием высоких температур расплавляются, сублимируются, испаряются и уносятся в поток, унося с собой большое количество тепла, защищая, таким образом, материал парашюта от перегрева и выгорания.

Необходимо также эффективно использовать рассеивание тепла в пространство от купола радиацией (излучением), учитывая и используя достаточно большую площадь полностью раскрытого купола. Для этого внешняя поверхность купола парашюта должна иметь покрытие с коэффициентом излучения близким к единице, а внутренняя поверхность, может иметь покрытие, с коэффициентом излучения близким к нулю.

Установлено, что под действием аэродинамического нагрева коэффициент сопротивления мягких моделей парашютов резко уменьшается, что происходит вследствие выгорания ткани между стропами и, как следствие, уменьшение миделя купола вследствие его частичного разрушения [1]. Максимальные тепловые потоки при отрывном сверхзвуковом обтекании системы объект-парашют наблюдались в основном в районе нижней кромки купола парашюта.

Концентрировать дальнейшие усилия необходимо на исследованиях картины поверхностного распределения тепловых полей (инфракрасного и других видов излучения – энергия и спектральный состав) в элементах конструкции парашюта на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Если купол парашюта имеет относительно большую воздухопроницаемость и перед ним нет достаточно развитой головной ударной волны, то косые, присоединенные скачки уплотнения садятся непосредственно на кромку купола парашюта, что приводит к появлению узких зон притекания к парашюту больших тепловых потоков, разрушающих основу купола и его кольцевой каркас непосредственно у кромки.

Потеря несущей способности парашюта происходит в основном из-за выгорания ткани между стропами купола парашюта, в результате чего его миделевое сечение и коэффициент лобового сопротивления существенно уменьшаются. Миделевое сечение раскрытого купола при этом уменьшается, уменьшается и коэффициент сопротивления парашюта. Из-за асимметрии процесса термического разрушения парашюта могут появляться боковые силы и моменты, существенно раскачивающие систему груз-парашют. Это изменяет углы атаки, пере-

страивая картину обтекания и картину системы скачков уплотнения, изменяя аэродинамические характеристики системы груз-парашют и вызывая появление больших ударных нагрузок на парашют и, как следствие, на узел крепления его к объекту.

Как уже указывалось выше, испытания моделей парашютов на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях показывают, что в точке начала пространственного конуса строп (в коуше парашюта) садится косою присоединенный скачок уплотнения [1], [3]. Он частично тормозит поток. После прохождения скачка поток еще остается гиперзвуковым или сверхзвуковым, а давление, плотность и температура за ним значительно возрастают. Потеря части кинетической энергии потока за скачком идет на волновое сопротивление парашюта и нагрев газа. Особенно интенсивно разогревается пограничный слой в зоне контакта со скачком уплотнения. Таким образом, зона коуша строп является первой, достаточно сильно нагруженной (аэродинамически и термически) зоной парашюта. Это требует принятия мер защиты коуша строп от силового и теплового разрушения. Следует также иметь в виду, что с повышением температуры прочностные свойства материалов ухудшаются.

Поток, обтекающий конус строп, создает на них ряд локальных скачков уплотнения, что также тормозит поток и разогревает стропы в точках контакта скачков с пограничным слоем строп.

Таким образом, наряду с коушем, стропы также должны быть защищены от теплового удара практически по всей длине. Если купол парашюта не имеет достаточно большой воздухопроницаемости и полностью раскрыт, то перед ним возникает головная ударная волна – прямой скачок уплотнения, за которым поток уже становится дозвуковым. В дозвуковой зоне под куполом парашюта резко возрастают давление, плотность и температура заторможенного газа.

Таким образом, основа купола парашюта и его силовой каркас должны быть изготовлены из жаропрочных, термостойких материалов, выдерживающих большие термические и динамические нагрузки.

3. Прочность парашюта

Прочность – способность парашюта в процессе функционирования выдерживать действующие на него нагрузки. Предельная прочность (несущая способность парашюта) – предельная величина нагрузки, не приводящая к потере функциональных свойств парашюта даже в результате его частичного повреждения. Нагрузка на парашют пропорциональна величине скоростного напора. На больших высотах (80-100км), где плотность воздуха мала и длина свободного пробега молекул велика, скоростной напор мал и толщина ударной волны весьма велика, т.е. по существу волна размыта и ее интен-

сивность относительно невелика. Следовательно, на этих высотах можно ожидать относительно небольших аэродинамических нагрузок, обусловленных волновым и донным сопротивлением и относительно небольшой суммарный аэродинамический нагрев. При погружении в плотные слои атмосферы (30-40км) существенно возрастает как скоростной напор, так и аэродинамический нагрев. Если к моменту входа в плотные слои атмосферы удастся существенно снизить скорость системы за счет эффективного торможения на больших высотах, то режимы прохождения плотных слоев (по нагрузкам и тепловому удару) будут значительно менее жесткими. Таким образом, становится очевидной необходимость решения задачи оптимизации по выбору площадей каскадов и режимов введения ПС в действие, минимизирующих величины аэродинамических нагрузок и теплового нагрева на всем участке снижения системы объект-парашют.

Прочность парашюта напрямую связана с аэродинамическим нагревом, поскольку известно, что прочностные характеристики большинства текстильных материалов, используемых в парашютостроении, ухудшаются с повышением температуры. Таким образом, несущая способность парашюта является функцией как минимум двух аргументов: скоростного напора и теплового нагрева.

Кроме того, известно, что динамическая прочность материалов ряда элементов парашюта ниже ее статической прочности, что может быть связано как с внутренним нагревом, так и с волновыми процессами (локальными перенапряжениями в результате сложения амплитуд бегущих волн), в стропках, кольцевом и радиальном каркасах купола.

Мероприятия по защите парашюта от разрушения на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях сводятся к уменьшению динамических нагрузок на парашют и повышению пульсационной и других видов устойчивости парашюта.

Здесь параллельно также нужно решать задачу разработки, внедрения и эффективного использования новых технологий, новых жаростойких конструкционных материалов повышенной прочности с большой разрывной нагрузкой и с приемлемым для высокочастотных переходных процессов коэффициентом относительного удлинения.

4. Наполняемость, сопротивление и устойчивость парашютной системы

В зависимости от расстояния между донным срезом переднего тела и кромкой купола парашюта в системе объект-парашют могут реализовываться два качественно отличных друг от друга типа течения за передним телом – с открытым и закрытым следом [1 – 3].

В случае реализации течения с открытым следом горло следа от переднего тела находится за ку-

полом парашюта. В случае течения с закрытым следом горло следа от переднего тела находится перед куполом парашюта.

Испытания показывают, что характеристики парашюта и его поведение в потоке зависят от удаления парашюта от спасаемого объекта и типа течения в системе объект-парашют. Существуют критические сочетания параметров, например, таких, как число Маха и конструктивная проницаемость купола, при которых происходит перестройка течения от открытого к закрытому следу, и наоборот. При этом могут возникать явления нераскрытия (незаполнения) парашюта, эффекты сильной пульсационной или маятниковой неустойчивости [3].

Отметим, что распределение давления и теплового потока по внутренней поверхности парашюта также существенно зависит от относительного (критического) расстояния между куполом и головным телом [4].

На больших высотах, в среде свободномолекулярного течения или сильно разреженного газа, для раскрытия парашюта вначале необходимо обеспечить нормальное раскрытие кромки купола и поддерживать ее определенное время в наполненном состоянии, что, например, может быть сделано с помощью специального наполняемого устройства, встроенного в кромку купола парашюта. Парашют на больших высотах может работать как воздухозаборник, камера-ловушка молекул воздуха, увеличивая их концентрацию под куполом в процессе движения переднего тела с большой скоростью. Это повышает давление и уровень сжатия под куполом, поддерживая его в раскрытом состоянии.

Для уверенного наполнения парашюта в среде континуума на средних и малых высотах необходимо образование устойчивого течения со струей вдоль оси парашюта, после удара которой о полюсную часть, она растекается под куполом, образуя тороидальное течение, непрерывно увеличивающее выполненную часть купола, благодаря непрерывному потоку массы через входное отверстие под купол, вплоть до его полного наполнения.

Разрушение или пульсации осевой струи на сверхзвуковых и гиперзвуковых режимах и невозможность образования устойчивого тороидального течения – основы нормального процесса наполнения приводит к пульсационной неустойчивости процесса формообразования купола парашюта, большим ударным нагрузкам и локальным деформациям элементов конструкции, что может привести к их разрушению. Вибрирующая под воздействием большой нестационарной нагрузки стропная система является генератором мощной вихревой пелены, движущейся непосредственно под купол парашюта, что размывает и разрушает центральную, осевую струю и существенно ухудшает условия наполнения парашюта.

В ряде случаев из-за мощной вихревой пелены от строп купол может просто не наполниться.

Но наиболее опасными здесь являются случаи неустойчивости формообразования геометрии купола парашюта, что приводит к сильным пульсациям и маятниковым колебаниям, к интенсивной раскачке системы объект-парашют, что в свою очередь приводит к большим и даже разрушающим динамическим нагрузкам на узлы крепления. Неустойчивость обусловлена переходными периодическими процессами неустановившегося режима течения под куполом парашюта и, как следствие, вне его [1], [4].

Существенное влияние на устойчивость парашюта оказывает положение и форма головной ударной волны. Чем менее проницаем купол, тем больше отход от него головной ударной волны и тем менее устойчив купол, и наоборот. Чем меньше число Маха, тем больше отход ГУВ от купола.

Отход ударной волны регулирует расход массы воздуха через поверхность купола. Чем дальше отход ее от купола, тем меньше расход через купол и тем более он нагружен. Отметим, что ГУВ по мере отхода от купола разрушает систему косых скачков уплотнения, образующихся на стропах, что изменяет картину распределения притока тепла к стропной системе.

В теории парашюта существует понятие «критической скорости наполнения» – предельного минимального значения скорости в момент начала наполнения, при которой парашют еще наполняется. Если скорость в момент начала наполнения превышает критическую скорость наполнения – парашют не наполнится. Чем больше площадь парашюта и меньше удельная массовая нагрузка на парашют (т.е. чем ближе парашют к основному классу [2]), тем меньше величина его критической скорости наполнения. Механизм явления критической скорости наполнения парашюта до конца не исследован, и эта проблема может остро возникнуть при работе парашюта на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Лобовое сопротивление парашюта, так же, как и переднего тела, на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, складывается из волнового сопротивления, сопротивления трения и донного сопротивления. Волновое сопротивление определяется величиной затрат кинетической энергии системы объект-парашют на образование и поддержание ГУВ, т.е. затратами на ударный нагрев и сжатие газа. Сопротивление трения пропорционально коэффициенту трения воздуха о поверхность и площади парашюта до точки отрыва пограничного слоя. Донное сопротивление равно разности между давлением в невозмущенном потоке и донным давлением, которое возрастает с возрастанием скорости и площади миделевого сечения купола парашюта. Основной вклад в сопротивление вносят, конечно, волновое и донное сопротивления.

Коэффициент сопротивления системы груз-парашют уменьшается с увеличением числа Маха и,

наоборот, увеличивается с уменьшением его. Это связано с рядом факторов, из-за которых уменьшение силы сопротивления, действующей на систему груз-парашют, происходит медленнее, чем уменьшение скоростного напора. Одним из таких факторов, например, является увеличение потерь полного давления в головном СУ при увеличении числа Маха. Другим – уменьшение диаметра миделя купола парашюта под воздействием ряда факторов, что подтверждается экспериментом [1]. Т.е., в баллистических расчетах нужно учитывать, что коэффициент сопротивления системы груз-парашют уменьшается с увеличением числа Маха.

Выше были рассмотрены основные особенности и сложности, необходимость преодоления которых становится актуальной при решении задач торможения и спасения объектов космической тематики на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

Заключение

Рассмотрены некоторые специфические особенности обтекания парашюта на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях, а также обсуждены проблемные вопросы различного характера, такие, как аэродинамический нагрев, снижение прочности, ухудшение наполняемости и устойчивости системы

груз-парашют, исследование которых позволит в перспективе решать задачи спасения отделяемых от ракет-носителей двигательных отсеков, топливных баков, блоков и модулей, для которых возможно повторное использование по назначению.

Литература

1. Хлебников В.С. Исследование аэродинамического сопротивления системы груз-крестообразный парашют при транс- и сверхзвуковых скоростях полета / В.С. Хлебников, П.Г. Цыганов // Сб. докладов НТК НИИ АУ, вып.8. – 1983. – С. 8–12.

2. Иванов П.И. Методика № 16203.52-02 летных испытаний сверхзвуковых парашютных систем / П.И.Иванов // НИИ АУС, Феодосия, 2002. – 41 с.

3. Лоханский Я.К. Режимы работы парашютов при сверхзвуковых скоростях / Я.К. Лоханский // Сб. докладов III НТК ФФ НИИ АУ.– Феодосия, 1983.– С. 82-85.

4. Хлебников В.С. Влияние конструктивной проницаемости на распределение теплового потока по поверхности тела типа «парашют», расположенного в следе другого, при сверхзвуковом обтекании / В.С. Хлебников // Тр. ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. – Вып. 1763.– М., 1976. – С. 3-11.

Поступила в редакцию 4.09.2010.

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доцент каф. прикладной математики и математического моделирования Г.С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет, Херсон.

ОСОБЛИВОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ ПАРАШУТІВ НА БОЛЬШИХ НАДЗВУКОВИХ ШВИДКОСТЯХ

П.І. Іванов

Проблема зв'язана з розробкою методів порятунку за допомогою парашютних систем на великих висотах і при великих числах Маху, відокремлюваних від ракет-носіїв модулів, для яких можливо повторне застосування, що дозволяє, у перспективі, одержати істотний економічний ефект. Розглянуто питання міцності парашюта, теплового впливу на парашут, наповнюваності купола парашюта, опору і стійкості на великих надзвукових і гіперзвукових скоростях. Розглядаються також деякі специфічні особливості обтікання парашюта на цих швидкостях і обговорюються проблемні питання різного характеру.

Ключові слова: парашут, аеродинамічне нагрівання, наповнюваність, стійкість, опір, надзвукова швидкість, гіперзвукова швидкість.

PARTICULARITIES OF OPERATION OF PARACHUTES ON GREATER SUPERSONIC VELOCITIES

P.I. Ivanov

The problem is connected with the development of rescuing methods by means of parachute systems at greater heights and under greater Mach's numbers separated from rockets-carriers modula for which recurrent using which allows to get an essential economic effect in future is possible. The problems of parachute toughness, heat influence on parachute, fullness of parachute domes, resistance and stability at greater supersonic and hypersonic-velocities are considered. Considered also some specific particularities of flowing around a parachute on these velocities and are discussed problem-solving questions of different nature.

Key words: parachute, aerodynamic heating, develop a parachute, stability, resistance, supersonic velocity, hypervelocity.

Іванов Петр Иванович – д-р техн. наук, проф., Феодосійський факультет ХНТУ, Феодосія, Україна.