

УДК 533.666.22

П.И. ИВАНОВ, Ю.Г. МЕХОНОШИН

НИИ аэроупругих систем, АР Крым, Украина

МЕТОДЫ ВВЕДЕНИЯ В ДЕЙСТВИЕ И ПОДДЕРЖАНИЯ В РАСКРЫТОМ СОСТОЯНИИ ВЫСОТНОГО ТОРМОЗНОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО УСТРОЙСТВА

Проблема связана с реализацией низкоскоростного входа в плотные слои атмосферы, что обеспечивает значительно менее жесткие режимы по тепловому воздействию на космический аппарат, возвращаемый в атмосферу Земли с помощью тормозного аэродинамического устройства. Рассмотрены вопросы введения в действие и поддержания в раскрытом состоянии высотных тормозных аэродинамических устройств, а также принципиальная возможность реализации процесса торможения на больших высотах. Предложена зависимость для оценки потери устойчивости тороидальной оболочки, встроенной в кромку купола парашюта, что позволяет приблизительно определиться с выбором технических характеристик и параметров наполняемого устройства.

Ключевые слова: высотное тормозное аэродинамическое устройство, парашют, введение в действие и раскрытие.

Введение

В общем виде проблема заключается в организации низкоскоростного коридора входа в атмосферу для спускаемых аппаратов (СА), в котором теплонапряженность трассы будет значительно ниже, чем для используемой в настоящее время трассы высокоскоростного спуска [1]. Эта проблема может быть решена, например, с помощью высотных тормозных аэродинамических устройств, что, в свою очередь, порождает проблему введения в действие и поддержания их в раскрытом состоянии, которая является одной из актуальных задач, связанных с торможением космических аппаратов на больших высотах. Проблема связана с важными научными и практическими задачами безопасного возвращения СА в атмосферу Земли, решаемыми сегодня предприятиями национальных космических агентств ряда ведущих государств.

Последние результаты и материалы, в которых начато решение данной проблемы и на которые в данной статье опираются авторы, изложены в работах [2 – 4]. Анализ работ показывает, что не решенная на сегодняшний день часть общей проблемы, которой посвящена настоящая статья, связана с поиском, выбором концепций, конструктивных решений, проектированием и расчетами наполняемых устройств, поддерживающих парашют в раскрытом состоянии во время торможения СА в верхних слоях атмосферы.

Целью настоящей работы является поиск и предварительный анализ ряда наполняемых конст-

рукций, пригодных для поддержания парашюта в раскрытом состоянии в процессе движения космического летательного аппарата в верхних слоях атмосферы.

Основная часть

Значительного снижения массы щитов теплозащиты спускаемых аппаратов можно добиться, если существенно снизить теплонапряженность трассы спуска, например, если до погружения в плотные слои атмосферы выполнить эффективное торможение возвращаемых с орбиты космических аппаратов.

Для торможения возвращаемых космических аппаратов на больших высотах $\geq (100 \div 120)$ км и скоростях близких к круговым, орбитальным, требуются специальные тормозные аэродинамические устройства (ТАУ). В качестве ТАУ может выступать также и парашют большой площади.

Однако здесь возникает ряд проблем, которые приходится решать для обеспечения его нормально-го функционирования.

1. Введение парашюта в действие на больших высотах при больших скоростях (~ 8 км/с).

2. Раскрытие парашюта и поддержание его в раскрытом состоянии при обтекании высокоскоростным, сильно разреженным свободномолекулярным потоком.

В идеальном случае, кроме эффективного торможения в верхних слоях атмосферы, ТАУ должно обеспечить также и приземление спускаемого аппа-

рата. Однако задачу ТАУ можно также считать выполненной, если с момента схода с орбиты и до высоты 80км удастся затормозить спускаемый аппарат хотя бы на 1 – 2км/с (и чем больше, тем лучше). Далее можно ввести в действие относительно небольшой площади гиперзвуковой парашют из жаростойких материалов, который продолжит процесс торможения в атмосфере, а непосредственно для приземления можно использовать классическую трехкаскадную парашютную систему (ПС).

1. Введение парашюта в действие на больших высотах при больших скоростях.

Введение, наполнение и поддержание парашюта в наполненном состоянии на высотах ≤ 80 км на малых скоростях (не превышающих критической скорости наполнения парашюта), как правило, выполняется вытяжным аэродинамическим устройством за счет энергии скоростного напора набегающего потока.

Введение парашюта на высотах $\geq (100 \div 120)$ км в сильно разреженной атмосфере при скоростях близких к орбитальным (значительно превышающих критическую скорость наполнения парашюта) и поддержание его в раскрытом состоянии уже не может быть выполнено за счет энергии набегающего потока.

Введение в действие возможно с помощью механической катапульты, отстреливающей крышку парашютного контейнера и вводящей парашют в свободномолекулярный поток по ударной схеме. Нужно иметь в виду, что при извлечении парашюта из контейнера, раскрывающее парашют устройство и поддерживающее его в наполненном состоянии (поскольку в нем имеется избыточное давление, оставленное при монтаже), будет увеличиваться в объеме при пониженном атмосферном давлении на больших высотах и оказывать большое сопротивление выходу купола из парашютного контейнера.

При извлечении парашюта из контейнера возможно применение автономного реактивного устройства (АРУ), прикрепленного к полюсу парашюта. Проблемными вопросами здесь являются защита полюса купола от огневых струй АРУ и проектирование механизма его мягкого отделения от купола парашюта.

После вытягивания парашюта на полную длину его необходимо раскрыть – т.е. придать ему геометрию полностью наполненного купола и поддерживать его в этом состоянии.

2. Раскрытие парашюта и поддержание его в раскрытом состоянии при обтекании высокоскоростным, сильно разреженным свободномолекулярным потоком.

Раскрытие парашюта – это распределение контура его кромки по окружности большого радиуса

так, чтобы открыть свободный доступ под купол свободномолекулярному потоку с целью передачи системе СА-парашют тормозного импульса набегающего потока. Далее необходимо непрерывно поддерживать купол в раскрытом состоянии до тех пор, пока по мере снижения СА в атмосфере, увеличения плотности воздуха и уменьшения скорости скоростной напор станет достаточным для поддержания купола в раскрытом состоянии (правда, при реализации еще некоторых дополнительных условий).

Раскрытие парашюта в свободномолекулярном потоке и поддержание его в раскрытом состоянии можно осуществить с помощью специально разработанных конструкций – сферической и тороидальной оболочек.

2.1. Сферическая оболочка, встроенная под купол и крепящаяся у его полюса, после вытягивания купола и строп на полную длину, наполняясь, обеспечивает раскрытие парашюта и поддерживает его в этом состоянии, рис. 1, а.

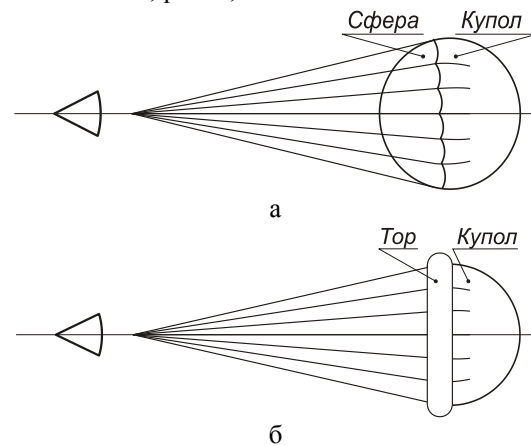


Рис.1. Сферическое (а) и тороидальное (б) наполняемые устройства в составе парашюта

По мере снижения СА в верхних слоях атмосферы и увеличения плотности и давления, а также под действием возрастающего скоростного напора, сфера начнет сжиматься и должна быть разрушена к моменту, когда купол сможет самостоятельно, под действием скоростного напора, поддерживать свою полностью наполненную форму.

Здесь, однако, нужно учитывать два момента.

Сжатие сферы и ее деформация скоростным напором могут привести к асимметрии в процессе обтекания и, как следствие, к появлению маятниковой и пульсационной неустойчивости купола парашюта, а значит и к неустойчивости движения СА.

При разрушении оболочки давлением скоростного напора очень важно, чтобы материал оболочки (возможно уже начавший плавиться) не налипал на внутреннюю кромку купола и не приводил к слипанию его полотнищ, что может привести к полному складыванию купола.

Кроме того, нужно достаточно точно рассчитать момент начала разрушения сферической оболочки так, чтобы к этому моменту парашют уже мог самостоятельно поддерживать свою полностью наполненную форму.

При погружении в относительно плотные слои атмосферы, там где уже среда становится сплошной, возрастают плотность и давление, сфера будет сжиматься, а парашют должен уже самостоятельно поддерживать свою форму полностью наполненного состояния.

Однако здесь остается до конца не выясненным вопрос, какова будет картина внутреннего течения под куполом при наличии в нем центрального тела в форме сферы. Ведь парашют наполняется только тогда, когда под куполом формируется течение, аналогичное удару струи о полусферу с последующим ее осесимметричным растеканием и образованием тороидального течения, что позволяет раскрываться куполу парашюта и в последующем, после разрушения тороидального вихря и перестройки картины течения, поддерживать купол в раскрытом состоянии.

Вполне возможно, что сфера будет препятствовать созданию режима течения, обеспечивающего раскрытие парашюта и от нее позже, когда течение станет ближе к сплошному, придется избавляться, каким-то образом ликвидировав ее.

Итак, в целом порядок работы системы сфера-парашют состоит в следующем.

Пока поток сильно разрежен и режим обтекания свободномолекулярный, сопротивление создает сфера, которая работает как тормозное аэродинамическое устройство. При входе в более плотные слои атмосферы, когда купол уже сам способен поддерживать свою наполненную форму, как тормозное аэродинамическое устройство работает уже сам парашют (причем сфера к этому моменту должна быть уже ликвидирована).

Сферическая оболочка должна изготавливаться из тонкой, достаточно прочной пленки, выдерживающей температуру и давление на траекторном участке ее работы и быть непроницаемой.

Давление $p_{вн}$ внутри оболочки при укладке парашюта должно быть таким, чтобы на высоте раскрытия парашюта внутреннее избыточное давление не превысило предел прочности материала оболочки:

$$\frac{2T}{r} = p_{вн} - p_{н},$$

где T – меридиональные и широтные натяжения в оболочке сферы; r – радиус сферы; $p_{вн}$ – внутреннее давление под сферой; $p_{н}$ – наружное (атмосферное) давление вне сферы.

Если T_p – значение разрывной прочности оболочки, то при ее относительно небольшом разрыв-

ном удлинении предельное внутреннее давление можно приближенно оценить по формуле

$$p_{вн} = \frac{1,8 \cdot T_p}{r} + p_{н}.$$

Это то давление, которое должно быть обеспечено в сферической оболочке при укладке купола парашюта на Земле, либо специальным устройством наполнения после введения парашюта в действие.

Наружное (атмосферное давление) зависит от высоты раскрытия парашюта.

На высотах до 120км для оценки давления $p_{н}$ (Па) можно использовать расчетные формулы стандарта [5]. На высотах более 120км давление $p_{н}$ (Па) удобно рассчитывать как функцию концентрации нейтральных частиц воздуха n и кинетической температуры T :

$$p_{н} = \frac{nR^*T}{N_A},$$

где $n = (A_0 + A_1h + A_2h^2 + A_3h^3 + A_4h^4) \cdot 10^m$;

$A_0 - A_4$, m – параметры табл. 7 стандарта [5]; h – геометрическая высота точки начала введения парашюта в действие; $N_A = 602,257 \cdot 10^{24}$ кмоль⁻¹ – число Авогадро; $R^* = 8314,32$ Дж · К⁻¹ · кмоль⁻¹ – универсальная газовая постоянная.

2.2. Тороидальная оболочка, встроенная в кромку купола, после вытягивания парашюта на полную длину, наполняясь, обеспечивает необходимое раскрытие кромки купола парашюта и поддерживает ее в этом состоянии, рис. 1, б.

Может быть предложено два варианта размещения тора относительно кромки купола: под кромкой (внутри купола) и над кромкой (вне купола).

В первом случае при обтекании тора может возникнуть внутренняя срывная зона за тором, т.е. зона разрежения, что может приводить к появлению сил, складывающих кромку, а значит и купол парашюта. Кроме того, в случае плавления пленки оболочки тора возможно налипание ее на внутреннюю часть кромки и слипание полотнищ, что, в свою очередь, может привести к складыванию купола парашюта.

Во втором случае при обтекании тора может возникнуть внешняя срывная зона за тором, т.е. зона разрежения, что может приводить к появлению сил, раскрывающих кромку, а значит, и купол парашюта. В случае плавления пленки оболочки тора возможно налипание ее на внешнюю часть кромки, что не должно приводить к слипанию полотнищ, а значит, к складыванию купола парашюта. Таким образом, предпочтительнее устанавливать тор на внешнюю часть кромки купола.

Правда, нужно заметить, что на высотах введения ТАУ в действие в свободномолекулярном пого-

ке с большой длиной свободного пробега молекул вряд ли будут возникать срывные явления достаточной интенсивности, присущие континууму, т.е. нижним слоям атмосферы.

Тороидальная оболочка, так же, как и сферическая, должна изготавливаться из тонкой, достаточно прочной пленки, выдерживающей температуру и давление на траекторном участке ее работы и быть непроницаемой.

Давление $p_{вн}$ внутри оболочки при укладке парашюта должно быть таким, чтобы на высоте раскрытия парашюта внутреннее избыточное давление не превысило предел прочности материала оболочки:

$$\frac{T_1}{r_1} + \frac{T_2}{r_2} = p_{вн} - p_{н}, \quad (1)$$

где T_1 – меридиональное натяжение в оболочке тора (по кругу малого радиуса r_1); T_2 – широтное натяжение в оболочке тора (по кругу большого радиуса r_2); r_1 – малый радиус тора; r_2 – большой радиус тора; $p_{вн}$ – внутреннее давление в торе; $p_{н}$ – наружное (атмосферное) давление вне тора.

Если T_p – значение разрывной прочности оболочки, то при ее относительно небольшом разрывном удлинении предельное внутреннее давление можно приближенно оценить по формуле (1) и, наоборот, по перепаду давления можно оценить усилия натяжения в оболочке по взаимно перпендикулярным направлениям.

Например, для пленки ПЭТФ (полиэтилентерефтолат) ГУ 6-05-1108-78 для металлизации с толщиной 50мк (0,05мм), рабочий интервал температур $-60^\circ\text{C} - +155^\circ\text{C}$, разрушающее напряжение $\sigma_{в}^{20^\circ\text{C}} = 1500\text{кг}/\text{см}^2$. Откуда: $T_p \approx 7500\text{н}/\text{м}$. Подставляя T_p вместо T_2 в формулу (1), при $r_1 = 0,5\text{ м}$, $r_2 = 12\text{ м}$, $p_{вн} - p_{н} = 2000\text{Па}$, получим усилие по меридиану малого радиуса тора: $T_1 = 687,5\text{н}$.

Получим формулу для усилия сопротивления сжатию тороидальной оболочки внешней нагрузкой.

Усилие, поддерживающее тор в раскрытом состоянии, получим следующим образом. Величина $p_{вн} \cdot 2r_1$ – представляет усилие от внутреннего давления $p_{вн}$ на внешнюю дужку полуокружности радиуса r_1 , направленное наружу.

Тогда суммарное распределенное усилие, растягивающее тор наружу по всей внешней поверхности:

$$R_{нар} = p_{вн} \cdot 2r_1 \cdot 2\pi \cdot r_2 = p_{вн} \cdot 4 \cdot \pi \cdot r_1 \cdot r_2.$$

Аналогично, величина $p_{вн} \cdot 2r_1$ – представляет усилие от внутреннего давления $p_{вн}$ на внутрен-

нюю дужку полуокружности радиуса r_1 , направленное внутрь. Суммарное распределенное усилие, стягивающее тор внутрь по внутренней поверхности:

$$R_{вн} = p_{вн} \cdot 2r_1 \cdot 2\pi \cdot (r_2 - 2r_1) = p_{вн} \cdot 4\pi \cdot r_1 \cdot (r_2 - 2r_1).$$

Тогда разность этих суммарных усилий и будет суммарным распределенным усилием, поддерживающим тор в раскрытом состоянии, сопротивляющемуся сжатию:

$$R = R_{нар} - R_{вн} = p_{вн} \cdot 8\pi \cdot r_1^2.$$

Рассечем теперь тор плоскостью, проходящей через ось симметрии, на две равные части и получим формулу для радиальных усилий, растягивающих тор в диаметрально противоположных направлениях.

Интегрируя проекции давления на плоскость большого круга по внешней поверхности половины тора, получим радиальное усилие:

$$R_{н}/2 = p_{вн} \cdot 2r_1 \cdot 2r_2 = p_{вн} \cdot 4r_1 r_2.$$

По внутренней поверхности половины тора получим радиальное усилие:

$$R_{в}/2 = p_{вн} \cdot 2r_1 \cdot 2(r_2 - 2r_1) = p_{вн} \cdot 4 \cdot r_1 \cdot (r_2 - 2r_1).$$

Результирующее радиальное усилие, удерживающее полотор в раскрытом состоянии сопротивляющемуся сжатию:

$$R_{1/2} = p_{вн} \cdot 8r_1^2.$$

Если учитывать также влияние и наружного (атмосферного) давления, то можно записать:

$$R = (p_{вн} - p_{нар}) \cdot 8\pi \cdot r_1^2 \text{ и } R_{1/2} = (p_{вн} - p_{нар}) \cdot 8r_1^2.$$

Необходимо учитывать сжимающие усилия от строп раскрытого купола, стремящиеся сжать и сложить тор. Усилие в отдельной стропе зависит от скоростного напора набегающего потока:

$$T = \frac{R}{n \cos \alpha},$$

где R – сила сопротивления парашюта; n – количество строп парашюта; T – сила натяжения в стропе; α – угол полуразвала строп парашюта.

Составляющая силы натяжения стропы, складывающая парашют и направленная по радиусу к центру входного отверстия купола:

$$T \sin \alpha = \frac{R}{n} \operatorname{tg} \alpha.$$

Сила сопротивления парашюта:

$$R = c_x F_{\Pi} \frac{\rho V^2}{2},$$

где c_x – коэффициент сопротивления; F_{Π} – площадь парашюта; $q = \rho V^2/2$ – скоростной напор.

Наиболее вероятным критическим состоянием тора, прикрепленного к кромке купола, является его возможное складывание симметрично относительно

собственного диаметра (потеря устойчивости конструкции).

Для реализации этого случая необходимо выполнение условия: сумма моментов сил складывания строп четверти купола (стягивания его к линии диаметра) относительно любой точки кромки должна быть равна половине результирующего радиального усилия $R_{1/2}$, удерживающего полукруг в раскрытом состоянии, рис. 2.

Тогда:

$$T \sin \alpha \cdot (r_2 - 2r_1) \sum_{i=0}^{(n/4)-1} \sin \varphi (1 - \cos \varphi) = \\ = (p_{вн} - p_{нар}) \cdot 4r_1^2 \cdot r_2,$$

где угол $\varphi = \left(\frac{\pi}{n} + i \frac{2\pi}{n} \right)$; i – условный номер стропы в четверти кромки купола.

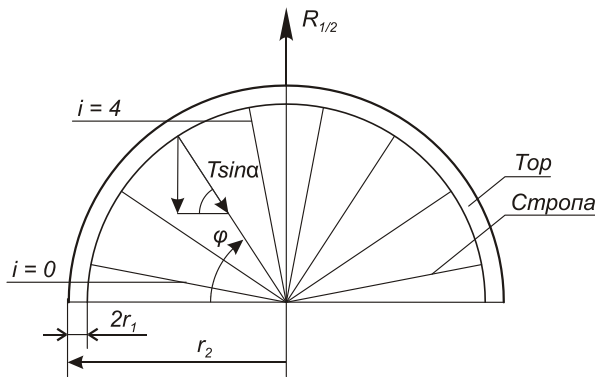


Рис. 2. К выводу формулы для оценки потери устойчивости тора

Заменяя $T \sin \alpha$ на $\frac{R}{n} \operatorname{tg} \alpha$, теперь можно определить значение скоростного напора, при котором может произойти складывание тора относительно диаметра и загибание купола:

$$\frac{R}{n} \operatorname{tg} \alpha \cdot (r_2 - 2r_1) \sum_{i=0}^{(n/4)-1} \sin \varphi (1 - \cos \varphi) = \\ = (p_{вн} - p_{нар}) \cdot 4r_1^2 \cdot r_2,$$

откуда:

$$q = ((p_{вн} - p_{нар}) \cdot 4r_1^2 \cdot r_2 \cdot n) / (c_x F_{\Pi} \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot (r_2 - 2r_1)) * \\ * \left[\sum_{i=0}^{(n/4)-1} \sin \left((1 + 2i) \frac{\pi}{n} \right) \left(1 - \cos \left((1 + 2i) \frac{\pi}{n} \right) \right) \right]. \quad (2)$$

При использовании данной формулы система координат в плоскости входного отверстия выбирается так, чтобы точки крепления строп не попадали на оси системы координат. Последняя формула справедлива при числе строп парашюта, удовлетворяющем равенству: $n = 2^k$, где $k = 1, 2, 3, 4, 5, \dots$

Давление воздуха на высоте 120 км $p = 2,66 \cdot 10^{-3}$ Па, на высоте 100 км $p = 3,18 \cdot 10^{-2}$ Па, на высоте 90 км $p = 1,83 \cdot 10^{-1}$ Па, на высоте 80 км $p = 1,05$ Па (на уровне моря $p = 101325,0$ Па).

Предполагая введение в действие ТАУ на высоте порядка 120 км, то к высоте 80 км, где уже вероятно разрушение оболочки тора скоростным напором, как минимум, потребное давление внутри оболочки должно быть не ниже $p_{вн} = 1,05$ Па, если при этом не учитывать составляющие от усилий строп, сжимающие купол.

Выполним оценку потребного давления в торовой оболочке с учетом этих усилий.

Принимаем раскройный радиус купола площадью $F_{\Pi} = 1000 \text{ м}^2$ равным 17,84 м. Тогда радиус входного отверстия купола в наполненном состоянии будет примерно равным: $r_n = (r_2 - 2r_1) = 11$ м (крепление тора к кромке купола снаружи). Число строп парашюта принимаем равным $n = 16$. Принимаем коэффициент сопротивления парашюта с тором $c_x = 1$. Угол полуразвала строп при длине строп $l_c = 18$ м определится из соотношения $\alpha = \arcsin \frac{11}{18} = \arcsin(0,611) \approx 37^{\circ} 40'$. Радиус тора принимаем равным $r_1 = 0,5$ м. Тогда внешний радиус оболочки $r_2 = r_n + 2r_1 = 12$ м.

Расчеты, проведенные по формуле (2), показывают, что для высоты 120 км, где скоростной напор на скорости введения ТАУ в действие составляет $q = 0,742 \text{ н/м}^2$, напор, складывающий тор пополам, составит всего $q = 0,15 \text{ н/м}^2$.

Т.е. для повышения устойчивости тора складыванию необходимо обеспечить повышение внутреннего давления.

Если повысить его в 10 раз, т.е. до 10 Па, то в этом случае скоростной напор, складывающий тор пополам, составит $q = 1,432 \text{ н/м}^2$ и купол (при данном баллистическом напоре $q = 0,742 \text{ н/м}^2$) будет определенное время поддерживаться в раскрытом состоянии, пока, по мере погружения СА в более плотные слои атмосферы, скоростной напор набегающего потока не станет равным напору, при котором оболочка потеряет устойчивость.

Для оценки дальнейшего состояния необходимо проводить баллистические расчеты и контролировать изменение скоростного напора при торможении системы СА-парашют.

На рис. 3 представлены кривые изменения некоторых параметров атмосферы (давления и длины

свободного пробега молекул воздуха), а также результаты баллистических расчетов для системы СА–ПС с куполом площадью $F_{\Pi}=1000\text{м}^2$, имеющим коэффициент сопротивления совместно с торовой оболочкой $c_{\Pi}=1$ для спускаемого аппарата массой $m=2000\text{кг}$, снижающегося с высоты $H=120\text{км}$ до высоты $H=80\text{км}$, с начальной скоростью $V=7,822\text{км/с}$. Анализ кривых показывает, что для эффективного гашения скорости СА, например, до $V=4,24\text{км/с}$ с высоты 120км до высоты $H=80\text{км}$ с помощью тормозного аэродинамического устройства (тор+парашют) необходимо поддерживать тор в устойчивом состоянии в течение $t=585\text{с}$, до момента, когда скоростной напор станет равным $q=162,2\text{н/м}^2$.

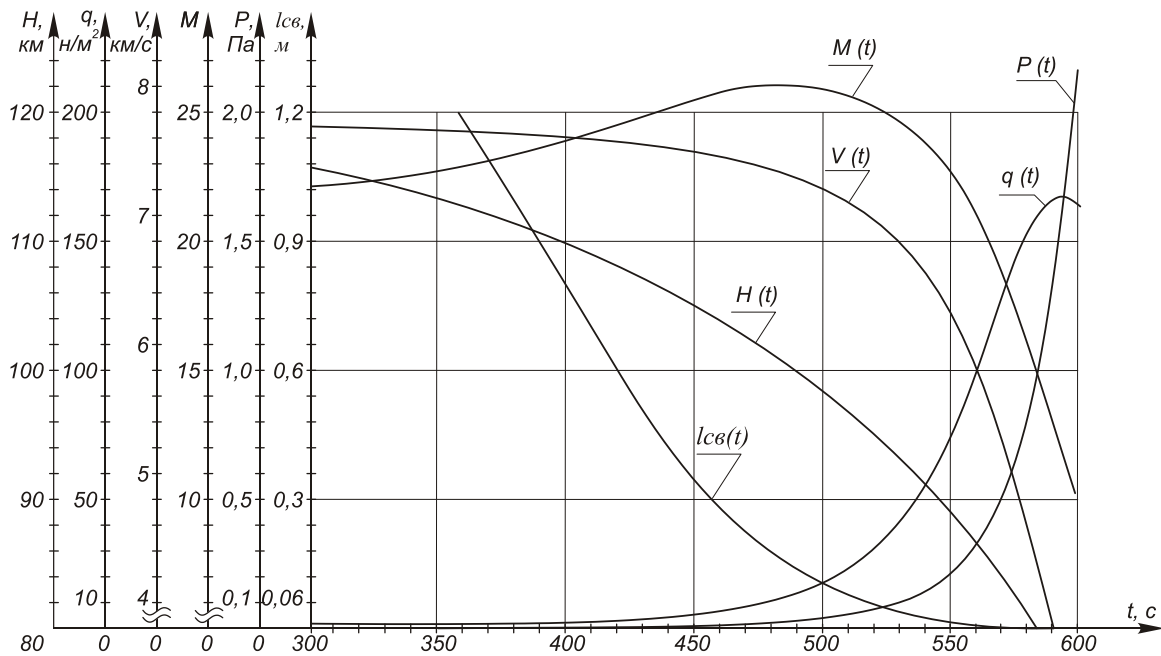


Рис. 3. Результаты баллистических расчетов движения системы СА-ПС-Тор

Анализ графика последней зависимости показывает, что для участка линии графика, где не существует натяжений T_2 , превышающих предельно допустимые напряжения для данного материала оболочки, торовая конструкция, с точки зрения прочности, должна функционировать нормально.

Перспективы дальнейших исследований состоят в оценке теплонпряженности трассы спуска системы до высот порядка 80км , с целью исследования температуры в критической точке торможения парашюта на кромке купола на наполняемых устройствах, а также распределения температур и тепловых потоков по поверхности купола.

Требуются также специальные исследования поведения моделей ТАУ с наполняемыми устройствами шар и тор в аэродинамической трубе под различными углами атаки при различных числах Фруда

Давление внутри тора по формуле (2) к этому моменту должно быть не ниже $q=1150\text{н/м}^2$.

Такое давление должно быть обеспечено либо на Земле, при укладке и монтаже тора совместно с парашютной системой, либо непосредственно в космосе специальной системой газонаполнения. По формуле (1), зная перепад давления и разрывное удлинение материала, можно подобрать материал пленки тора по условиям прочности тора. Используя формулу (1), после ее преобразования:

$$T_2 = r_2 \left[(p_{\text{вн}} - p_{\text{н}}) - \frac{T_1}{r_1} \right]$$

можно построить зависимость для натяжений тора во взаимно перпендикулярных направлениях при $(p_{\text{вн}} - p_{\text{н}}) = 1150\text{Па}$, $r_1 = 0,5\text{ м}$, $r_2 = 12\text{ м}$, рис. 4.

и Рейнольдса. В частности, весьма важными являются вопросы обеспечения как аэродинамической устойчивости системы объект-парашют (маятниковой и пульсационной), так и устойчивости конструкции (в смысле потери ею заданной геометрии).

Выводы

Рассмотрены вопросы введения в действие и поддержания в раскрытом состоянии высотных тормозных аэродинамических устройств. Предложена зависимость для оценки потери устойчивости тороидальной оболочки встроенной в кромку купола парашюта, что позволяет приблизительно определиться с выбором технических характеристик и параметров наполняемого устройства. Определены направления дальнейших исследований для подтверждения полученных теоретических результатов.

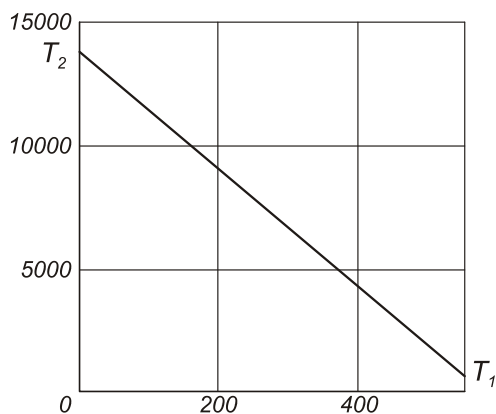


Рис. 4. Зависимость для натяжений тора, выраженных в ньютонах на метр, под действием перепада давлений

Литература

1. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 607 с.

2. Новый старый метод возвращения космических челноков [Электронный ресурс]. Интернет – сайт: Выпускники МИФИ. – Режим доступа: <http://www.mephi1996.ru/news.php?id=262>; http://rnd.cnews.ru/tech/news/line/index_science.html?2007/01/17/231750

3. Гаврилин В.В. Системы спуска с орбиты нового поколения [Электронный ресурс] / В.В. Гаврилин, И.В. Москатиньев // РАН. XXV Академические чтения по космонавтике 2001г. Секция №2. Проектирование и конструкция летательных аппаратов. – Режим доступа: [http://www.ihst.ru/personal/akm/sec2\(2001\).htm](http://www.ihst.ru/personal/akm/sec2(2001).htm)

4. Гувернюк С.В. Аэродинамика компоновок тел с сетчатыми экранами при гиперзвуковом обтекании [Электронный ресурс] / С.В. Гувернюк // РАН. XXVII Академические чтения по космонавтике 2003г. Секция №7. Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена. – Режим доступа: [http://www.ihst.ru/personal/akm/sec7\(2003\).htm](http://www.ihst.ru/personal/akm/sec7(2003).htm)

5. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Изд-во стандартов. 1981. – 179 с.

Поступила в редакцию 20.07.2009

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

МЕТОДИ ВВЕДЕННЯ В ДІЮ І ПІДТРИМКИ В РОЗКРИТОМУ СТАНІ ВИСОТНОГО ГАЛЬМОВОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО ПРИСТРОЮ

П.І. Іванов, Ю.Г. Мехоношин

Проблема зв'язана з реалізацією низькошвидкісного входу в щільні шари атмосфери, що забезпечує значно менш тверді режими по тепловому впливу на космічний апарат, що повертається в атмосферу Землі за допомогою гальмового аеродинамічного пристрою. Розглянуто питання введення в дію і підтримки в розкритому стані висотних гальмових аеродинамічних пристроїв, а також принципова можливість реалізації процесу гальмування на великих висотах. Запропоновано залежність для оцінки втрати стійкості тороїдальної оболонки, убудованої в крайку купола парашута, що дозволяє приблизно визначитися з вибором технічних характеристик і параметрів наповнюваного пристрою.

Ключові слова: висотний гальмовий аеродинамічний пристрій, парашут, введення в дію і розкриття.

METHODS OF THE ALTITUDE AERODINAMIC DECELERATOR DEPLOYING AND UPHOLDING IT IN A DEVELOPED CONDITION

P.I. Ivanov, Y.G. Mekhonoshin

The problem is connected with realization of low reentry velocity into thick atmosphere layers. It provides with less dangerous flight condition of reentry heating influence on return space vehicle with the help of decelerating parachute. The issues of the altitude aerodynamic decelerator deploying, upholding it in a developed condition end the principal possibility of the retarding process at high altitudes were considered. The dependence of the stability loss of the toroidal shelf installed into the parachute dome edge was presented for estimation. It allows to determine the choice of the filled device specifications approximately.

Key words: altitude aerodynamic decelerator, parachute, deploying, upholding.

Іванов Петр Иванович – д-р техн. наук, проф., ведучий спеціаліст по летнім испытанням парашютних і парапланерних систем, НІІ аероупругих систем, Феодосія, АР Крим, Україна, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.

Мехоношин Юрий Геннадьевич – головний конструктор ТАУ, помічник директора по НІР і ОКР, НІІ аероупругих систем, Феодосія, АР Крим, Україна.