

УДК 533.666.2:629.7

П.И. ИВАНОВ*Херсонский национальный технический университет, Украина***КОНУС СТРОПНОЙ СИСТЕМЫ ПАРАШЮТА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ**

Сегодня ощущается острая нехватка расчетных методов и методик, используемых для проектирования сверхзвуковых парашютных систем в силу ряда их специфических особенностей. В данной работе сделана попытка разработки методики численного расчета параметров сверхзвукового потока газа, обтекающего конус строп парашютной системы с тем, чтобы получить исходные данные для расчета и выбора в дальнейшем конструкционных материалов как для стропной системы, так и для всего парашюта в целом. Характер изменения кривых, полученных численными расчетами, не противоречит физическим представлениям о происходящих процессах. В дальнейшем предполагается выполнить оценку точности полученных результатов, сравнив их с данными экспериментов.

Ключевые слова: скачок уплотнения, парашют, стропная система, конус строп, проектирование.

Введение

Введение в действие парашютных систем (ПС) на сверхзвуковых скоростях обусловлено следующими задачами.

1. Необходимость максимально быстрой доставки объекта к удаленной цели и обеспечение требуемой скорости и угла подхода к цели к моменту приземления.

2. Необходимость обеспечения достаточного запаса высоты к моменту начала работы основной системы спасения.

3. Необходимость обеспечения устойчивой стабилизации объекта (космического спускаемого аппарата, информационной капсулы) при движении его как на сверхзвуковых, так и на дозвуковых режимах, например, с тем, чтобы обеспечить нормальный ввод в действие основной парашютной системы.

4. Необходимость длительного торможения в средах с малым аэродинамическим сопротивлением (например, в сильно разреженных атмосферах других планет) с целью обеспечения возможности нормального введения основного парашюта в действие по перегрузке.

5. В некоторых случаях сверхзвуковые ПС могут использоваться как противостопорные для отдельных конструкций сверхзвуковых самолетов в силу особенностей их аэродинамики, проявляющихся на критических режимах.

Качественное решение указанных выше задач требует разработки методов проектирования и летных испытаний ПС на сверхзвуковых скоростях.

Постановка проблемы

Стропные системы сверхзвуковых парашютных систем обычно рассчитываются на большие аэродинамические и термические нагрузки и поэтому изготавливаются из высокопрочных лент достаточно большой ширины.

В процессе раскрытия парашюта в зоне коуша строп, из-за большой плотности концентрации лент, образуется весьма плотный, непроницаемый для потока конус, частично перекрывающий входное отверстие купола парашюта и образующий аэродинамическую тень. А это препятствует поступлению потока под купол и задерживает процесс раскрытия парашюта.

Процесс раскрытия парашюта все же происходит благодаря появлению межстропного пространства ближе к кромке наполняющегося купола.

Очевидно, что в процессе раскрытия парашюта и увеличения диаметра наполняющегося купола, размеры плотного непроницаемого конуса уменьшаются, и он, захватывая вначале всю стропную систему, постепенно уменьшаясь в размерах, смещается к коушу парашюта. Размеры остаточного, плотного непроницаемого конуса определяются в процессе проектирования, исходя из геометрии купола и ширины лент стропной системы, и являются исходными данными в различных расчетах.

В последнее время, в связи с интенсивным развитием аэрокосмической техники существенно возросли требования к средствам и системам спасения, в частности, к аэродинамическим характеристикам парашютов, работающих на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Это, в свою очередь, требует совершенствования существующих и разработки

новых методов расчета характеристик с целью последующего внедрения их в процессы проектирования при обязательном обеспечении условия сохранения высокого уровня надежности функционирования парашютной системы.

Анализ последних исследований и публикаций показал, что ранее, с целью решения аналогичной задачи (в том числе и для парашюта), уже проводился ряд экспериментальных исследований [1-10].

Целью настоящей работы является построение расчетной методики расчета параметров газа при обтекании сверхзвуковым потоком конуса строп парашютной системы и обсуждение результатов, полученных при различных начальных условиях. Дальнейшие усилия должны быть сконцентрированы на экспериментальной проверке и оценке точности расчетной методики.

Основная часть

Для расчета характеристик установившегося движения парашюта в сверхзвуковом режиме необходим предварительный расчет параметров газового потока на плотном непроницаемом конусе строп. Они будут исходными данными для дальнейшего расчета параметров потока на всей стропной системе, куполе и парашюте в целом.

Расчет скорости на поверхности конуса выполняется численным методом по классическим формулам аэродинамики [1-3] с учетом гипотезы конического течения и присоединенного к коушу строп косоуго скачка уплотнения (СУ).

Гипотеза о коническом течении позволяет свести систему дифференциальных уравнений в частных производных к системе обыкновенных дифференциальных уравнений, что делает возможным получение достаточно простых расчетных формул для компонент скорости в зоне возмущения потока.

Здесь в качестве базовой основы используется система уравнений аэродинамики, записанная в сферической системе координат [1-3]:

– уравнение неразрывности, записанное для условия, что в возмущенной области (между конусом и СУ) устанавливается термодинамическое равновесие;

– система уравнений для двухмерного конического течения;

– уравнение Лапласа для скорости звука.

В итоге задача об обтекании плотного, непроницаемого конуса строп сводится к кинематической задаче, связанной с определением поля скоростей в возмущенном потоке около конуса, т.е. с отысканием результирующего вектора скорости и его компонент, включая и поверхность самого конуса.

Задача решается достаточно просто любым из

конечно-разностных методов.

Составлена программа, позволяющая выполнять оценку скорости потока на конусе строп.

При этом, задаваясь углом наклона СУ и скоростью потока (числом Маха на бесконечности), за несколько итераций удается выйти на заданную величину угла полураствора конуса строп, определить параметры потока в зоне возмущения и на самом конусе строп.

А это уже позволяет рассчитать параметр потерь давления в СУ, температуру, давление, плотность на поверхности конуса строп, а также коэффициент давления, который одновременно является и коэффициентом волнового сопротивления конуса строп.

Анализ результатов исследований по численным расчетам.

На рис. 1, 2 представлены результаты расчетов, выполненных по разработанной программе для режима установившегося горизонтального полета сверхзвукового парашюта, буксируемого на длинном звене за летательным аппаратом ($M_\infty = 3,339$; $\lambda_\infty = 2,035$).

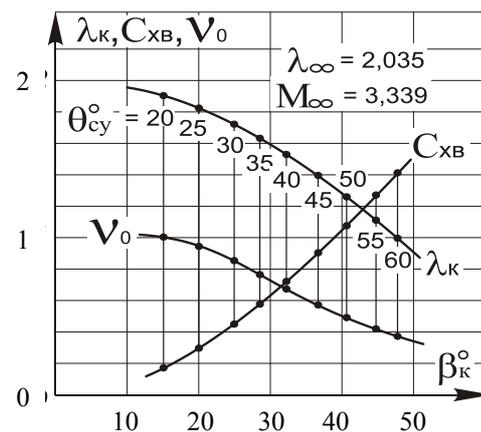


Рис.1. Зависимость относительной скорости λ_k потока на конусе, коэффициента волнового сопротивления $C_{хв}$ и параметра v_0 от величины угла полураствора конуса строп β_k^0 .

С увеличением угла конуса (угла полураствора) строп β_k^0 относительная скорость потока λ_k на конусе (равная отношению скорости потока к критической скорости звука) падает достаточно круто за счет изэнтропического сжатия за скачком уплотнения при повороте потока в зоне возмущения перед конусом строп. На кривой $\lambda_k = f(\beta_k^0)$ точками выполнена разметка соответствующих углов косоуго СУ $\theta_{су}^0$, что дает больше информации о картине процесса. Вертикальными линиями, параллель-

ными оси ординат, эти точки могут быть перенесены и на другие кривые (рис. 1, 2).

Параметр v_0 (равный отношению давления торможения с учетом потерь в СУ на ударное сжатие к давлению торможения без учета потерь в СУ) также монотонно падает с увеличением угла конуса строп β_k^0 . Коэффициент давления при сверхзвуковом обтекании, равный коэффициенту волнового сопротивления конуса $c_{xв}$, весьма интенсивно возрастает с увеличением угла конуса строп.

На рис. 2 представлены зависимости относительного давления на конусе строп \bar{P} (равного отношению давления на конусе строп к давлению в невозмущенном потоке), относительной плотности на конусе строп $\bar{\rho}$ (равной отношению плотности потока на конусе строп к плотности в невозмущенном потоке), относительной температуры на конусе строп \bar{T} (равной отношению температуры на конусе строп к температуре невозмущенного потока) от угла конуса строп β_k^0 и угла наклона СУ θ_{cy}^0 к вектору скорости набегающего потока.

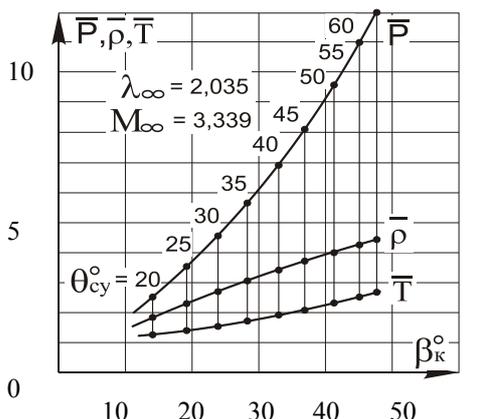


Рис. 2. Зависимость параметров $\bar{P}, \bar{\rho}, \bar{T}$

от величины угла полураствора конуса строп β_k^0

Наиболее интенсивно, с увеличением угла конуса строп возрастает относительное давление. Относительная плотность и температура также возрастают, но уже не так интенсивно, как относительное давление.

Представлялось также весьма интересным исследовать изменения перечисленных выше параметров для заданного конкретного значения угла отклонения СУ $\theta_{cy}^0 = 25$, но при различных значениях скорости набегающего потока.

В данных расчетах относительная скорость набегающего потока изменялась в пределах: $\lambda_\infty = 1,827 - 2,248$ ($M_\infty = 2,6 - 5,18$).

На рис. 3, 4 представлены результаты этих численных исследований.

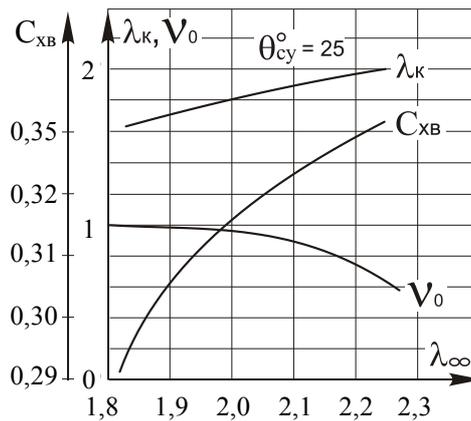


Рис. 3. Зависимость параметров $c_{xв}, \lambda_k, v_0$ от величины относительной скорости потока на бесконечности λ_∞ при заданном значении угла наклона скачка уплотнения $\theta_{cy}^0 = 25$

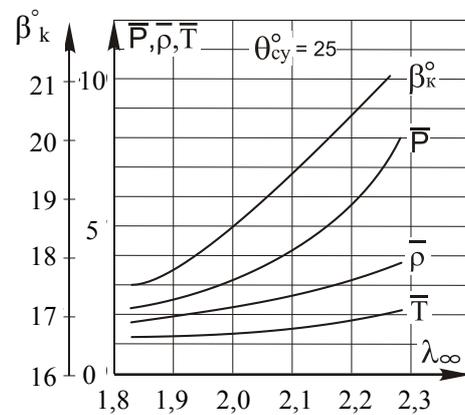


Рис. 4. Зависимость параметров $\beta_k^0, \bar{P}, \bar{\rho}, \bar{T}$ от величины относительной скорости потока на бесконечности λ_∞ при заданном значении угла наклона скачка уплотнения $\theta_{cy}^0 = 25$

С увеличением скорости набегающего потока коэффициент волнового сопротивления $c_{xв}$ возрастает, возрастает также и относительная скорость потока λ_k на конусе. Параметр v_0 в начале изменяется незначительно, но, уже начиная с $\lambda_\infty = 2$, его уменьшение становится весьма заметным.

На рис. 4 представлены зависимости относительного давления на конусе строп \bar{P} , относительной плотности на конусе строп $\bar{\rho}$, относительной температуры на конусе строп \bar{T} , угла конуса строп β_k^0 от скорости набегающего потока.

Наиболее интенсивно, с увеличением скорости (при заданном конкретном значении угла наклона СУ $\theta_{cy}^0 = 25$), возрастает относительное давление.

Относительная плотность и температура также

возрастают, но уже не так интенсивно, как относительное давление. Возрастает также и угол конуса строп с ростом скорости для заданного значения угла наклона СУ: $\theta_{\text{СУ}}^0 = 25$.

Заключение

Характер изменения кривых, полученных численными расчетами, не противоречит физическим представлениям о происходящих процессах.

Нужно отметить, что полученные теоретические результаты пока не проверялись на точность соответствия их эксперименту по той причине, что сегодня сделать это практически не представляется возможным.

Однако при появлении такой возможности будет сделана проверка и выполнена оценка точности полученных результатов.

Тем не менее, сегодня, учитывая острую потребность в начальных и исходных данных для проведения расчетов, программа используется автором в процессе проектирования для приближенной оценки параметров течения потока на конусе строп и выдаче рекомендаций при выборе соответствующих конструкционных материалов для сверхзвуковых парашютов.

Литература

1. Краснов, Н.Ф. *Аэродинамика* [Текст] / Н.Ф. Краснов. – М.: «Высшая школа», 1971. – 630 с.
2. Меньшиков, В.И. *Аэродинамика* [Текст] / В.И. Меньшиков. – Харьков: ХВКИУ, 1969. – 239 с.
3. Ферри, А. *Аэродинамика сверхзвуковых течений* [Текст] / А. Ферри. – М.: ГИТТЛ, 1953. – 463 с.
4. Лойцянский, Л.Г. *Механика жидкости и газа* [Текст] / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1970. – 904 с.
5. Липман, Г.В. *Введение в аэродинамику сжимаемой жидкости* [Текст] / Г.В. Липман, А.Е. Пакет. – М.: ИИЛ, 1949. – 340 с.
6. Хилтон, У.Ф. *Аэродинамика больших скоростей* [Текст] / У.Ф. Хилтон. – М.: ИИЛ, 1955. – 504 с.
7. Гошек, И. *Аэродинамика больших скоростей* [Текст] / И. Гошек. – М.: ИИЛ, 1954. – 547 с.
8. Сергель, О.С. *Прикладная гидрогазодинамика* [Текст] / О.С. Сергель. – М.: Издательство «Машиностроение», 1981. – 375 с.
9. Хлебников, В.С. *Исследование аэродинамического сопротивления системы груз-крестообразный парашют при транс- и сверхзвуковых скоростях полета* [Текст] / В.С. Хлебников, П.Г. Цыганов // Сб. докладов НТК НИИ АУ. – Вып.8. – Феодосия, 1983. – С. 8–12.
10. Иванов, П.И. *Методика № 16203.52-02 летных испытаний сверхзвуковых парашютных систем* [Текст] / П.И.Иванов. – Феодосия: НИИ АУС, 2002. – 41 с.

Поступила в редакцию 10.04.2013, рассмотрена на редколлегии 24.04.2013

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

КОНУС СТРОПНОЇ СИСТЕМИ ПАРАШУТА В НАДЗВУКОВОМУ ПОТОЦІ

П.І. Іванов

Сьогодні відчувається гостра недостача розрахункових методів і методик, використовуваних для проектування надзвукових парашютних систем у силу їхнього ряду специфічних особливостей. У даній роботі зроблено спробу розробки методики чисельного розрахунку параметрів надзвукового потоку газу, що обтікає конус строп парашютної системи для того, щоб одержати вихідні дані для розрахунку і вибору надалі конструкційних матеріалів як для стропної системи, так і для всього парашута в цілому. Характер зміни кривих, отриманих чисельними розрахунками, не суперечить фізичним представленням про процеси, що відбуваються. Надалі передбачається виконати оцінку точності отриманих результатів, порівнявши їх з даними експериментів

Ключові слова: стрибок ущільнення, парашут, стропна система, конус строп, проектування.

CONE OF SLINGS SYSTEM OF A PARACHUTE IN A SUPERSONIC STREAM

P.I. Ivanov

Today the acute shortage of settlement methods and the techniques used for design of supersonic parachute systems owing to their number of specific features is felt. In this work attempt of development of a technique of numerical calculation of parameters of a supersonic stream of the gas which is flowing round a cone a sling of parachute system to obtain basic data for calculation and a choice further of constructional materials both for slings system, and for all parachute as a whole is made. Nature of change of the curves received by numerical calculations, doesn't contradict physical ideas of occurring processes. Further it is supposed to execute an assessment of accuracy of the received results, having compared them to data of experiments.

Keywords: consolidation jump, parachute, slings system, cone sling, design.

Іванов Петр Иванович – д-р техн. наук, проф., Феодосійський факультет ХНТУ, Феодосія, Україна, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.