

文章编号: 1001-2486 (2002) 03-0004-05

## 充气式防热罩再入轨道设计\*

夏刚, 程文科, 秦子增

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

**摘要:** 充气式防热罩是最近几年才出现的新型航天回收技术, 为各种轨道航天器的回收提供了简单、可靠、经济的途径, 有望逐渐取代降落伞在回收系统中的地位。合理选择防热罩外形, 用 CFD 方法计算了防热罩以亚、跨、超声速飞行时的阻力特性, 并与工程估算方法作对比。分别采用单次和二次充气方案, 完成了 90kg 货舱安全着陆的再入轨道设计。在对两种充气减速方案的再入轨道进行比较分析之后指出: 对于回收同样重量的货舱, 二次充气方案在保证减速效果的前提下大幅度减轻了防热系统设计的负担, 是理想的 ITS 再入减速方案。

**关键词:** 充气式航天结构; 防热罩; 航天回收系统; 气动减速; 再入轨道

**中图分类号:** V211.4   **文献标识码:** A

## Re-entry Trajectory Design of Inflatable Thermal Shield

XIA Gang, CHENG Wen-ke, QIN Zi-zeng

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The newly developed Inflatable Thermal Shield (ITS) technology offers a simple, reliable and economical way to recover various vehicles from orbits and is therefore possible to be a substitute for parachute systems in the future. The selection of the aeroshell shape for the ITS recovery system is discussed. CFD methods are used to predict the subsonic, transonic and supersonic aerodynamics of the selected shape and compared with the Newtonian hypersonic estimation. The single-stage and two-stage inflation schemes are examined with the calculation of a 90kg cargo's re-entry trajectory, the latter is shown to possess better combination of deceleration and thermal protection and is therefore the ideal ITS re-entry scheme.

**Key words:** inflatable aerospace structure; thermal shield; aerospace recovery system; aerodynamic decelerator; re-entry trajectory

充气式防热罩 (ITS) 又称充气式再入与降落技术 (IRDT)<sup>[1,2]</sup>, 是俄罗斯率先研制的新型航天回收技术。2000 年进行了 IRDT 技术演示验证试验, 并取得初步成功。

ITS 突出的优点是耐高温、质量轻、发射成本低和可靠性高。目前国际航天界越来越多的人开始关注这项新技术并开展了不同程度的研究工作, 其中比较有代表性的是俄罗斯和美国。与传统的回收系统不同的是, ITS 由耐高温编织物折叠包裹在返回载荷外围形成防热罩, 在进入大气前充气成型, 以倒锥外形包裹保护返回载荷并有效地进行气动减速, 下降过程中根据需要可数次充气以增加迎风阻力面积, 最后以安全着陆速度撞击陆地或溅落海中。

ITS 技术为低成本发射以及回收各种空间飞行器开辟了广阔的前景, 对于我国未来的航天事业尤其具有重要意义。开展 ITS 技术的总体方案论证预研工作的内容包括结构设计、轨道分析、气动加热与热防护、折叠与包装技术以及应用需求分析等方面。其中再入轨道的分析是防热系统设计的前提, 也是结构设计是否合理的主要检验步骤。

文章的目的是希望通过再入轨道的初步分析, 检验 ITS 外形尺寸选择是否满足安全着陆需求。

### 1 ITS 外形与充气方案

如何合理选择 ITS 外形, 包括处于折叠状态和充气状态的两种结构, 需要针对回收任务的具体需

\* 收稿日期: 2002-01-21

作者简介: 夏刚 (1975—), 男, 博士生。

求进行分析。折叠时的外形要求体积尽可能小，便于装配和运输，并最大限度地节省发射运载时的有效载荷空间。而展开后的外形则需要综合考虑气动阻力、气动加热和稳定性等因素。充气式防热罩从椭圆轨道近地点开始进入地球大气的整个飞行过程中不受升力作用，属于典型的弹道式再入过程。ITS 在再入之前就已经充气成型，因此研究充气后的 ITS 外形是再入轨道设计要考虑的重点。

ITS 作为一种航天回收系统，外形设计的要求具体而言包括以下几方面的内容。首先必须满足减速要求，即要求阻力特性能够使 ITS 再入大气过程中迅速减速，最终以设计许可的速度安全着陆。其次是稳定性和气动加热的要求，弹道式再入过程气动加热比较严重，因此希望 ITS 尽可能保持零攻角飞行姿态，以减小受到严重气动加热的物面面积，从而减轻防热系统设计的负担。ITS 的稳定性除了保持零攻角飞行姿态以外，还要求在进入大气层（或稠密大气）之前使 ITS 的防热结构稳定在迎风方向。ITS 刚脱离原轨道转至再入轨道后，一开始要经历自动调整姿态的过程，希望系统能够在短时间内能稳定到预定的姿态。因此 ITS 的稳定性不但要满足正向静稳定和反向静不稳定条件，而且要具有良好的动稳定性。

### 1.1 迎风面外形

球头锥被大量用于地球再入和行星进入的飞行器迎风面外形，例如“阿波罗”返回舱、“海盗”号飞船、“火星探路者”、“伽利略”号探测器<sup>3]</sup>以及 ITS 的前身——附着式充气减速器（AID）<sup>4,5]</sup>。锥面半顶角的大小需折衷考虑阻力特性、气动加热与稳定性等因素。较大的半顶角意味着头部更钝，增大阻力系数并改善了气动加热环境；而较小的半顶角（头部较尖）可以获得更好的稳定性。大气的密度直接影响阻力的大小，因此进入不同行星大气的飞行器其锥面半顶角也是不同的。因此在将 ITS 用于地球再入任务时，应参考地球再入飞行器的设计先例，特别是 AID 和“阿波罗”返回舱的外形设计。45°半顶角兼顾了稳定性和气动加热的要求，同时阻力特性适中，可以作为初步的设计方案。

球头与尖头相比，对阻力系数影响不大，但因为驻点热流密度与头部曲率半径的平方成反比，因此前者极大地改善了头部的气动加热环境。然而头部钝化的负面效应使轴向静稳定性降低，因此头部的钝度选择需要综合气动加热与静稳定性这两个因素。“伽利略”号探测器采用了  $R_n/D = 0.25$  的比例，其中  $D$  是最大截面直径， $R_n$  是头部曲率半径。鉴于 AID 以及俄罗斯的 IRDT 演示舱都采用类似的比例，ITS 的头部外形也沿用相似的尺寸关系。

与 AID 一样，ITS 的最大截面处安装了凸出锥面的扰流环。扰流环本身就是充气圆管，与内嵌的其他充气圆管和直管共同起着支撑骨架的作用。扰流环凸出锥面的有两个目的：一是增大气动阻力，二是改善亚跨声速飞行时的动稳定性。

如何确定最大截面积，需要从弹道设计来考虑。引入弹道系数的概念：

$$B = \frac{M}{C_D A}$$

初步假定 ITS 总重  $M = 90\text{kg}$ ，阻力系数  $C_D$  约为 1.0，初始再入点条件为： $V_e = 7900\text{m/s}$ ， $H_0 = 150\text{km}$ ， $\theta_0 = -3^\circ$ 。图 1 比较了用 3 自由度弹道方程计算的不同弹道系数条件下的着陆速度。从着陆速度—弹道系数曲线看出，着陆速度随弹道系数的减小而减小，如果要求着陆速度不超过  $10\text{m/s}$ ，弹道系数应小于 6。因此 ITS 最大截面积  $A$  应为  $15\text{m}^2$  左右，相应最大截面处直径约为  $4.37\text{m}$ 。

### 1.2 背风面外形

ITS 的背风面为喇叭形空腔，主要出于充气机理和结构设计方面的考虑，同时该外形还有利于正向静稳定和反向静不稳定，避免发生倒向再入的危险情况。即使再入初期 ITS 翻转，出现倒向飞行的情况，

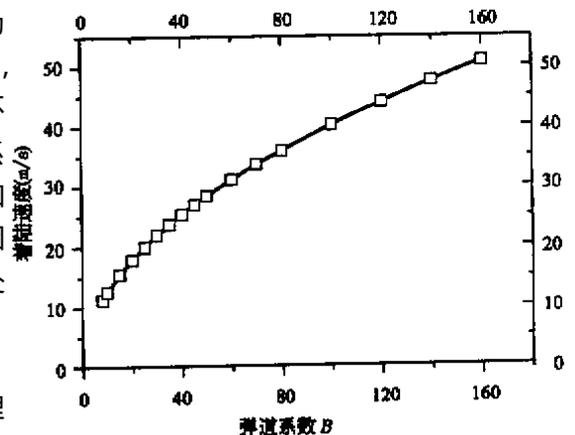


图 1 弹道系数与着陆速度变化关系

Fig.1 Ballistic coefficient required for different land speeds

由于此时重心远在压心后，ITS 极不稳定，气动力矩将促使它迅速恢复到正向飞行的稳定姿态。

### 1.3 充气方案

ITS 的充气过程有单次充气 and 二次充气两种备选方案。所谓二次充气是指再入前第一次充气至较小尺寸，当减速至亚声速或更低速度时再次充气至全尺寸。二次充气的优点是大大降低对防热系统的要求，并仍然保留了比较理想的减速效果。

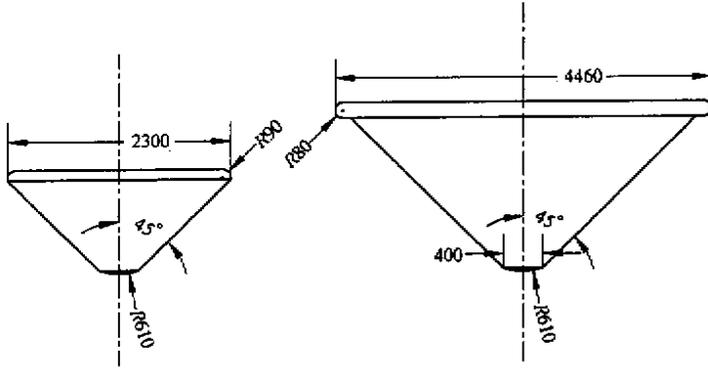


图 2 一、二级充气外形

Fig.2 Configurations of the first and the second inflation stage

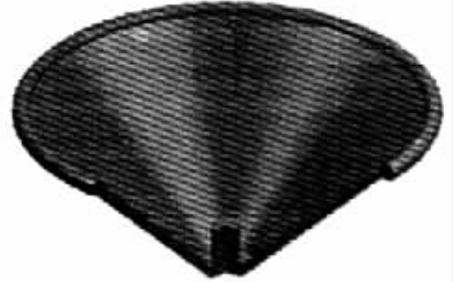


图 3 充气后的 ITS 外形

Fig.3 The fully deployed ITS

综上所述，ITS 外形初步确定为图 2、3 所示的倒球锥外形。其中左右两种尺寸分别对应二次充气方案的一级充气外形和二级充气外形。

## 2 大气模型

返回舱再入地球大气后，在大气阻力和重力的作用下，要经过自由分子流、过渡流和连续流区，最后到达地面。因此，研究大气参数及其变化对于准确预测再入轨道与气动加热具有极其重要的意义。

ITS 的再入问题发生在 150km 以下的大气层，假定 ITS 阻力系数为 1.0，参考面积为  $4.155\text{m}^2$ ，从大气密度变化可以粗略估计 ITS 所受的阻力与重力的比例关系。从表 1 可见，自 90km 以下，气动阻力作用逐渐接近并超过重力，成为支配再入轨道的主要作用力。但在 90km 以上大气中，气动阻力非常小，在轨道初步计算中可以忽略。因此，在 ITS 方案设计阶段，可以采用建立在平均意义上的 1976 年美国标准大气模型<sup>[6]</sup>中从 0~90km 的部分。

表 1 不同高度下的 ITS 气动阻力

Tab.1 ITS aerodynamic drag at difference altitudes

高度 (km)	密度 ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	速度 (m/s)	气动阻力 (N)	阻力/重力
150	$2.075\text{e}-9$	7800	$2.60\text{e}-1$	$2.4\text{e}-4$
90	$3.417\text{e}-6$	7700	$4.21\text{e}+2$	0.39
85	$8.220\text{e}-6$	7600	$9.86\text{e}+2$	0.92
80	$1.846\text{e}-5$	7500	$2.16\text{e}+3$	2.0
50	$1.027\text{e}-3$	4000	$3.41\text{e}+4$	316.1

文献 7 给出了计算 0~86km 大气参数的近似公式，86~90km 部分由该公式外推得到。ITS 的轨道计算将采用该文献的指数分布密度模型。

## 3 气动阻力计算

根据上节的讨论，ITS 在 86km 以上高度飞行时阻力与重力相比很小，在轨道初步设计阶段可以

忽略。因此作出如下假设：从 150km 到 86km 的高度范围内 ITS 的阻力系数  $C_D = 0$ 。大致从 86km 直至 50km 左右仍属于从自由分子流向连续流过渡的范围，称为过渡流区。经过过渡流区之后就进入连续流区域。目前连续流区的实验和计算手段都已经发展得比较成熟，而过渡流区的计算主要依赖于桥函数法和 DSMC 方法<sup>[8]</sup>。过渡流区的阻力系数介于自由分子流与连续流之间，且大气密度很低，因此用高超声速流的阻力系数来近似表示该区域的阻力特性应该不会给最后的着陆速度带来大的误差。下面分别通过工程估算和 CFD 方法计算连续流区域的阻力系数。

典型的高超声速气动工程估算方法是牛顿流的李斯修正公式<sup>[7]</sup>，用该方法得到一级充气外形的阻力系数为 0.93，二级充气外形的阻力系数为 1.03。ITS 的底部空腔是流动的大分离区，平均压力将低于来流静压，即 ITS 的背风面不满足牛顿流的  $C_p = 0$  假设，而是  $C_p < 0$ 。因此用牛顿流计算的阻力系数偏小，但这两个参数可以作为 CFD 计算的参考。

ITS 背风面的空腔使背风区流动产生大分离，流动形态非常复杂。目前的 CFD 方法很难准确预测处于大分离区的底部阻力，通常是采取迎风面阻力加底部修正的做法。本文只研究零攻角飞行时的阻力特性，因此采用轴对称的 NS 方程组来模拟不同来流马赫数条件下的 ITS 绕流流场。严格说来 0km 和 20km 高度的流场  $Re$  数相差较大，因此除了模拟不同马赫数以外还应该模拟相应高度下的  $Re$  数。考虑到到目前的实验结果来看，不同  $Re$  数下的阻力系数差距在本文的轨道计算可以接受的范围内，因此下面 CFD 计算得出的阻力系数只是马赫数的单值函数。计算中采用二阶迎风格式和隐式迭代过程<sup>[9]</sup>，湍流模型采用两方程的 RNG  $k - \epsilon$  模型<sup>[10]</sup>。图 4 是  $Ma_\infty = 2.4$  时的流线和压力分布。图 5 显示了经过底部压力修正后的 ITS 阻力特性。

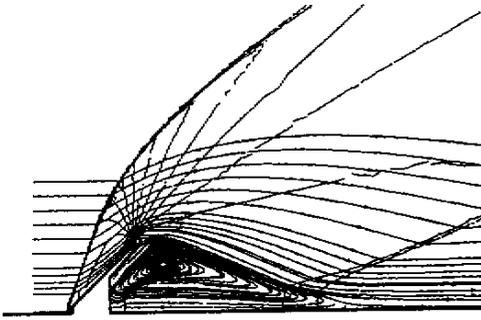


图 4  $Ma_\infty = 2.4$  时绕 ITS 流场的流线和等压线

Fig.4 Mach number pressure contours:  $Ma_\infty = 2.4$

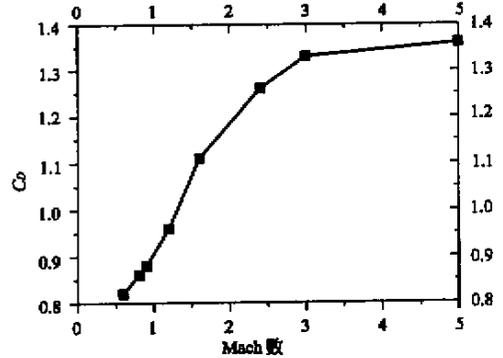


图 5 CFD 计算获得的 ITS 阻力特性

Fig.5 Drag predictions of ITS from CFD

## 4 再入轨道计算

充气式防热罩的再入段是指从 150km 高度的近地点开始再入大气层这段飞行过程，由于飞行时间较短且用于初步计算，可作如下简化假设：

(1) 防热罩以任意姿态进入大气层，由于其静稳定性与动稳定性，能够在很短的时间内稳定到零攻角飞行姿态，因此假定 ITS 在再入过程一开始就以零攻角正面迎风飞行，且整个再入段都保持该姿态，即只受到阻力作用而升力为零。

(2) 防热罩的纵轴始终处在由再入点起始参数矢径  $r_0$  和速度  $v_0$  所决定的平面内，整个再入段运动为一平面运动。

(3) 在二次充气方案中，忽略第二级充气的过程，即瞬时完成从一级外形到二级外形的转变。

在上述假设下，ITS 弹道式再入，其控制方程为二维的弹道方程<sup>[11]</sup>，可用 Runge-Kutta 法求解。

沿用 1.1 节的再入点初始条件，用二维再入弹道方程计算两种充气方案在相同初始条件下的再入弹道，如图 6。单次充气方案的最大截面积为  $15.316\text{m}^2$ ，二次充气方案的一、二级的最大截面分别为

4.155 m<sup>2</sup> 和 15.316m<sup>2</sup>。计算中还研究了在 40km、30km 和 20km 高度开始二级充气对着陆速度的影响。计算中发现两点有意义的结论：在 20km 到 40km 的高度区间，二次充气所在的高度对着陆速度影响几乎可以忽略，原因是着陆速度主要受最终段弹道的影响；同理，二次充气与单次充气的着陆速度几乎相等。

在相同高度的大气中，二次充气方案的 ITS 飞行速度比单次充气方案高，相应的表面的热流率也高，局部气动加热更严重。但是前者暴露在气动加热环境中的表面积只相当于后者的 27%，大大降低了对防热材料和系统设计的要求，因此二次充气是比较理想的减速方案。

## 5 结论

二次充气方案与单次充气方案相比，在几乎完全保留了后者的减速效果的前提下，大大减小了暴露在气动加热环境中的表面积，减轻了系统防热结构设计的负担，从而减轻了整个回收系统的重量。

二次充气方案给结构设计带来很大灵活性，通过调整一、二级充气外形的尺寸比例，可以在一定范围内改变着陆速度以及气动加热环境。

对于有凸起的绕流环以及底部存在大空腔的 ITS 结构，用工程估算方法求得的高超声速阻力特性过于粗略，并且缺乏合适的亚、跨声速估算方法。文章采用 CFD 方法模拟了 ITS 的亚、跨、超流场，由于底部空腔流场的复杂性，计算获得的阻力系数需要经过适当修正。其中超声速的底部修正有实验依据，而亚、跨声速的 ITS 阻力特性暂未找到合适的验证手段，因此这部分的阻力系数的正确性还有待进一步地评估。

充气式防热罩回收系统是一项新型回收技术，对该系统的总体设计论证工作涉及结构、材料、气动等多学科的内容。文章从气动计算和轨道设计结合的角度，初步讨论了 ITS 二次充气方案再入地球大气的可行性，并获得许多典型的 ITS 再入弹道和其他一些有意义的结论，为后续的再入气动加热和防热系统设计奠定了基础。

## 参考文献：

- [1] Marraffa L, Kassing D, Baglioni P, et al. Inflatable Re-entry Technologies: Flight Demonstration and Future Prospects [J]. ESA Bulletin, 2000, 103: 78-85.
- [2] 夏刚, 秦子增, 张晓宁. 充气防热罩技术发展现状 [J]. 导弹与航天运载技术, 2002, (1): 19-24.
- [3] Mitcheltree R A, Moss J N, Cheatwood F M, et al. Aerodynamics of the Mars Microprobe Entry Vehicles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3): 392-398.
- [4] Faurote G L, Burgess J L. Thermal and Stress Analysis of an Attached Inflatable Decelerator (AID) Deployed in the Mars Earth Atmospheres [R]. NASA-CR-111920, 1971.
- [5] William D Deveikis, James Wayne Sawyer. Static Aerodynamic Characteristics. Pressure Distributions and Ram-air Inflation of Attached Inflatable Decelerator Models at Mach 3.0 [R]. NASA-TN-5816, 1970.
- [6] 任现森, 钱志民. US Standard Atmosphere. (1976) [M]. 北京: 科学出版社, 1982.
- [7] 瞿章华, 刘伟, 曾明等. 高超声速空气动力学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999.
- [8] 王希季. 航天器进入与返回技术 (上) [M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [9] 王承尧, 王正华, 杨晓辉. 计算流体力学及其并行算法 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999.
- [10] Yakhot V, Orszag S A. Renormalization Group Analysis of Turbulence: I Basic Theory [J]. Journal of Scientific Computing, 1986, (1): 1-51.
- [11] 贾沛然, 沈为昇. 弹道导弹弹道学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1982.

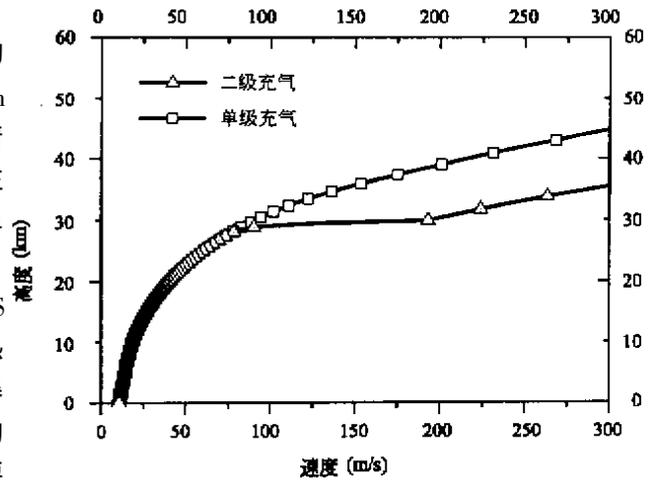


图6 单次、二次充气方案的再入弹道比较

Fig.6 Single-stage and two-stage inflation re-entry trajectory comparison



