



# 航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

中国科技核心期刊

## 充气圆环外径尺寸对充气式减速器结构受力特性的影响

邹宇尘 薛齐文 王刚

### Effect of outer diameter size of inflatable tour on structural mechanical characteristics of inflatable decelerator

ZOU Yuchen, XUE Qiwen, WANG Gang

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2024034>

#### 您可能感兴趣的其他文章

##### Articles you may be interested in

##### 充气式再入与减速系统用柔性热防护材料高焓风洞试验研究

High enthalpy wind tunnel test of flexible thermal protection system for inflatable reentry and descent vehicle  
航天器环境工程. 2020, 37(2): 184–190 <https://doi.org/10.12126/see.2020.02.014>

##### 面向降落伞高空开伞的充气式钝锥阻力体气动构型仿真研究

Simulation of variant inflatable aerodynamic configurations for parachute deployment test at high attitude  
航天器环境工程. 2021, 38(5): 527–533 <https://doi.org/10.12126/see.2021.05.006>

##### 考虑压电耦合的空间充气展开结构频响特性分析

Frequency response analysis of space inflatable deployable structure with consideration of piezoelectric coupling  
航天器环境工程. 2022, 39(4): 333–339 <https://doi.org/10.12126/see.2022.04.001>

##### 充气式月球居住舱蒙皮结构设计及其材料研究进展

Review on the structural design and materials of covers for inflatable lunar habitat  
航天器环境工程. 2021, 38(6): 715–722 <https://doi.org/10.12126/see.2021.06.016>

##### 空气舵气动力脉动压力结构耦合响应分析

Analysis of aerodynamic force–fluctuating pressure–structure coupled response for air rudder  
航天器环境工程. 2020, 37(3): 235–239 <https://doi.org/10.12126/see.2020.03.004>

##### 棱台式柔性外形气动力热环境仿真研究

Simulation of aerodynamic force and heat flux distributions for prismatic flexible aeroshell  
航天器环境工程. 2020, 37(3): 264–268 <https://doi.org/10.12126/see.2020.03.009>

# 充气圆环外径尺寸对充气式减速器结构受力特性的影响

邹宇尘, 薛齐文\*, 王刚

(大连交通大学 交通工程学院, 大连 116028)

**摘要:** 充气式减速器在高超声速减速过程中承受巨大的气动力和气动热载荷。为优化充气式减速器在复杂载荷下的受力特性, 以 NASA 的 IRVE-3 项目为原型, 建立 4 种充气圆环外径尺寸的充气式减速器模型, 开展  $Ma=5$  飞行条件下的单向流-固-热耦合分析, 对比气动力载荷、气动热载荷和两载荷叠加等情况下, 充气圆环外径尺寸对充气式减速器受力特性和温度分布的影响。结果表明: 充气圆环的外径越小, 充气式减速器的整体变形越小, 温度越高, 隔热层应力越高; 外径越大, 充气圆环的应力集中越明显。可见, 过大或过小的充气圆环外径尺寸对充气式减速器的受力特性均有负面影响, 减速器设计中须针对具体对象综合考量确定。以上研究结果可为未来的充气式减速器设计提供参考。

**关键词:** 充气式减速器; 充气圆环; 数值模拟; 气动力; 气动热; 流-固-热耦合

中图分类号: V475.9

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2024)05-0545-08

DOI: 10.12126/see.2024034

## Effect of outer diameter size of inflatable tour on structural mechanical characteristics of inflatable decelerator

ZOU Yuchen, XUE Qiwen\*, WANG Gang

(School of Transportation Engineering, Dalian Jiaotong University, Dalian 116028, China)

**Abstract:** Inflatable decelerator is subject to significant aerodynamic and aerothermal loads during hypersonic deceleration. To optimize the mechanical characteristics of inflatable decelerator under complex loads, four inflatable decelerator models with different sized outer diameter inflatable tours were established based on NASA's project IRVE-3. A unidirectional fluid-solid-thermal coupling analysis under  $Ma=5$  flight condition was carried out. The effects of the outer diameter size of inflatable tours on the mechanical characteristics and temperature distribution of the inflatable decelerator under aerodynamic, aerothermal, and superimposed loads were compared. The results show that the smaller the outer diameter of the inflatable tour is, the smaller the overall deformation, the higher the temperature, and the higher the stress in the thermal protection layer. The larger the outer diameter is, the greater the stress concentration of the inflatable tour. It indicates that either too large or too small size of the outer diameter of inflatable tours has a negative impact on the mechanical characteristics of the inflatable decelerator. The proposed study may provide a reference for the inflatable decelerator design in the future.

**Keywords:** inflatable decelerator; inflatable tours; numerical simulation; aerodynamic force; aerothermal; fluid-solid-thermal coupling

收稿日期: 2024-03-22; 修回日期: 2024-10-08

引用格式: 邹宇尘, 薛齐文, 王刚. 充气圆环外径尺寸对充气式减速器结构受力特性的影响[J]. 航天器环境工程, 2024, 41(5): 545-552

ZOU Y C, XUE Q W, WANG G. Effect of outer diameter size of inflatable tour on structural mechanical characteristics of inflatable decelerator[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2024, 41(5): 545-552

## 0 引言

减速器的主要作用是降低飞行器的速度和能量消耗,确保飞行器在着陆和返回过程中的安全。随着人类探索太空的脚步逐渐延伸,减速器在载人航天、深空探测和空天货物运输等任务中都扮演着重要角色。传统的刚性减速器因其气动设计受限于运载火箭整流罩尺寸,导致其有效阻力面积小、减速效果不佳,无法满足未来稀薄大气环境下的高马赫数、大质量返回舱减速着陆任务需求<sup>[1-2]</sup>。因此,具备质量小、可折叠、气动阻力面积大,以及再入时弹道系数低和产生气动热量小等优势的气动式减速器成为航天领域研究的热点<sup>[3]</sup>。气动式减速器可以快速部署,兼具降落伞和气垫的功能,不仅可应用于空地间的物资传输、航天返回舱的安全着陆和极端条件下的行星进入减速等任务,还能应用于航空飞行器失速时的安全减速降落、导弹高超声速飞行过程中的减速稳定等领域。

气动式减速器在减速过程中遇到的主要挑战包括在高超声速气动力作用下薄膜结构极易产生大变形以及长时间气动加热使热保护系统(TPS)承受巨大的热载荷:这些都极易引发气动式减速器结构的破坏失效。围绕以上问题,国内外开展了大量的轨道飞行实验、风洞实验和数值仿真模拟。其中,基于实际轨道飞行实验的数据进行仿真模拟是目前最为经济和高效的研究方法。针对气动式减速器的数值仿真模拟主要包括以下几个研究方向:气动式减速器再/进入过程的气动特性研究<sup>[3-6]</sup>;热保护系统热防护性能研究<sup>[7-9]</sup>;多物理场耦合研究<sup>[10-13]</sup>;充气圆环的折叠建模及充气过程研究<sup>[14-15]</sup>。目前,对气动式减速器的多物理场耦合研究多采用单向流-固耦合或单向流-固-热耦合方法<sup>[10-11, 16-18]</sup>。其中,单向流-固-热耦合方法广泛应用于机械、动力、能源、航天航空等领域,其在求解流体与固体之间传力、传热问题中的精确性已得到广泛认可。

已有的针对气动式减速器的多物理场耦合数值研究还存在一些不足,如:1)多数研究仅针对气动式减速器的单一部件进行分析,缺少对多部件之间的联合分析;2)多数研究在模型细节上进行了简化,使仿真结果相比实际情况出现较大偏差;3)缺少各部件尺寸参数对结构温度、变形和应力分布影响规律的研究。

本文以NASA的IRVE-3项目中的充气式减速器为原型,针对充气圆环外径尺寸对充气式减速器各部件受力特性的影响进行仿真分析。求解薄膜结构在流场中的力学特性问题常用单向或双向流-固-热耦合方法,其中双向流-固-热耦合在反映流场与薄膜结构的相互作用方面更有优势,但计算成本较高。鉴于本文主要研究结构在气动载荷作用下的变形和应力情况,单向流-固-热耦合分析足以反映充气式减速器力学特性随充气圆环外径改变而变化的规律,因此综合考虑计算成本等因素,最终选择单向流-固-热耦合分析进行仿真。通过开展单向流-固耦合和单向流-固-热耦合分析,得到气动力载荷、气动热载荷和两载荷叠加作用下充气式减速器各部件的变形、应力以及温度分布,对不同外径尺寸充气圆环在飞行过程中的温度变化及受力特性进行规律总结,以期对充气式减速器的设计及其他领域的应用提供参考。

## 1 控制方程

流场部分使用Fluent软件,采用基于完全非结构化网格的有限体积法进行求解。求解时,使用基于密度的隐式求解器,湍流方程使用基于量纲为1的雷诺平均(RANS)N-S方程的 $k-\omega$ SST,雷诺平均方程为<sup>[19]</sup>

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} = \frac{\partial G_i}{\partial x_i}, \quad (1)$$

式中: $Q$ 为守恒变量; $F$ 为无黏通量; $G$ 为黏性通量; $t$ 为时间。其中, $i$ 代表直角坐标系下的3个分量, $Q$ 、 $F$ 、 $G$ 的具体形式分别为:

$$Q = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho v_1 \\ \rho v_2 \\ \rho v_3 \\ e \end{Bmatrix}; \quad (2)$$

$$F = \begin{Bmatrix} \rho v_i \\ \rho v_1 v_i + p \delta_{1i} \\ \rho v_2 v_i + p \delta_{2i} \\ \rho v_3 v_i + p \delta_{3i} \\ (e+p)v_i \end{Bmatrix}; \quad (3)$$

$$G = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{1i} \\ \tau_{2i} \\ \tau_{3i} \\ v_i \tau_{1i} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{Bmatrix}. \quad (4)$$

其中： $\rho$  为流体密度； $v_i$  为速度矢量在直角坐标系下的 3 个分量； $e$  为总能量； $p$  为压力； $\delta_{ij}$  为 Kronecker's 系数在直角坐标系下的 3 个分量； $\tau_{ij}$  为湍流应力在直角坐标系下的 3 个分量； $k$  为导热系数； $T$  为温度。方程中的无黏通量采用 AUSM 格式离散。

在薄膜的弹性模量  $E$  确定的情况下，其静力学控制方程为

$$Eh \left[ \left( \frac{\partial z}{\partial x} \right)^2 \left( \frac{\partial^2 z}{\partial x^2} \right)^2 + \left( \frac{\partial z}{\partial y} \right)^2 \left( \frac{\partial^2 z}{\partial y^2} \right)^2 \right] + 2p = 0, \quad (5)$$

式中： $h$  为薄膜厚度； $p$  为作用在薄膜上的均匀压力。而薄膜材料的单元应力  $\sigma$  受薄膜表面压力及温度梯度引起的变形影响<sup>[10]</sup>，故有

$$\sigma = D_s \varepsilon, \quad (6)$$

式中： $D_s$  为材料刚度； $\varepsilon$  为材料弹性应变，包括力载荷应变和由热载荷引起的膨胀应变两部分。力载荷应变可由胡克定律求出；热载荷应变可由

$$\varepsilon^T = \alpha \Delta T \quad (7)$$

求出，其中  $\alpha$  为材料热膨胀系数。

固体内部的传热控制方程为<sup>[20]</sup>

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_s C_{p,s} T_s) + \frac{\partial}{\partial x} q_x + \frac{\partial}{\partial y} q_y + \frac{\partial}{\partial z} q_z = 0, \quad (8)$$

式中： $\rho_s$ 、 $C_{p,s}$ 、 $T_s$  分别为固体的密度、比热容和静温； $q_x$ 、 $q_y$ 、 $q_z$  分别为直角坐标系 3 个方向的热流，它们受温度梯度影响，遵循傅里叶定律。

充气式减速器在高超声速飞行的过程中，主要依靠充气圆环内的气体压力保证其结构形态不被破坏。而充气压力的最小值是关于减速器构型、充气圆环外径和气动载荷的函数。充气圆环在飞行过程中的载荷作用下开始产生褶皱的最小压力为<sup>[21]</sup>

$$P_{\min} = F_a \frac{4 \tan \theta \sin \theta}{3\pi Dd}, \quad (9)$$

式中： $F_a$  为气动减速器所受到的气动阻力； $\theta$  为充气式减速器的半锥角； $D$  为充气式减速器中心舱体两侧充气环的环直径； $d$  为充气圆环外径。由式 (9) 可知， $P_{\min}$  随充气圆环外径的减小而增大；经计算，取  $P_{\min}=0.015$  MPa 可满足本文模型需求。

## 2 研究模型

IRVE-3 项目的充气式减速器由 6 个外径  $d$  为 507.00 mm 的充气圆环组成，即锥状减速器的斜边（除顶部刚性体部分）为这 6 个充气圆环外径之和

3042 mm(本文称为总长)。为研究各部件尺寸参数对减速器结构温度、变形和应力分布的影响，本文在总长不变的前提下，将减速器结构重新均分为 4、8、10 个充气圆环，即充气圆环外径  $d$  分别为 760.50 mm、380.25 mm、304.20 mm；建立以上 3 种尺寸及原型共 4 个充气式减速器的物理模型，如图 1 所示。充气圆环的外围包裹着由 3 层薄膜构成的热保护系统，如图 2 所示，3 层薄膜从外到内依次为：防热层(材料 Nextel 440 BF-20，厚度 1 mm)；绝热层(材料 Pyrogel6650，厚度 6 mm)；气密层(材料 Kapton，厚度 0.152 mm)<sup>[22]</sup>。充气圆环的材料为 Kevlar，壁厚为 0.35 mm<sup>[22]</sup>。以上各种材料的物性参数见表 1。

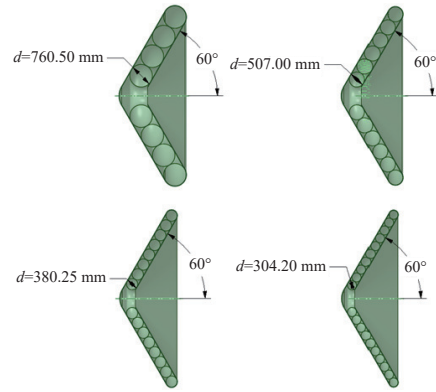


图 1 不同外径充气圆环组成的充气式减速器物理模型  
Fig. 1 Physical models of inflatable decelerators with different sized diameters of inflatable tours

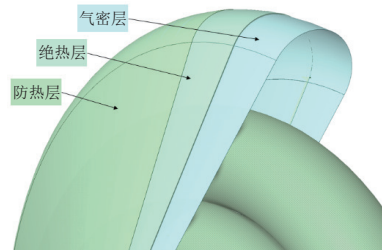


图 2 充气式减速器热保护系统的 3 层薄膜结构  
Fig. 2 The three-layer film structure of thermal protection system of the inflatable decelerator

表 1 充气式减速器材料参数

Table 1 Material parameters of the inflatable decelerator

参数	材料			
	Nextel 440 BF-20	Pyrogel6650	Kapton	Kevlar
密度 $\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	1362	110	1466	1440
弹性模量 $E/\text{GPa}$	190	0.7	3	10
泊松比 $\nu$	0.30	0.27	0.34	0.33
热膨胀系数 $\alpha/\text{K}^{-1}$	$5.3 \times 10^{-6}$	$3 \times 10^{-6}$	$-3.9 \times 10^{-6}$	$-2 \times 10^{-6}$
导热系数 $\lambda/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	0.146	0.03	0.12	0.04
比热容 $C_p/(\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	1130	1046	1022	1420



使用三角形网格对充气式减速器结构进行网格划分, 网格属性为 shell181, 热保护系统由 3 层膜结构编织组成, 接触面设置为绑定接触, 如图 3 所示。充气式减速器的球冠形外流场使用六面体核心法生成非结构化体网格, 边界层 30 层, 第 1 层边界层高度为 0.6 mm, 如图 4 所示。

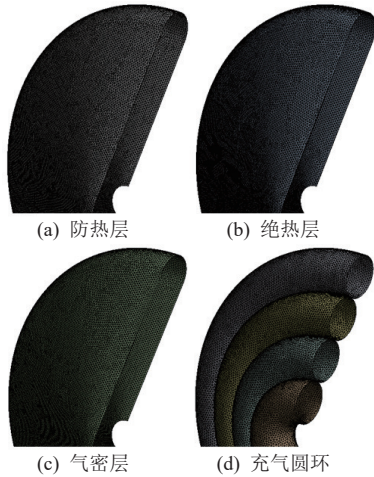


图 3 充气式减速器结构网格  
Fig. 3 Structure meshes of the inflatable decelerator

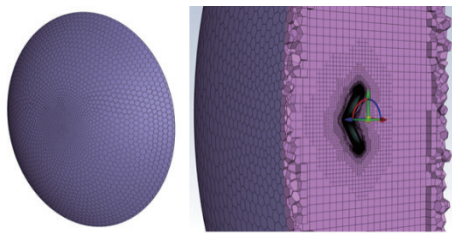


图 4 充气式减速器外流场网格  
Fig. 4 External flow field meshes of the inflatable decelerator

以  $Ma=5$  作为飞行条件进行稳态流场计算, 得到减速器迎风面的压力和对流换热系数, 并分别传递给静力学模块和瞬态热力学模块, 得到气动力作用下充气式减速器各部件的变形特点及受力特性, 以及气动热作用下充气式减速器各部件的温度、热膨胀变形与热应力分布情况; 将温度和迎风面压力同时传递到静力学模块中, 计算两种载荷叠加作用下充气式减速器各部件的受力特性。

### 3 结果与分析

#### 3.1 流场分析

流场分析时设置飞行条件为  $Ma=5$ 、攻角 $=0^\circ$ ; 假设气体为理想气体、连续介质, 且不考虑气体分子的电离和化学反应, 气体压力为 219.97 Pa、温度

为 255.88 K; 充气式减速器初始壁面温度为 300 K。充气式减速器飞行时流场速度、压力及温度云图如图 5 所示, 可以看到, 充气式减速器前方形成强烈的激波, 肩部出现明显的膨胀波, 且充气圆环外径尺寸越大膨胀波速度越大。

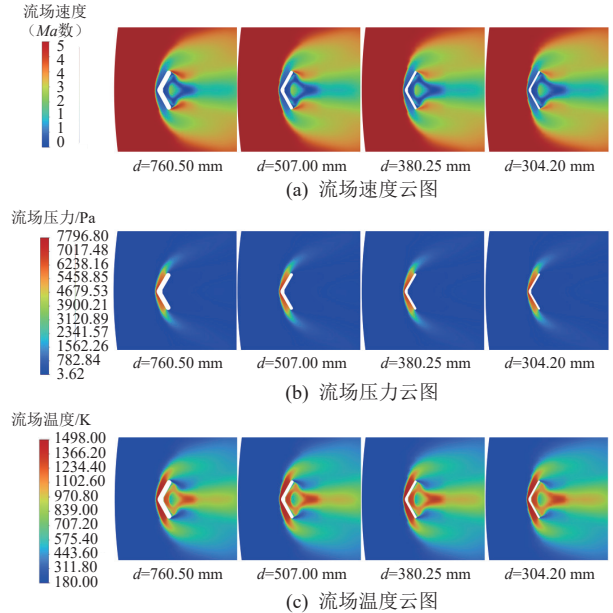


图 5 流场速度、压力、温度云图  
Fig. 5 Flow field nephograms of velocity, pressure, and temperature

图 6 和图 7 分别为减速器迎风面压力和对流换热系数沿子午线分布图(图中  $x/x_0$  为沿  $x$  方向的归一化坐标,  $x_0$  为  $x$  方向的最远距离), 由图可知, 随着充气圆环外径的减小, 减速器迎风面受到的气动载荷明显增大, 尤其在减速器肩部位置, 充气圆环外径为 760.50 mm 时的气动力载荷明显低于其他小尺寸充气圆环的, 充气圆环外径为 304.20 mm 时的气动热载荷远高于其他大尺寸充气圆环的。

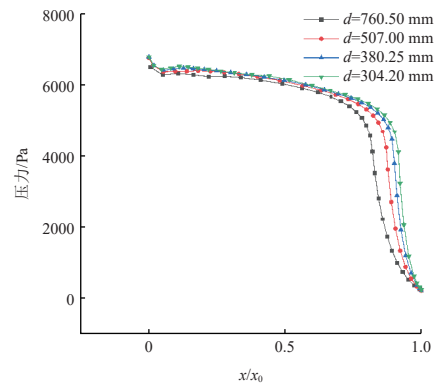


图 6 充气式减速器迎风面压力分布  
Fig. 6 Pressure distributions on the ram side of the inflatable decelerator

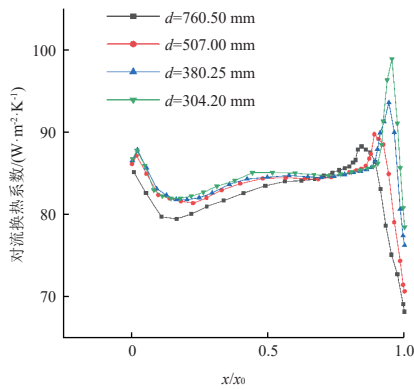


图 7 充气式减速器迎风面对流换热系数分布

Fig. 7 Convective heat transfer coefficient distributions on the ram side of the inflatable decelerator

### 3.2 气动力载荷分析

图 8 和图 9 分别为气动力作用下热保护系统和充气圆环的变形情况。可以看到：热保护系统在两充气圆环之间有轻微凹陷，最大变形出现在最外层的凹陷位置；由于热保护系统的挤压，充气圆环的最大变形出现在与热保护系统接触位置边缘。图 10 和图 11 分别为气动力作用下热保护系统和充气圆环的应力分布情况。可以看到：由于中心连接着可以近似看作刚体的减速器中心舱体，所以热保护系统在中心区域周围应力集中明显；最靠近减速器锥顶的充气圆环的内侧出现了明显的应力集中现象，且充气圆环外径越大，应力最大值越大。结合表 2 和表 3 给出的气动力作用下各部件变形及应力最大值可以看出，热保护系统和充气圆环在气动力作用下的变形和应力均随充气圆环外径的减小而减小。这是因为外径较小的充气圆环能更好地支撑热保护系统，且充气圆环的变形更为均匀分散，避免了应力过于集中。

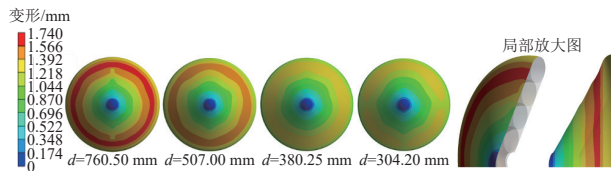


图 8 气动力作用下热保护系统变形云图

Fig. 8 Deformation nephograms of TPS under aerodynamic force

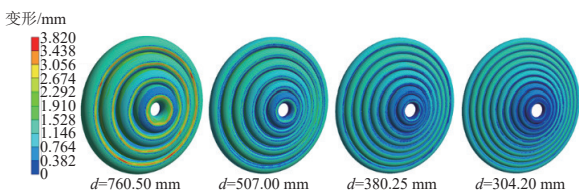


图 9 气动力作用下充气圆环变形云图

Fig. 9 Deformation nephograms of inflatable tours under aerodynamic force

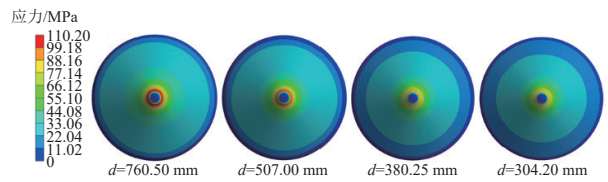
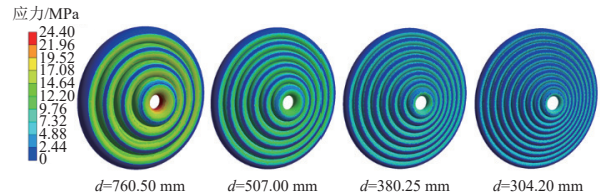
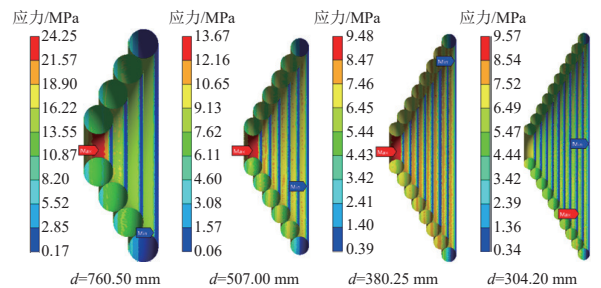


图 10 气动力作用下热保护系统应力云图

Fig. 10 Stress nephograms of TPS under aerodynamic force



(a) 充气圆环正面



(b) 充气圆环内侧

图 11 气动力作用下充气圆环应力云图

Fig. 11 Stress nephograms of inflatable tours under aerodynamic force

表 2 气动力作用下各部件变形最大值

Table 2 Maximum values of deformation of each parts under aerodynamic force

充气圆环 外径/mm	变形最大值/mm	
	热保护系统	充气圆环
760.50	1.722	3.817
507.00	1.534	1.940
380.25	1.339	1.985
304.20	1.318	1.699

表 3 气动力作用下各部件应力最大值

Table 3 Maximum values of stress of each parts under aerodynamic force

充气圆环 外径/mm	应力最大值/MPa			
	防热层	绝热层	气密层	充气圆环
760.50	110.096	0.637	2.857	24.345
507.00	103.547	0.618	2.544	13.483
380.25	91.287	0.450	1.974	12.427
304.20	87.855	0.422	1.958	11.366

### 3.3 气动热载荷分析

设减速器壁面初始温度 300 K，分析气动加热 6 s 后热保护系统防热层和气密层的温度和应力分布情况，结果如图 12~图 15 所示。可以看到：热保护系统的温度分布与应力分布具有相似特征——中心区域最高(大)，沿径向不断减小，在与充气圆

环接触位置出现明显的低温(或低应力)区域;充气圆环外径为 304.20 mm 时,减速器迎风面肩部出现了点状高温区域,存在烧蚀风险。结合表 4 和表 5 给出的气动热作用下各部件最高温度和应力最大值可以看出:在气动热作用下,热保护系统中防热层的变形、应力及温度均随充气圆环外径的减小而增大;防热层的应力高出其他部件 1~4 个数量级,可见防热层是最易被破坏失效的部件。

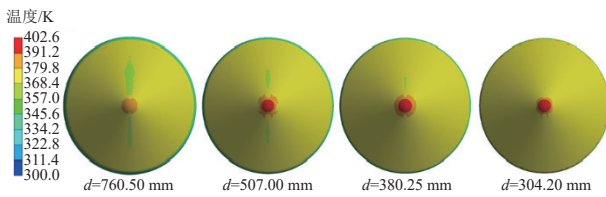


图 12 气动热作用下防热层温度云图

Fig. 12 Temperature nephograms of thermal protection layer under pneumatic heat action

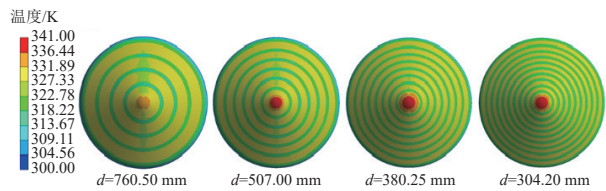


图 13 气动热作用下气密层温度云图

Fig. 13 Temperature nephograms of airtight layer under pneumatic heat action

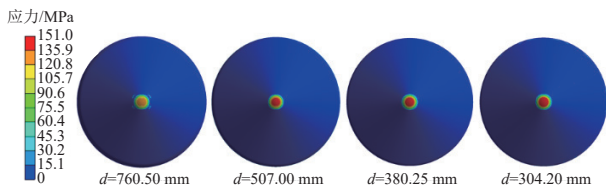


图 14 气动热作用下防热层应力云图

Fig. 14 Stress nephograms of thermal protection layer under pneumatic heat action

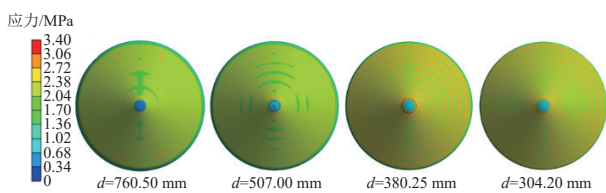


图 15 气动热作用下气密层应力云图

Fig. 15 Stress nephograms of airtight layer under pneumatic heat action

表 4 气动热作用下各部件最高温度

Table 4 Maximum temperatures of each parts under pneumatic heat action

充气圆环 外径/mm	最高温度/K			
	防热层	绝热层	气密层	充气圆环
760.50	390.64	346.08	335.18	308.83
507.00	400.19	351.42	339.72	309.20
380.25	402.46	352.60	340.43	309.87
304.20	402.24	353.33	340.98	313.35

表 5 气动热作用下各部件应力最大值

Table 5 Maximum values of stress of each parts under pneumatic heat action

充气圆环 外径/mm	应力最大值/MPa			
	防热层	绝热层	气密层	充气圆环
760.50	126.883	0.494	2.974	24.255
507.00	139.784	0.524	3.078	13.678
380.25	147.294	0.344	3.219	9.481
304.20	150.850	0.362	3.046	9.571

图 16 为热保护系统在气动热作用下变形云图,可以看到变形沿径向不断增大,最大值出现在径向最远端。

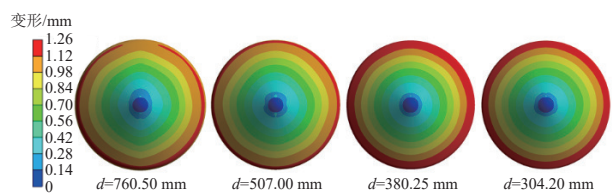


图 16 气动热作用下热保护系统变形云图

Fig. 16 Deformation nephograms of TPS under pneumatic heat action

图 17 为充气圆环在气动热作用下的温度云图,可以看到:充气圆环与气密层接触位置产生高温区域;充气圆环外径越小,其与热保护系统的接触面积越大,则由外部传导到充气圆环的热量越多,致使外径小的充气圆环温度更高、高温区域面积更大。不过小尺寸的充气圆环温度更均匀,故其应力最大值反而更小;而外径为 760.5 mm 的充气圆环因温度不均匀、表面温差过大导致其应力远大于其他外径圆环的。

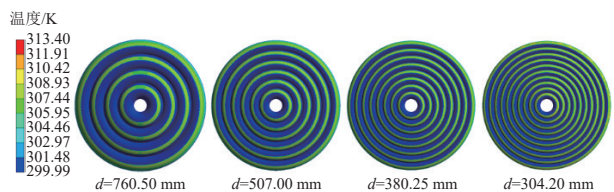


图 17 气动热作用下充气圆环温度云图

Fig. 17 Temperature nephograms of inflatable tours under pneumatic heat action

### 3.4 载荷叠加分析

表 6 和表 7 分别为气动力和气动热载荷共同作用时各部件变形和应力最大值。可以看到:两载荷共同作用时,各部件的变形明显增大;防热层应力较其他部件的明显更高,并且随着充气圆环外径的减小而增大,与其他部件的变化规律相反;充气圆环外径为 760.50 mm 时,其变形和应力都明显高于其他较小外径圆环的,对飞行安全更为不利。



表 6 两载荷共同作用时各部件变形最大值

Table 6 Maximum values of deformation of each parts when two loads acting together

充气圆环 外径/mm	变形最大值/mm	
	热保护系统	充气圆环
760.50	2.236	2.986
507.00	2.132	2.673
380.25	2.212	2.868
304.20	2.016	2.674

表 7 两载荷共同作用时各部件应力最大值

Table 7 Maximum values of stress of each parts when two loads acting together

充气圆环 外径/mm	应力最大值/MPa			
	防热层	绝热层	气密层	充气圆环
760.50	126.730	0.854	5.916	24.270
507.00	139.595	0.839	5.652	13.980
380.25	145.920	0.778	5.377	13.624
304.20	150.695	0.714	4.957	13.374

## 4 结论

本文以 NASA 的 IRVE-3 项目的充气式减速器为原型, 建立了 4 个不同充气圆环外径尺寸的减速器模型, 基于有限体积法和有限元法对它们进行了气动力载荷、气动热载荷以及两载荷叠加作用下的单向流-固、流-固-热耦合分析, 研究了不同充气圆环外径对充气式减速器受力特性的影响, 得到以下结论:

1) 随着充气圆环外径的减小, 充气式减速器受到的气动力和气动热载荷增大。

2) 对比发现, 叠加载荷作用下各部件变形远大于单一载荷作用下的结果, 最大应力与气动热载荷单独作用时基本相当, 可见单一载荷的分析无法完整反映减速器的实际受力特性。

3) 在气动力/热载荷叠加作用下, 减小充气圆环外径对平抑充气式减速器各部件的变形有积极作用, 但此举会连带出各部件温度升高的问题, 将导致热保护系统防热层应力的增大。

4) 充气圆环外径为 760.50 mm 时, 最靠近减速器锥顶的充气圆环的应力显著高于充气圆环外径较小时的。这说明过大的充气圆环外径极易引发充气圆环的应力集中, 在设计中应该避免。

### 参考文献 (References)

[1] 赵晓舜, 余莉, 杨雪. 不同迎角和速度下充气式返回舱气动性能预测[J]. *航天返回与遥感*, 2016, 37(5): 27-36  
ZHAO X S, YU L, YANG X. The prediction of

aerodynamic performance of inflatable reentry vehicle at various speeds and attack angles[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2016, 37(5): 27-36

[2] KENDALL R JR, KENDALL R SR, MADDOX A. Development and use of inflatable payload recovery vehicles[C]//11th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. San Diego, CA, USA, 1991: 888

[3] LINDELL M C, HUGHES S J, DIXON M. Structural analysis and testing of the inflatable re-entry vehicle experiment (IRVE)[C]//47th AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Newport, RI, USA, 2006

[4] 夏安威. 充气式减速器再入减速过程气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020

[5] OLDS A D, BECK R, BOSE D, et al. IRVE-3 post-flight reconstruction[C]//22nd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Daytona, FL, USA, 2013

[6] HOLLIS B R, HOLLINGSWORTH K E. Experimental study of hypersonic inflatable aerodynamic decelerator (HIAD) aeroshell with axisymmetric surface deflection patterns: NASA/TM-2017-219585[R], 2017

[7] 黄明星, 王伟志. 某型充气式再入减速热防护结构优化分析[J]. *航天返回与遥感*, 2016, 37(1): 22-31  
HUANG M X, WANG W Z. Optimization on a flexible thermal protection structure of inflatable reentry system[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2016, 37(1): 22-31

[8] BRUNE A J, HOSDER S, EDQUIST K T, et al. Thermal protection system response uncertainty of a hypersonic inflatable aerodynamic decelerator[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2017, 54(1): 1-14

[9] CORSO J A D, CHEATWOOD F M, BRUCE III W E B, et al. Advanced high-temperature flexible TPS for inflatable aerodynamic decelerators[C]//21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Dublin, 2011: 2510

[10] 王帅, 余莉, 张章, 等. 气动热作用下的充气式减速器性能研究[J]. *航天返回与遥感*, 2019, 40(2): 33-42  
WANG S, YU L, ZHANG Z, et al. Study on the performance of inflatable decelerator with aerodynamic heating[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2019, 40(2): 33-42

[11] KARAGIOZIS K, CIRAK F, KAMAKOTI R, et al. Computational fluid-structure interaction methods for simulation of inflatable aerodynamic decelerators[C]//20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Seattle, WA, USA, 2009: 2968



- [12] KRAMER R M J, CIRAK F, PANTANO C. Fluid-structure interaction simulations of a tension-cone inflatable aerodynamic decelerator[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(7): 1640-1656
- [13] CULLER A J, MCNAMARA J J. Impact of fluid-thermal-structural coupling on response prediction of hypersonic skin panels[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(11): 2393-2406
- [14] 郭敏. 充气式减速器的折叠充气展开动力学数值计算[D]. 大连: 大连理工大学, 2022
- [15] 赵晓舜. 充气式减速器折叠建模及多场耦合关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020
- [16] 张雯婷. 充气式减速器气动特性与瞬态温度场数值模拟分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014
- [17] WANG Z, YANG S, LIU D, et al. Nonlinear aeroelastic analysis for a wrinkling aeroshell/ballute system[C]//AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference, AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference. Orlando, FL, USA, 2010: 2879
- [18] GUO J, LIN G, BU X, et al. Effect of static shape deformation on aerodynamics and aerothermodynamics of hypersonic inflatable aerodynamic decelerator[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 136: 421-433
- [19] 王强, 徐涛, 姚永涛. 高超声速流动与换热数值仿真研究[J]. *应用数学和力学*, 2022, 43(10): 1105-1112
- WANG Q, XU T, YAO Y T. Numerical study on hypersonic flow and aerodynamic heating[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2022, 43(10): 1105-1112
- [20] 武敏, 谢龙汉. ANSYS Workbench 有限元分析及仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2014: 13-14
- [21] 王智超, 戈嗣诚, 甄铎. 充气式气动减速器增强结构对蒙皮凹坑的影响研究[J]. *航天返回与遥感*, 2022, 43(1): 40-50
- WANG Z C, GE S C, ZHEN D. Research on influence of strengthening structures of inflatable aerodynamic decelerators on surface scalloping[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2022, 43(1): 40-50
- [22] LICHODZIEJEWSKI D, KELLEY C, TUTT B, et al. Design and testing of the inflatable aeroshell for the IRVE-3 flight experiment[C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference AIAA. Honolulu, HI, USA, 2015: 2452

(编辑: 张艳艳)

一作简介: 邹宇尘, 硕士研究生, 主要研究方向为进入/返回过程多物理场耦合分析。

\*通信作者: 薛齐文, 教授, 主要研究方向为数值分析以及疲劳强度计算。