

## 充气式返回舱化学非平衡仿真分析

何青松<sup>1,2\*</sup>, 王广兴<sup>1,2</sup>, 冯瑞<sup>1,2</sup>, 董海波<sup>1,2</sup>, 黄明星<sup>1,2</sup>, 贾贺<sup>1,2</sup>

(1. 北京空间机电研究所, 北京 100094;

2. 中国航天科技集团有限公司 航天进入、减速与着陆技术实验室, 北京 100094)

**摘要:**采用空气五组分模型对充气式返回舱的气动特性进行了化学非平衡数值模拟研究,考察了返回舱外形变化对流场温度和压力的分布以及壁面热流密度和压强的影响,分析了流场中组分分布情况。研究表明,外形变化在总体上对返回舱流场特性影响较小,会使舱体壁面处的热流密度有所增加;对流场组分分布的研究发现,由于 $N_2$ 比 $O_2$ 更难解离,在整个流场中N的摩尔分数远低于O的摩尔分数;在目前的计算条件下,沿轴线和壁面的氮氧比与来流基本保持一致。仿真结果在总体上与实验结果符合较好,验证了仿真模型的可靠性。

**关键词:**充气式返回舱;化学非平衡;外形变化;组分分布;数值模拟

中图分类号:V411.4 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2024)03-079-09



听语音  
与作者互动  
聊科研

## Chemical nonequilibrium simulation analysis of inflatable reentry decelerator

HE Qingsong<sup>1,2\*</sup>, WANG Guangxing<sup>1,2</sup>, FENG Rui<sup>1,2</sup>, DONG Haibo<sup>1,2</sup>, HUANG Mingxing<sup>1,2</sup>, JIA He<sup>1,2</sup>

(1. Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China;

2. Laboratory of Aerospace Entry, Descent and Landing Technology, China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The aerodynamic characteristics of the inflatable reentry decelerator were studied with chemical nonequilibrium numerical simulation using five-species air model. The effects of reentry decelerator's shape deformation on distributions of flow temperature and pressure, heat flux and pressure along the wall were investigated, and the mole fractions of each species in the flow field were presented. The modeling results show that the shape deformation of inflatable reentry decelerator has little influence on flow characteristic, and leads an increase of heat flux on the capsule surface. The study of species distribution shows that since  $N_2$  is more difficult to dissociate than  $O_2$ , the mole fraction of N is much lower than the mole fraction of O in the flow field. Under the current calculation conditions, the ration of nitrogen and oxygen along the wall and axis is almost consistent with the incoming flow. The modeling study results are in good agreement with the experiment results, which verify the reliability of the model.

**Keywords:** inflatable reentry decelerator; chemical nonequilibrium; shape deformation; species distribution; numerical simulation

随着航天技术的不断发展,传统的刚性返回舱由于质量大、有效载荷小等缺点已经很难满足未来空间任务的需求。充气式返回舱作为一种新型的再入飞行器,具有质量小、收拢体积小、气动阻力面大等优点<sup>[1]</sup>,具有广泛的应用前景,各航天大国均开展了广泛的研究<sup>[2-8]</sup>。不同于传统的刚性返回舱,充气式返回舱在高速气流的冲击下会发生结构变形甚至被破坏。因此,充气式返回舱的结构和防热的设计十分重要,而获得准确的气动特性参数是进行充气式返回舱结构和防热设计的重要前提。

为了能够缩短研制周期,降低研制成本,数值模拟是学者们进行充气式返回舱气动特性研究的常用手段<sup>[9-14]</sup>。王帅等基于 Workbench 仿真平台对气动热作用下的高超声速充气减速结构的性能进行了研究,比较了气动力和气动热两种气动载荷对蒙皮结构的影响<sup>[9]</sup>。赵晓瞬等以美国研制的充气式返回舱 IRV-3 为研究对象,研究了来流气体迎角和速度变化对返回舱气动特性和阻力特性的影响<sup>[10]</sup>。Guo 等采用 SST 湍流模型对高超声速充气式空气动力减速器(hypersonic inflatable aerodynamic decelerator, HIAD)进行了

研究,分析了结构变形对流场结构、蒙皮结构表面压力以及热流密度的影响<sup>[12]</sup>。充气式返回舱高速再入时,头部形成强激波,波后空气温度急剧升高,并伴随着复杂的解离以及电离过程。目前充气式返回舱大气再入气动特性仿真大多基于理想气体假设,没有考虑空气化学对充气式返回舱气动特性的影响。

在高速再入飞行器气动特性的仿真研究中,空气的化学反应过程是不可忽略的<sup>[15-16]</sup>。例如,在 Apollo 飞行高度为 53 km、飞行马赫数为 32.5 的数值模拟中,采用理想气体模型得到头部驻点温度约为 60 000 K,而实际飞行中头部驻点温度约为 10 000 K<sup>[17]</sup>。吕俊明等对 Apollo 返回舱的研究表明化学非平衡效应是影响气动力变化的主要原因之一<sup>[15]</sup>。杨建龙等对高超声速绕流的研究指出热化学非平衡效应使激波距离变小,并且能够更好地体现实热载荷特性<sup>[18]</sup>。由此推断,为获得准确的充气式返回舱高速再入的气动特性,需要采用化学非平衡仿真模型来进行返回舱气动特性的研究。

本文采用化学非平衡模型对日本研制的充气式返回舱实验模型 HWT-MAAC 进行数值模拟研究,研究了充气式返回舱外形变化对流场温度、压力分布以及壁面热流密度和压强的影响,考察了流场中各组分的分布特性。

## 1 计算模型

本文在 N-S 方程的基础上添加组分方程来进行充气式返回舱气动特性的研究,计算中采用的二维轴对称可压缩流动的控制方程如式(1)所示。

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial z} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial r} + \mathbf{H} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial z} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial r} + \mathbf{H}_v + \mathbf{S}_c \quad (1)$$

式中,  $\mathbf{U} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho e, \rho f_i]^T$ ,  $\mathbf{E} = [\rho u, \rho u u + p, \rho u v, (\rho e + p)u, \rho f_i u]^T$ ,  $\mathbf{F} = [\rho v, \rho u v, \rho v v + p, (\rho e + p)v, \rho f_i v]^T$ ,  $\mathbf{H} = \frac{1}{r}[\rho v, \rho u v, \rho v v + p, (\rho e + p)v, \rho f_i v]^T$ ,  $\mathbf{E}_v = [0, \tau_{zz}, \tau_{zr}, u\tau_{zz} - v\tau_{zr} - q_z, J_{iz}]^T$ ,  $\mathbf{F}_v = [0, \tau_{rz}, \tau_{rr}, u\tau_{rz} + v\tau_{rr} - q_r, J_{ir}]^T$ ,  $\mathbf{H}_v = \frac{1}{y}[0, \tau_{rz}, \tau_{rr} - \tau_{\theta\theta}, u\tau_{rz} + v\tau_{rr} - q_r, J_{ir}]^T$ ,  $\mathbf{S}_c = [0, 0, 0, -E_c, C_i]^T$ ,  $E_c$  为化学能损失,  $C_i$  为化学反应引起的粒子变化率,  $f_i, J_{iz}, J_{ir}$  分别为组分  $i$  的质量分数、 $z$  方向的扩散通量和  $r$  方向的扩散通量。

控制方程中变量的表达式如式(2)~(8)

所示。

$$\rho e = \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2) + \frac{p}{\gamma - 1} \quad (2)$$

$$\tau_{zz} = \mu \left( \frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial r} \right) \quad (3)$$

$$\tau_{rr} = \mu \left( \frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (4)$$

$$\tau_{zr} = \tau_{rz} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial r} \right) \quad (5)$$

$$\tau_{\theta\theta} = \mu \left[ -\frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \frac{4}{3} \frac{v}{r} \right] \quad (6)$$

$$q_z = -k \frac{\partial T}{\partial z} - \sum_i J_{iz} h_i \quad (7)$$

$$q_r = -k \frac{\partial T}{\partial r} - \sum_i J_{ir} h_i \quad (8)$$

其中,  $u, v$  分别为速度在  $z, r$  方向的分量,  $\rho, p, e, T$  分别为气体的密度、压强、内能和温度,  $\mu, k, \gamma$  为气体的黏性、热导率和比热比,  $\tau$  为切应力,  $h_i$  为组分  $i$  的比焓。扩散通量的计算采用 Fick 定律,表达式如式(9)所示。

$$\mathbf{J}_i = -\rho D_i \nabla f_i \quad (9)$$

式中,  $\mathbf{J}_i$  为组分  $i$  的扩散通量,  $D_i$  为组分  $i$  的扩散系数。本文采用的湍流模型为 SST 模型,具体方程参考文献[19]。

本文采用 Park 的五组分化学反应模型,包含的组分有氮分子( $N_2$ )、氧分子( $O_2$ )、氮原子( $N$ )、氧原子( $O$ )和氮氧分子( $NO$ ),包含的化学反应如表 1 所示,模型具体参数可参考文献[20]。

表 1 化学反应

Tab. 1 Chemical reactions

序号	反应
1	$N_2 + M \rightleftharpoons N + N + M$
2	$O_2 + M \rightleftharpoons O + O + M$
3	$NO + M \rightleftharpoons N + O + M$
4	$N_2 + O \rightleftharpoons NO + N$
5	$NO + O \rightleftharpoons O_2 + N$

本文对控制方程的对流项采用 Roe 格式离散,对耗散项采用中心差分格式离散。本文以充气式返回舱实验模型 HWT-MAAC 为研究对象,该模型为飞行演示验证实验中采用的充气式返回舱 SMAAC 的缩比模型,其结构示意图如图 1 所示,具体的结构尺寸可参见文献[21]。

图 2 给出了本文的计算域,在流场入口给定来流速度、来流压强和来流温度,出口参数外推,壁面采用无滑移边界条件,壁面温度设为 300 K。

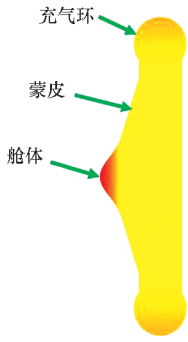


图 1 HWT-MAAC 模型结构示意图

Fig. 1 Model structure sketch of HWT-MAAC

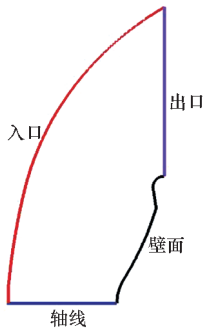


图 2 计算域

Fig. 2 Computational domain

## 2 计算结果

### 2.1 网格无关性检查

本文首先采用了粗(100 × 150)、中(200 × 300)、细(400 × 600)三种不同数量的网格进行了计算,同时对近壁面网格进行加密保证无量纲壁面距离小于 1。计算工况为来流马赫数 10、来流温度 45 K、来流压强 60 Pa,图 3 给出了采用这三

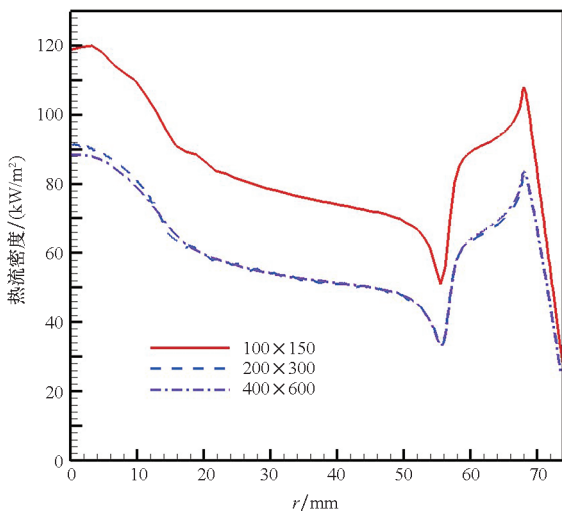


图 3 沿返回舱壁面热流密度

Fig. 3 Heat flux along the reentry decelerator wall

种网格计算获得的沿返回舱壁面热流密度。从图中可以看出粗网格的计算结果显著高于中网格和细网格的计算结果,中网格的计算结果与细网格的计算结果十分接近。因此,为了能够保证计算的准确性,同时也不大幅增加计算量,本文采用中网格来进行计算研究,即网格数为 200 × 300,图 4 给出了网格划分情况。

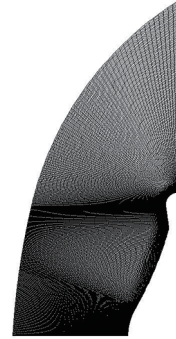


图 4 网格划分

Fig. 4 Grids partitioning

### 2.2 模型验证

为了验证本文计算模型的可靠性,将上述工况的计算结果与实验相同工况的测量结果进行比较,图 5 给出了本文计算的沿返回舱壁面热流密度分布与文献[21]实验结果比较。实验中采用高超声速风洞对充气式返回舱实验模型 HWT-MAAC 进行了研究,采用辐射平衡假设对表面热流密度进行测量。从图中可以看出在蒙皮处,本文计算得到的热流密度比实验值略高,在其他区域符合较好,计算得到的热流密度变化规律与实验结果一致,总体上计算结果与实验结果符合较好。

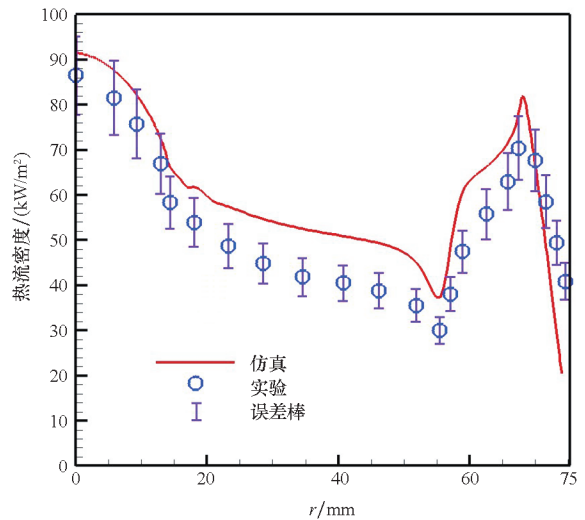


图 5 壁面热流密度与实验结果比较(HWT-MAAC)

Fig. 5 Comparison of heat flux along the wall with experiment result (HWT-MAAC)

为进一步验证本文模型的可靠性,本文对钝头体模型 ELECTRE 的高速流场进行了仿真研究。模型总长度为 2 m,球形头部半径为 0.175 m,半锥角为  $4.6^\circ$ ,计算工况高度为 53.3 km,来流速度为 4 230 m/s,温度为 265 K,压强为 53 Pa<sup>[22]</sup>。仿真结果与文献[22]实验结果比较如图 6 所示。从图中可以看出本文计算结果在总体上与实验结果符合较好。

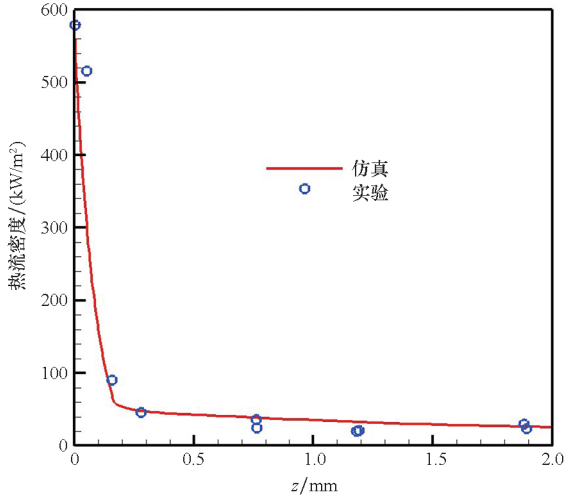


图 6 壁面热流密度与实验结果比较 (ELECTRE)  
Fig. 6 Comparison of heat flux along the wall with experiment results (ELECTRE)

### 2.3 外形变化影响

在高速气流的冲击下,充气式返回舱会发生结构变形,Guo 等研究了充气式返回舱 HIAD 外形变化对表面热流密度分布等的影响<sup>[12]</sup>。由于 HWT-MAAC 与 HIAD 的构型不同,经高速气流冲击后外形变化情况也不同。文献[13]采用虚拟粒子方法对充气式返回舱 SMAAC 在高度为 10 km 和 43 km 的变形情况进行了分析,结果表明在 10 km 高度时,蒙皮弯曲,而充气环几乎没有变形,在 43 km 高度时,蒙皮弯曲,充气环也在高速气流的冲击下被压瘪<sup>[23]</sup>。基于以上研究,本文对两种外形变化情况进行研究,图 7 给出了充气式返回舱迎风面外形变化的示意图。

图 8 和图 9 分别给出了充气式返回舱未形变和两种形变情况的流场压强和温度分布情况,计算工况均为来流马赫数 10、来流温度 45 K、来流压强 60 Pa。从图中可以看出高速气流在返回舱前端附近形成弓形激波,气体经过激波后被迅速压缩,气体压强和温度急剧上升,激波前后存在非常大的温度梯度和压力梯度。随着气体向两侧充气环方向流动,气体压强和温度逐渐下

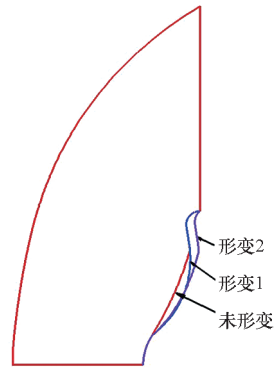
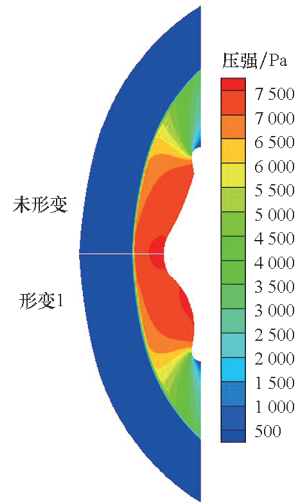
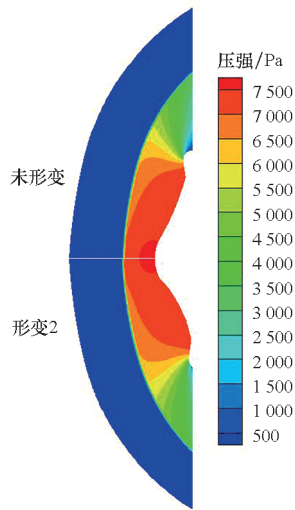


图 7 迎风面外形变化示意图  
Fig. 7 Sketch of windward shape deformation



(a) 压强 (未形变与形变 1)  
(a) Pressure (initial and deformed 1)

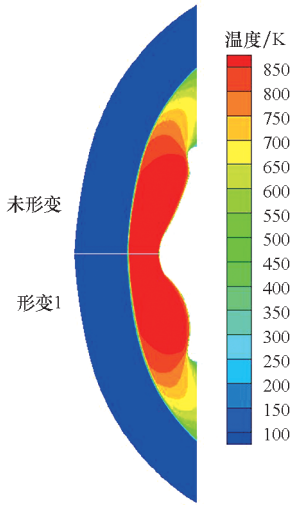


(b) 压强 (未形变与形变 2)  
(b) Pressure (initial and deformed 2)

图 8 流场压强分布比较  
Fig. 8 Comparison of pressure distribution in flow fields

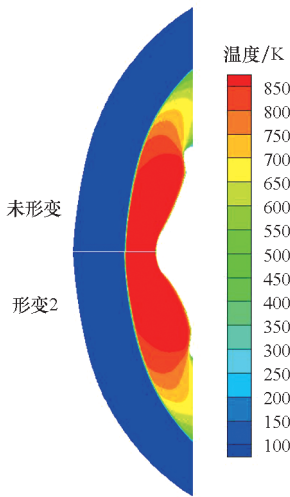
降,激波层内沿流场纵向也存在较大的温度梯度和压力梯度。比较发现形变 1 流场中存在两

个高压区,一个在舱体附近区域,另一个在蒙皮凹陷处,未形变时只在舱体附近区域存在高压区,如图8(a)所示。可以推测,当蒙皮凹陷加剧时,凹陷处的压强会继续上升,最终导致蒙皮结构被高压破坏。从图8(b)中可以看出,形变2流场中压强分布规律和未形变时分布规律基本一致。从图9中可以看出两种形变流场温度分布与未形变流场温度分布的差异并不大。



(a) 温度(未形变与形变1)

(a) Temperature (initial and deformed 1)



(b) 温度(未形变与形变2)

(b) Temperature (initial and deformed 2)

图9 流场温度分布比较

Fig.9 Comparison of temperature distribution in flow fields

在高速气流的冲击下,充气式返回舱迎风面将承受剧烈的气动热作用,迎风面的气动热特性是充气式返回舱防热设计的重要参考。图10给出了外形变化对迎风面热流密度的影响,从图中可以看出未形变时,热流密度在舱体和充气环壁面处均存在峰值。当外形变化时,在蒙皮和舱体

连接处也产生一个峰值,且舱体壁面处的热流密度比未形变时热流密度更高,因此在外形变化后对舱体的防热设计提出了更高要求。在蒙皮处,未形变和形变2的热流密度分布类似,向圆环方向逐渐下降,随后又逐渐上升,在充气环处达到峰值。而形变1的热流密度向圆环方向逐渐上升,在充气环处达到峰值。高超声速飞行器前缘驻点热流密度与其驻点曲率半径的平方根成反比,外形变化对舱体和圆环附近的曲率半径产生了较大影响。形变1使得舱体和圆环附近的曲率半径减小,热流密度增加。而形变2使充气环处的曲率半径增大,导致充气环附近的热流密度下降;使舱体处曲率半径减小,导致舱体附近的热流密度增加。

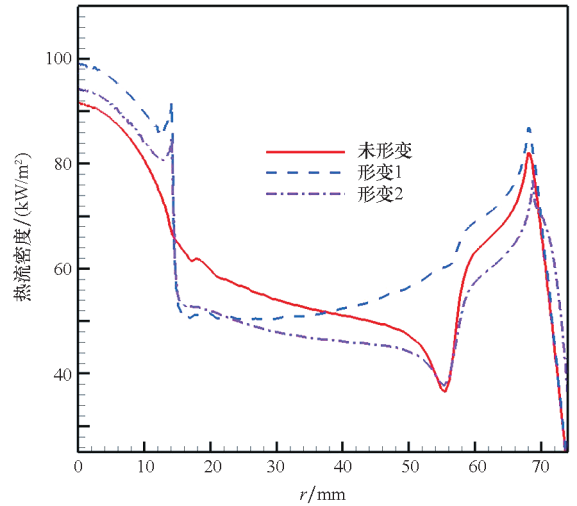


图10 外形变化对迎风面热流密度的影响

Fig.10 Effect of shape deformation on windward heat flux

返回舱迎风面的气动力主要来源于表面压强的作用,图11给出了外形变化对迎风面压强的影响,从图中可以看出未形变时压强在舱体和充气环处存在峰值,从蒙皮向充气环方向,压强逐渐下降。比较发现,外形变化对舱体壁面的压强影响并不大,在舱体和蒙皮连接处存在一个压强谷值,随后压强逐渐上升。形变1在蒙皮处的压强高于在充气环处的压强,形变2在充气环处存在压强峰值,充气环处的压强高于蒙皮处的压强。

从仿真结果来看,充气式返回舱外形的变化给其自身受热受力环境带来了巨大的影响,因此防热和结构的设计应该兼顾原始外形和不同形变情况来统筹考虑。

## 2.4 组分分布

化学非平衡模型的一个重要特点在于能够描

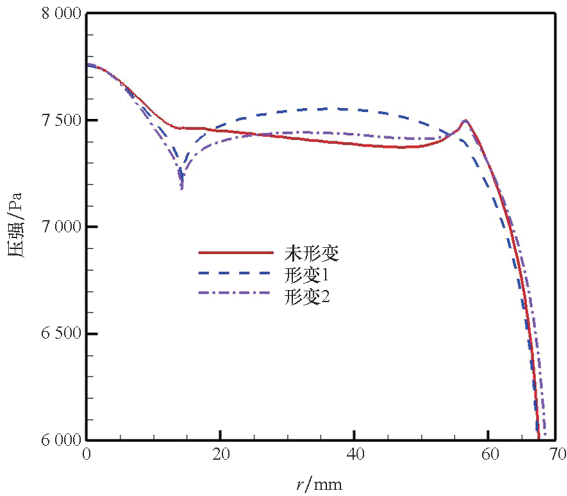


图 11 外形变化对迎风面压强的影响

Fig. 11 Effect of shape deformation on windward pressure

述流场中的组分演化过程,而流场中的组分直接决定了气体的热力学和输运物性,进一步影响飞行器的气动特性。深入地研究流场中的组分分布特性有助于增进对高速再入流场特性的认识,为仿真计算模型的优化提供思路。

组分分布与来流参数存在一定关系,为细致地研究流场中的组分分布特性,本文考察了不同来流参数下流场中的组分分布特性,如表 2 所示。

表 2 计算工况

Tab. 2 Calculation condition

序号	压强/Pa	温度/K	马赫数
1	60	45	10
2	60	245	10
3	60	445	10
4	100	245	10
5	140	245	10
6	60	245	8
7	60	245	6

以工况 2、3 为例,介绍流场中组分分布特性,图 12~13 给出了流场中各组分的摩尔分数分布,两个工况流场中的最高温度分别为 4 163 K 和 6 830 K。从图 12~13 中可以看出由于激波后气体温度急剧上升, $N_2$  和  $O_2$  开始解离, $N_2$  和  $O_2$  摩尔分数下降, $N_2$  的最小摩尔分数分别为 0.77 和 0.65, $O_2$  的最小摩尔分数分别为 0.17 和 0.02,相比于来流  $N_2$  摩尔分数分别减少了 3% 和 18%, $O_2$  摩尔分数分别减少了 16% 和 92%。产生这种差异的主要原因是  $N_2$  的解离能为 9.759 eV, $O_2$  的

解离能为 5.115 eV<sup>[24]</sup>, $N_2$  比  $O_2$  更难解离。这也导致在整个流场中 N 的摩尔分数远低于 O 的摩尔分数,它们的分布规律也存在较大差异,N 的最大摩尔分数在稍微远离壁面附近,而 O 的最大摩尔分数在充气环附近。对比图 12(e) 和图 13(e) 可知,NO 的摩尔分数分布存在较大差异,工况 2 最高摩尔分数在充气环附近,工况 3 最高摩尔分数在激波和壁面之间的位置。由表 1 可知,NO 的来源有反应 3、5 的逆反应和反应 4 的正反应。由图 12(c) 可知 N 在充气环处的含量十分低,由此推断工况 2 中 NO 在充气环处的主要来源是由

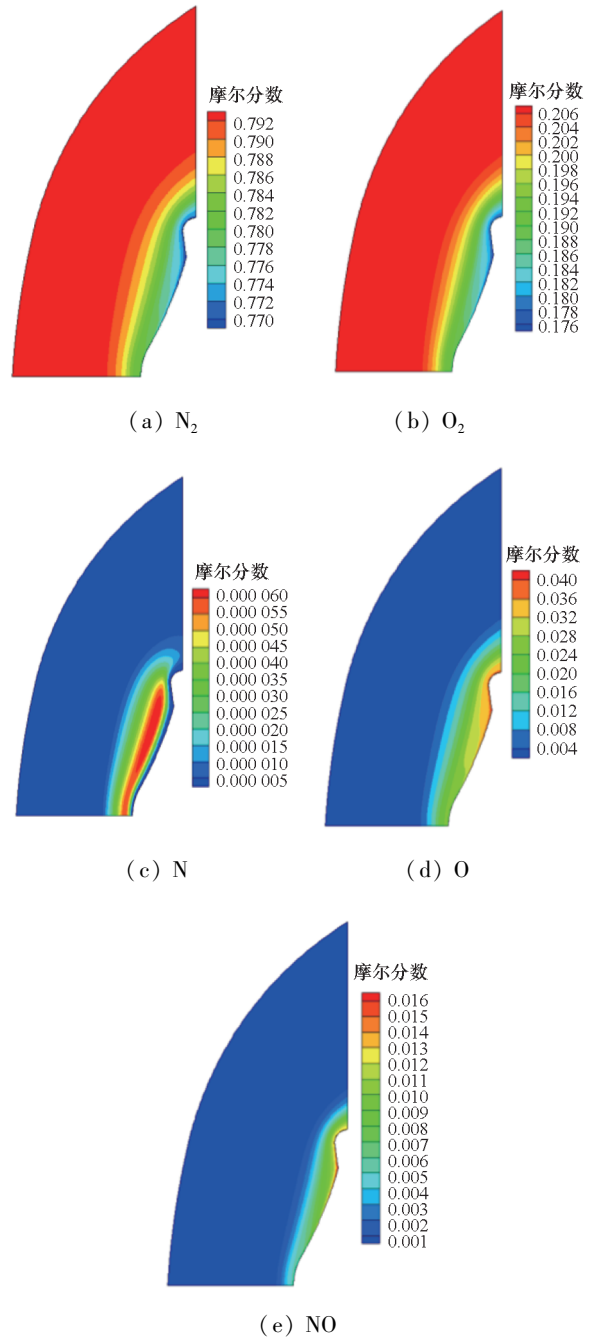


图 12 各组分摩尔分数分布(工况 2)

Fig. 12 Distribution of species mole fraction (case 2)

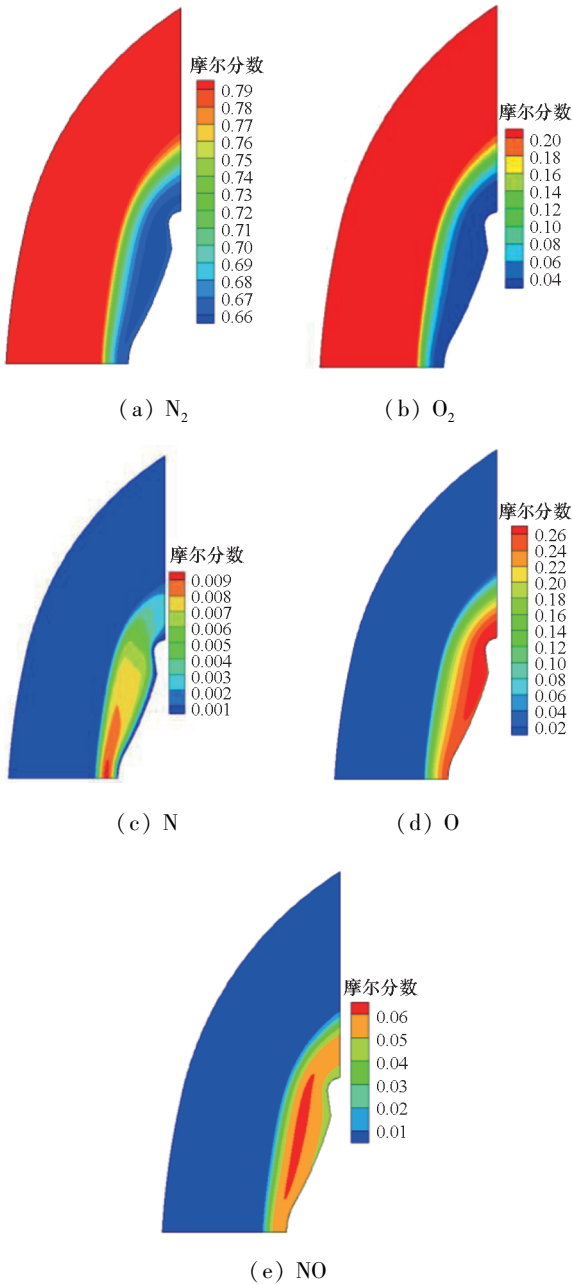


图13 各组分摩尔分数分布(工况3)

Fig. 13 Distribution of species mole fraction (case 3)

$N_2$  和  $O$  的反应获得,即反应4的正反应。而工况3中  $N$  的摩尔分数相比于工况2已有极大上升,前述的三种途径均为  $NO$  的重要来源。这也反映出流场参数不同,流场中的化学动力学过程也存在较大差异。

图14、15给出了表2中各工况沿轴线和壁面的氮氧比分布。其中氮包括  $N_2$ 、 $N$ 、 $NO$ ,氧包括  $O_2$ 、 $O$ 、 $NO$ ,氮氧比计算如式(10)所示。

$$r_{N/O} = (2y_{N_2} + y_N + y_{NO}) / (2y_{O_2} + y_O + y_{NO}) \quad (10)$$

式中,  $r_{N/O}$  表示氮氧比,  $y_i$  表示各组分的摩尔分数。

从图14、15可以看出激波前气体主要成分是

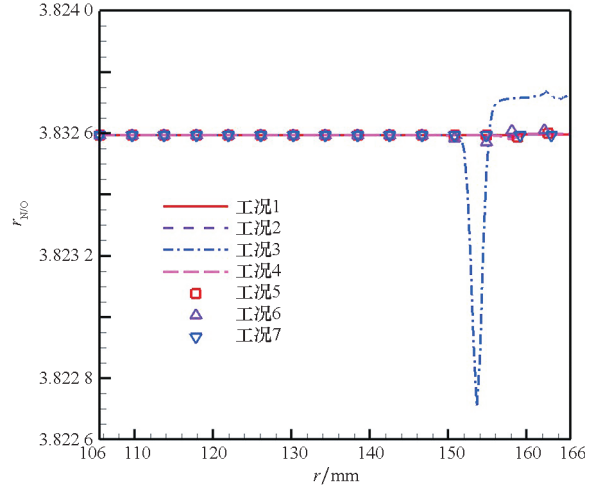


图14 沿轴线氮氧比分布

Fig. 14 Nitrogen-oxygen ratio distribution along the axis

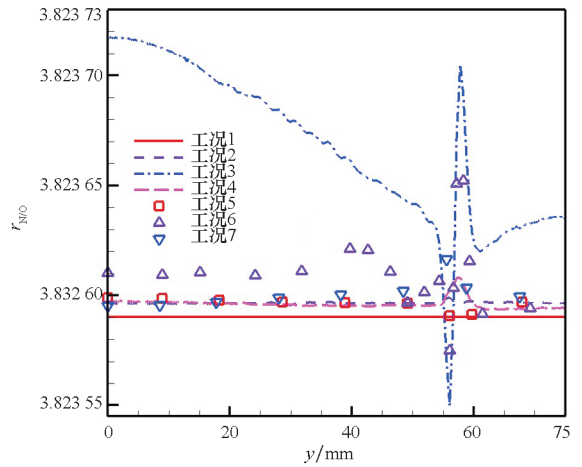


图15 沿壁面氮氧比分布

Fig. 15 Nitrogen-oxygen ratio distribution along the wall

$N_2$  和  $O_2$ ,氮氧比保持稳定。激波后,不同工况沿轴线的氮氧比分布变化存在一定差异。但是,从总体来看不论沿轴线,还是沿壁面,各工况氮氧比的变化都非常小,在3.82左右,与来流基本保持一致。

在大多数多组分气体的流动中,由于流场内各组分扩散速度不同,流场内混合气体的比值与计算域入口混合气体的比值是不相等的,如电弧加热发动机、自由燃烧电弧、等离子体发生器以及自由射流等的流场<sup>[25-29]</sup>。而在本文的研究中,激波前,气体温度较低,化学反应较弱,气体组分主要为  $N_2$  和  $O_2$  且参数梯度较低,组分扩散作用较弱,氮氧比保持恒定。激波后,随着气体温度的上升,化学反应开始变得剧烈,气体成分变得复杂,组分参数梯度增加,但氮氧比仍然与来流十分接近。由此推断,组分扩散的作用对组分分布的影响相对较弱,组分分布主要还是由各组分的对流

和化学反应主导。

组分扩散的计算由于涉及组分间两两之间的扩散以及流场中多种扩散驱动力的耦合作用,计算量较大且比较复杂,并且随着考虑组分的增多,计算量和复杂程度增加十分显著。为此,学者们提出了一些简化的计算方法,比如本文采用的 Fick 定律以及 Murphy 提出的组合扩散系数法等<sup>[30-31]</sup>。而本文的研究发现组分扩散的作用相对较弱,是否可以舍去组分扩散以简化计算模型值得进一步研究。当然,本文目前的研究还可进一步改进。本文采用的扩散计算方法为 Fick 定律,也是目前学者们常用的扩散计算方法,该方法考虑了组分浓度梯度对流场的影响。但高超声速飞行器再入流场中除存在浓度梯度外,还存在压力和温度梯度。此外,Fick 定律还存在扩散通量不守恒的问题<sup>[32-33]</sup>。本文采用的是空气五组分模型,若考虑更多组分,是否能够得出一致的结论也值得进一步研究。种种迹象表明,对于高超声速飞行器再入流场组分扩散值得进一步研究,研究结果可为模型的合理优化提供理论参考。

### 3 结论

本文采用化学非平衡模型对充气式返回舱进行了数值模拟,研究了外形变化对流场温度和压力、壁面热流密度和压强分布的影响,考察了流场中各组分的分布特性。研究结果表明:

1) 形变 1 使得舱体和圆环附近的曲率半径减小,热流密度增加。而形变 2 使充气环处的曲率半径增大,导致充气环附近的热流密度下降;使舱体处曲率半径减小,导致舱体附近的热流密度增加。

2) 外形变化对舱体壁面的压强影响不大,形变 1 在蒙皮处的压强高于在充气环处的压强,而形变 2 在充气环处的压强高于蒙皮处的压强。

3) 由于  $N_2$  比  $O_2$  更难解离, $O_2$  相比于来流减少得更多,在整个流场中 N 的摩尔分数远低于 O 的摩尔分数,N 的最大摩尔分数在稍微远离壁面附近,而 O 的最大摩尔分数在充气环附近。

4) 在目前的计算条件下,沿轴线和壁面的氮氧比与来流基本保持一致,由此推断组分扩散的作用较弱,组分分布特性由各组分的对流和化学反应主导。

### 参考文献 (References)

[1] FURUYA H, NAKAHARA M, MURATA S, et al. Concept

of inflatable tensegrity for large space structures [C]// Proceedings of the 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2006: 1700.

- [2] SANTOS M, HOSDER S, WEST T K. Multi-fidelity turbulent heating prediction of hypersonic inflatable aerodynamic decelerators with surface scalloping [C]// Proceedings of the AIAA AVIATION 2020 FORUM, 2020.
- [3] SAXENA C, PRAKASH L S, UNNIKRISHNAN S, et al. Design and mathematical modelling of pressurisation system for inflatable aerodynamic decelerator [J]. International Journal of Fluid Machinery and Systems, 2021, 14(2): 161-167.
- [4] WACHI A, TAKAHASHI R, SAKAGAMI R, et al. Mars entry, descent, and landing by small THz spacecraft via membrane aeroshell [C]// Proceedings of the AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition, 2017: 5313.
- [5] ABRAMOVA E N, REZNIK S V. The heat transfer features of the thin-walled shell of an inflatable aerodynamic decelerator for CubeSat nanosatellites [J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, 709(4): 044108.
- [6] YAMADA K, NAGATA Y, ABE T, et al. Suborbital reentry demonstration of inflatable flare-type thin-membrane aeroshell using a sounding rocket [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(1): 275-284.
- [7] REZNIK S V, SMIRNOV G K, VARLAMOV S A. On the way to the optimal design of an inflatable aerodynamic decelerator of space debris removal system for CubeSat nanosatellites [J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, 709: 044105.
- [8] 吴杰, 张章, 侯安平, 等. 充气式再入减速器动态气动载荷与结构特性研究 [J]. 宇航学报, 2020, 41(3): 287-297.
- WU J, ZHANG Z, HOU A P, et al. Dynamic aerodynamic load and structural characteristics of inflatable reentry reducer [J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(3): 287-297. (in Chinese)
- [9] 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. (in Chinese)
- [10] 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. (in Chinese)
- [11] TAKAHASHI Y, OHASHI T, OSHIMA N, et al. Aerodynamic instability of an inflatable aeroshell in suborbital re-entry [J]. Physics of Fluids, 2020, 32(7): 075114.
- [12] GUO J H, LIN G P, BU X Q, et al. Effect of static shape deformation on aerodynamics and aerothermodynamics of hypersonic inflatable aerodynamic decelerator [J]. Acta Astronautica, 2017, 136: 421-433.
- [13] TAKAHASHI Y, HA D, OSHIMA N, et al. Aerodecelerator performance of flare-type membrane inflatable vehicle in suborbital reentry [J]. Journal of Spacecraft and Rockets,



- 2017, 54(5): 993 – 1004.
- [14] MURMAN S M. Dynamic simulations of inflatable aerodynamic decelerator concepts [C]//Proceedings of the 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2009.
- [15] 吕俊明, 程晓丽, 俞继军, 等. 化学非平衡效应对返回舱气动特性的影响分析[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(4): 370 – 377.
- LYU J M, CHENG X L, YU J J, et al. The effect of chemical non-equilibrium on aerodynamic characteristics of reentry vehicles [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33(4): 370 – 377. (in Chinese)
- [16] NASSAN B, CANDLER G V, OLYNIK D R. The effect of thermo-chemical nonequilibrium on the aerodynamics of aerobraking vehicles [C]//Proceedings of the 27th Thermophysics Conference, 1992.
- [17] HILLJE E R, SAVAGE R T. Status of the aerodynamic characteristics of the Apollo entry configuration [C]//Proceedings of the Entry Vehicle Systems and Technology Meeting, 1968.
- [18] 杨建龙, 刘猛, 阿崮. 高超声速热化学非平衡对气动热环境影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(10): 2063 – 2072.
- YANG J L, LIU M, A R. Influence of hypersonic thermo-chemical non-equilibrium on aerodynamic thermal environments [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(10): 2063 – 2072. (in Chinese)
- [19] 张浩, 王鹏新, 阮文俊, 等. 高原环境续航火箭喷管推力降低异常现象[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1737 – 1744.
- ZHANG F, WANG P X, RUAN W J, et al. Abnormal phenomenon of thrust reduction of range rocket nozzle under high altitude condition [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1737 – 1744. (in Chinese)
- [20] PARK C. Problems of rate chemistry in the flight regimes of aeroassisted orbital transfer vehicles [C]//Proceedings of the 19th Thermophysics Conference, 1984.
- [21] MATSUNAGA M, TAKAHASHI Y, OSHIMA N, et al. Aerodynamic heating prediction of an inflatable reentry vehicle in a hypersonic wind tunnel [C]//Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017.
- [22] MUYLAERT J, WALPOT L, HAEUSER J, et al. Standard model testing in the European high enthalpy facility F4 and extrapolation to flight [C]//Proceedings of the 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992.
- [23] TAKAHASHI Y, YAMADA K, ABE T, et al. Aerodynamic heating around flare-type membrane inflatable vehicle in suborbital reentry demonstration flight [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(6): 1530 – 1541.
- [24] GHORUI S, HEBERLEIN J V R, PFENDER E. Thermodynamic and transport properties of two-temperature nitrogen-oxygen plasma [J]. Plasma Chemistry and Plasma Processing, 2008, 28(4): 553 – 582.
- [25] MURPHY A B. Demixing in free-burning arcs [J]. Physical Review E, 1997, 55(6): 7473 – 7494.
- [26] 魏延明, 何青松, 王海兴. 低功率氮氩电弧加热发动机非平衡数值模拟[J]. 中国空间科学技术, 2016, 36(3): 15 – 23.
- WEI Y M, HE Q S, WANG H X. Non-equilibrium numerical simulation of a low power nitrogen/hydrogen arcjet [J]. Chinese Space Science and Technology, 2016, 36(3): 15 – 23. (in Chinese)
- [27] WANG H X, CHEN X, LI H P. Modeling on the momentum and heat/mass transfer characteristics of an argon plasma jet issuing into air surroundings and interacting with a counter-injected argon jet [J]. Plasma Chemistry and Plasma Processing, 2011, 31(2): 373 – 392.
- [28] WANG H X, CHEN X. Modeling study of the counterflow argon plasma reactor operated in atmospheric air surroundings [J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2011, 39(11): 2384 – 2385.
- [29] GHORUI S, VYSOHLID M, HEBERLEIN J V R, et al. Probing instabilities in arc plasma devices using binary gas mixtures [J]. Physical Review E, 2007, 76: 016404.
- [30] MURPHY A B. Combined diffusion coefficients in equilibrium mixtures of dissociating gases [J]. The Journal of Chemical Physics, 1993, 99(2): 1340 – 1343.
- [31] MURPHY A B. Diffusion in equilibrium mixtures of ionized gases [J]. Physical Review E, 1993, 48(5): 3594 – 3603.
- [32] MURPHY A B. A comparison of treatments of diffusion in thermal plasmas [J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 1996, 29(7): 1922 – 1932.
- [33] DOMINGO P, BOURDON A, VERVISCH P. Study of a low pressure nitrogen plasma jet [J]. Physics of Plasmas, 1995, 2(7): 2853 – 2862.