

临近空间飞行器相变吸热式充排气装置的设计及其性能仿真

赵中元, 李明佳, 李冬, 陈宇

(西安交通大学热流科学与工程教育部重点实验室, 710049, 西安)

摘要: 为解决临近空间飞行器的常规被动充排气孔存在的外部高温气体回流致使舱内仪器高温失效的问题,本文创新性地提出了一种用于临近空间飞行器被动充排气系统的相变吸热式充排气装置。该装置增设相变吸热填充区域,在有效平衡飞行器舱内外压差的同时,降低回流气体温度以保障飞行器安全。通过数值仿真对该相变吸热式充排气装置进行了性能分析和结构优化,并将优化后的充排气装置应用于某临近空间飞行器快速上升、机动飞行和快速下降的完整飞行过程中。仿真结果表明:优化后的相变吸热式充排气装置的相变材料填充质量减少了约45%,装置体积缩小了约10%;优化后的充排气装置能将飞行器内外压差维持在50 Pa以下,同时将回流气体温度降到340 K以下。该相变吸热式充排气装置具有良好的泄压与降温双重性能,在航空航天领域具有较好的应用前景。

关键词: 临近空间飞行器;被动充排气系统;相变吸热式充排气装置

中图分类号: V245.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202211012 **文章编号:** 0253-987X(2022)11-0115-11

Design and Performance Simulation of the Pressure Control Device with the Phase Change Material for Near Space Vehicles

ZHAO Zhongyuan, LI Mingjia, LI Dong, CHEN Yu

(Key Laboratory of Thermo-Fluid Science and Engineering of MOE, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The venting holes of the conventional passive pressure control system of near space vehicles may cause the high temperature gas outside to flow back into the cabin, thus disabling the instruments inside the cabin. To solve this problem, a pressure control device filled with phase change materials is proposed in this paper. This device can balance the pressure difference inside and outside the cabin, and ensure vehicle safety by cooling the high-temperature backflow. The device performance is analyzed and structure optimized through numerical simulation. The optimized device is then used during rapid ascent, maneuvering flight and rapid descent of a near space vehicle. Numerical simulation results show that the mass of the phase change material and the volume of the optimized device are reduced by about 45% and 10% respectively. Moreover, the pressure difference inside and outside the cabin is maintained below 50 Pa and the backflow temperature is reduced to 340 K after the optimized pressure control device is used on the near space vehicle. Therefore, the proposed pressure control device can both control the pressure and lower the temperature, promising good application prospects in the field of aerospace.

收稿日期: 2022-03-28。 作者简介: 赵中元(1996—),男,硕士生;李明佳(通信作者),女,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金创新群体资助项目(51721004);国家科技重大专项资助项目(J2019-III-0021-0065)。

网络出版时间: 2022-07-14

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20220712.1703.004.html>

Keywords: near space vehicle; passive pressure control system; phase change pressure control device

临近空间飞行器具备超远程、极高速的机动能力和颠覆性的突防生存能力等特点,被视为未来的颠覆性技术^[1-7]。然而,一方面,飞行器在临近空间长时间机动飞行,其表面处于高马赫数、高动压、高焓的气动加热环境,舱内的气体在气动加热热流的作用下快速升温升压;另一方面,飞行器在大气层内长时间、大空域、宽速域地机动飞行,面临急剧变化的外部大气环境,飞行器舱外压力随着飞行高度的快速升降而急剧变化。上述两者共同作用,致使飞行器舱体内外壁面存在较大压差,严重时将会使得舱段蒙皮发生变形、出现裂缝,导致飞行器失效。为此,必须引入充排气系统,以平衡内外压差,保证飞行器安全。

纵观航空航天领域的飞行器充排气系统,可以分为主动式和被动式^[8-9]两种,分别如图1^[8]和图2^[9]所示。

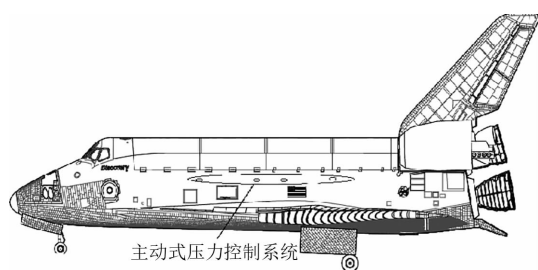


图1 美国航天飞机采用的主动式压力控制系统

Fig. 1 Active internal pressure control system in USA vehicle

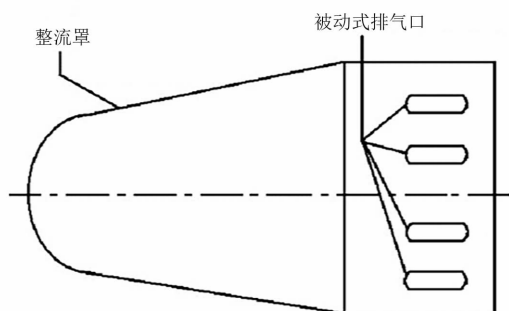


图2 运载火箭整流罩上的被动式排气口

Fig. 2 Passive air deflation holes in the radome of the launch vehicle

主动式压力控制主要是通过通过在舱内增加充排气系统、供气系统和监测系统,以实时调节舱内压力^[10],其具有较高的控制精度,因此常用于对舱内

压力敏感的载人航天器舱段等的设计^[11-17]。付仕明等^[18]建立了空间站舱体和送风装置的仿真模型,比较了不同空气流量、不同散流器布置位置和送风方向条件下的流速分布,提出散流器出口面积和送风速度、风量匹配时,能够改善空气流速分布。Fišer等^[19]采用 RANS 湍流模型对小型九人航天舱的内部气流循环系统进行了数值模拟,对比了典型混合、改进混合和过道下置3种供气方式,仿真结果表明,改进混合供气系统达到了最稳定的空气分配效果。靳健等^[20-22]在载人航天器氧分压控制系统研究方面开展了工作,其基于集总参数法建立了舱内气压控制系统的物理数学模型,研究了工作模式、供气方式、舱段数等关键因素对密封舱内空气总压和氧分压的影响,但是该系统需要使用较多的辅助设备,致使飞行器整体系统的复杂程度较高,降低了飞行器的总体性能。

相比于主动式充排气系统,被动式压力控制系统则相对简单,其通过在飞行器结构表面合理位置设计充排气孔,以实现降低结构所承受的舱内外压差载荷^[23-24]。郭鹏飞等^[8]结合计算流体力学(CFD)方法和准一维等熵流公式对飞行器飞行状态下的舱内压力进行了仿真预测。其特点是利用 CFD 方法总结出经验参数,然后用准一维等熵流分析法进行快速的工程预测,从而提高了仿真分析的效率,解决了高超非定常状态下准一维等熵流方法的计算偏差大和长时间、多状态下 CFD 方法模型复杂的问题。Davis 等^[25]通过仿真模拟加实验验证的方法研究了不同孔数、不同开孔角的排气孔在不同马赫数自由流情况下的流动特性,发现 90°的多开孔结构在高流量系数下会发生堵塞现象。由于被动式充排气系统结构简单,系统复杂度低,对飞行器的总体结构设计要求相对较低,已广泛应用于临近空间飞行器的结构设计。

然而,常规被动式充排气系统通常采用简单的开孔结构,虽然能较好地平衡舱内外压差,但是存在外部气动加热高温气体回流至舱内的问题,严重时可能导致舱内仪器高温失效。因此,本文首先初步提出了一种用于临近空间飞行器被动充排气系统的相变吸热式充排气装置,并通过数值仿真对该相变吸热式充排气装置进行了性能分析和结构优化。目的是通过增设相变吸热填充区域及合理地设计充排

气装置空气流道,在有效平衡飞行器舱内外压差(泄压功能)的同时,降低回流气体温度(降温功能),保障飞行器安全。

1 相变吸热式充排气装置结构的初步提出

本文基于大量文献调研,初步提出了一种相变吸热式充排气装置,如图 3 所示,其结构包括进气格栅、环形相变材料填充区域、柱形相变材料填充区域、引流罩壳和固定耳片 5 部分。

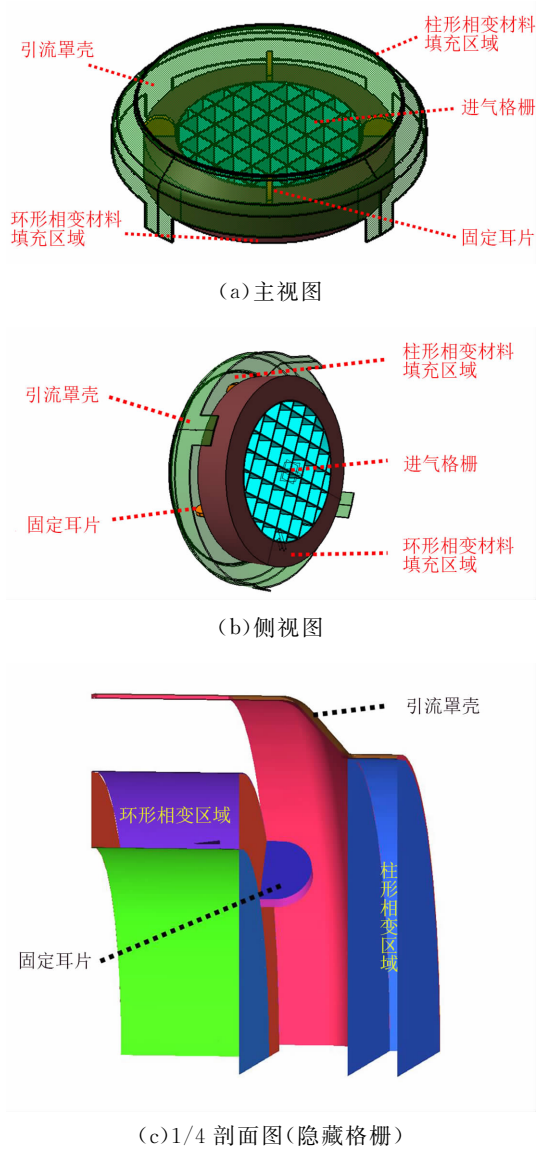


图 3 相变吸热式充排气装置结构示意图
Fig. 3 Schematic diagram of the phase change pressure control device

该相变吸热式充排气装置的设计思路如下:
(1)采用弯折的进气流路设计(充气时气体流路如图 4 所示,排气时流路相反),以增加空气在装置

中的停留时间,增大有效换热面积;
(2)入口布置进气格栅,以增大换热面积;
(3)采用环形+柱形两级相变材料填充区域,区域内部填充乙酰苯胺相变吸热材料,相变温度为 $(120\pm2)^{\circ}\text{C}$,相变潜热为 $(200\pm20)\text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$ 。

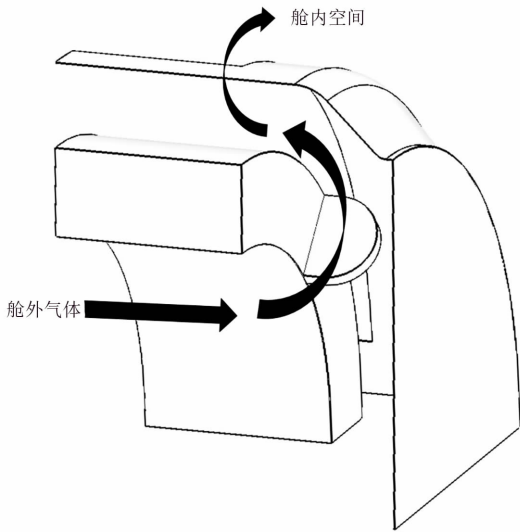


图 4 充气过程气体流路(隐藏格栅)
Fig. 4 Gas flow path during inflating process (hidden grille)

各部分的几何参数和主要功能为:
(1)进气格栅为圆柱形,内径为 $100\sim110\text{ mm}$,外径为 $102\sim112\text{ mm}$,高为 $36\sim40\text{ mm}$,中间布置若干截面为 $14\sim15\text{ mm}\times14\sim15\text{ mm}$ 、排列整齐的方形开孔,孔与孔之间的金属隔板厚度为 $0.8\sim0.9\text{ mm}$,用于平整充、排气气流,同时增大高温气体与充排气装置的有效换热面积;
(2)环形相变材料填充区域为设置于进气格栅外围的圆环形空心区域,环内径为 $102\sim112\text{ mm}$,环外径为 $140\sim150\text{ mm}$,高为 $36\sim40\text{ mm}$,内部填充有相变吸热材料,以吸收高温气体热量,降低回流空气温度;
(3)柱形相变材料填充区域为与环形相变材料填充区域平行布置的圆柱形空心区域,直径为 $155\sim160\text{ mm}$,高为 $12\sim14\text{ mm}$,内部填充有相变吸热材料,以吸收高温气体热量,降低回流空气温度;
(4)引流罩壳设置于进气格栅上方并与柱形相变材料填充区域相接,最大处外径为 $180\sim190\text{ mm}$,最小处外径为 $150\sim160\text{ mm}$,壳体厚度为 $1\sim1.2\text{ mm}$,用以折弯气体流路,增加空气在装置内的停留时间,提高装置换热性能;
(5)固定耳片为半圆柱形,直径为 $16\sim18\text{ mm}$,高为 $2\sim3\text{ mm}$,用以连接引流罩壳与环形相变材料

填充区域。

2 仿真建模

为确认上述相变吸热式充排气装置初始设计的泄压、降温功能是否满足需求,选取某飞行器的典型飞行工况,建立了相应的仿真模型。

2.1 几何模型

将飞行器简化为圆柱形的模拟舱,相变吸热式充排气装置安装于模拟舱体底面,如图5所示。

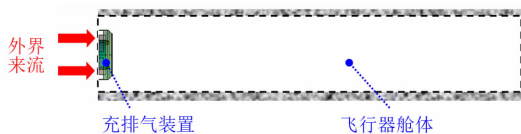


图5 圆柱模拟舱与充排气装置几何模型

Fig. 5 Geometric model of cylindrical simulation cabin with pressure control device

在进行充排气装置的性能仿真分析时,为减小网格划分的难度、提高数值分析的计算效率,同时兼顾计算的准确性,需要对原结构进行合理简化,并重新建立几何模型。本研究针对几何模型采取的主要简化处理措施包括以下方面。

(1)考虑设计结构具有良好的对称性,故仅保留1/4对称几何模型。

(2)简化/删除对气体流动影响较小的结构部件,例如删除进气格栅与环形相变区域的金属固定部件;删除引流罩壳与柱形相变区域的金属固定部件;简化各处倒圆角为直角,保留所有对流动有显著影响的金属结构,例如引流罩壳与模拟舱体的连接部分和金属耳片。

(3)入口段进气格栅采用直接建模的处理方式,即根据真实结构直接划分金属固体区域和孔道流体区域的计算网格。

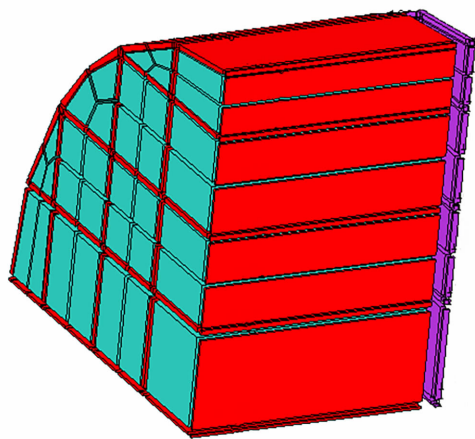
2.2 三维网格划分

由于模拟舱圆柱的几何结构较狭长,整体划分网格难度较大,综合考虑,最终采用多区域网格划分策略,以兼顾计算效率和充排气装置内部流动换热细节的模拟准确度。各区域三维结构化网格的拓扑策略如图6所示,各区域结构化网格最终效果如图7所示。

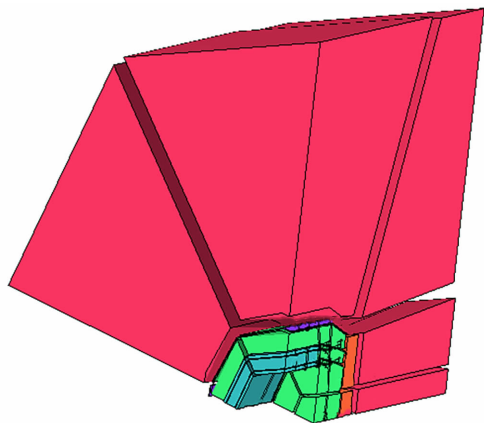
2.3 控制方程

充排气装置中与舱体内空气的三维流动与换热过程的连续性方程、动量守恒方程与能量守恒方程分别如下式所示。

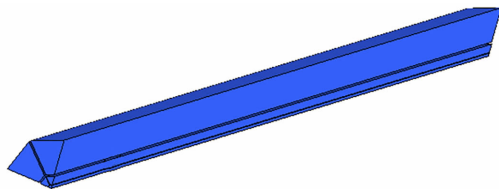
连续性方程为



(a) 格栅段



(b) 充排气装置及附近流场



(c) 飞行器舱体远场

图6 分区域结构化网格划分策略

Fig. 6 Structural meshing strategy for different regions

$$\frac{\partial \rho_a}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_a \mathbf{v}_a) = 0 \quad (1)$$

动量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_a \mathbf{v}_a) + \rho_a \mathbf{v}_a \cdot \nabla \mathbf{v}_a = -\nabla p + \nabla \boldsymbol{\tau} + \rho_a \mathbf{g} \quad (2)$$

能量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_a E) + \nabla [\mathbf{v}_a (\rho_a E + p)] = \nabla (k_a \nabla T_a + \boldsymbol{\tau} \mathbf{v}_a) \quad (3)$$

式中: t 为时间, s ; ρ_a 为空气密度, $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$; $\mathbf{v}_a$ 为速度矢量, $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; p 为压力, Pa ; $\boldsymbol{\tau}$ 为应力张量, Pa ; $\mathbf{g}$ 为惯性力加速度, $\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$; E 为空气的总能量,

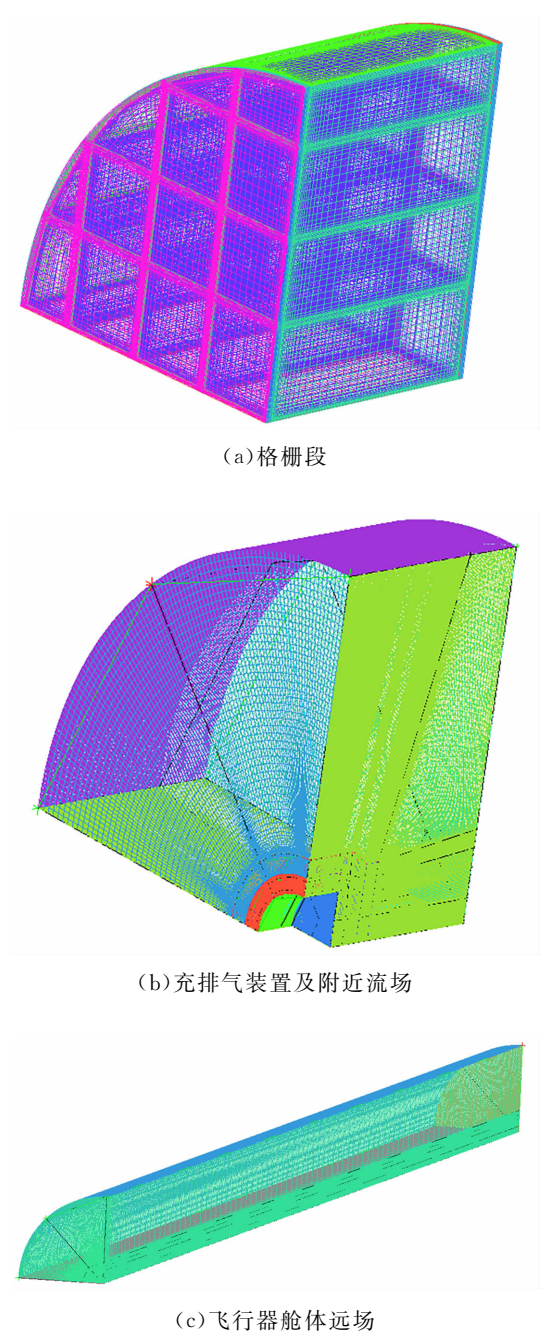


图 7 分区域结构化网格最终划分效果

Fig. 7 Structural meshing results for different regions

$\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$; T_a 为空气温度, K ; k_a 为等效导热系数, $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ 。

装置内相变材料相变过程的能量守恒方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\text{pcm}} H_{\text{pcm}}) + \nabla [\mathbf{v}_{\text{pcm}} (\rho_{\text{pcm}} H_{\text{pcm}})] = \nabla (k_{\text{pcm}} \nabla T_{\text{pcm}}) \quad (4)$$

式中: T_{pcm} 为相变材料温度, K ; k_{pcm} 为相变材料导热系数, $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$; H_{pcm} 为总焓, $H_{\text{pcm}} = h_{\text{pcm}} + \Delta H$, $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$; h_{pcm} 为显焓, $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$; ΔH 为相变焓, $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$, $\Delta H = \beta L$; L 为相变潜热, $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1}$ 。液相比

例系数 β 表达式为

$$\beta = \begin{cases} 0, & T_{\text{pcm}} \leq T_{\text{solid}} \\ \frac{T_{\text{pcm}} - T_{\text{solid}}}{T_{\text{liquid}} - T_{\text{solid}}}, & T_{\text{solid}} < T_{\text{pcm}} < T_{\text{liquid}} \\ 1, & T_{\text{pcm}} \geq T_{\text{liquid}} \end{cases} \quad (5)$$

式中:下标 solid 表示凝固点参数;下标 liquid 表示融化点参数。

壁面固体区域不涉及连续性方程和动量方程的计算,其导热过程的能量守恒方程为

$$\rho_s c_s \frac{\partial T_s}{\partial t} = k_s \Delta T_s \quad (6)$$

式中: T_s 为壁面材料温度, K ; c_s 为壁面比热容, $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$; k_s 为固体导热系数, $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ 。

2.4 计算方法

采用 FLUENT 压力基求解器、耦合隐式算法进行迭代计算。对比了不同湍流模型、不同网格数下的舱内平均温度与平均压力变化,完成了数值仿真的湍流模型筛选与网格无关性考核。工况的边界条件设置如图 8 所示。

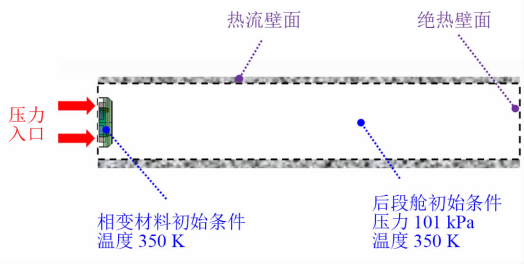


图 8 边界条件设置示意图

Fig. 8 Schematic diagram of boundary conditions

不同湍流模型下舱内温度变化情况如图 9 所示。可以看出, RNG $k-\epsilon$ 与标准 $k-\omega$ 模型的结果基本一致,而 S-A 模型则与它们有一定差距。RNG $k-$

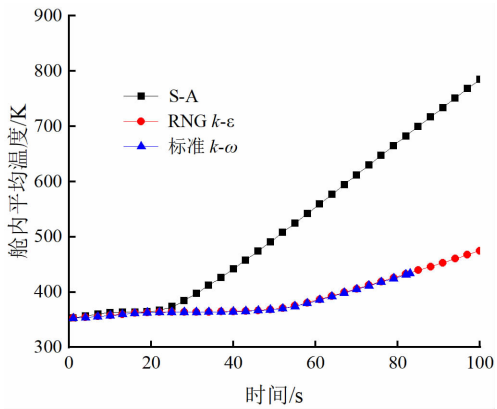


图 9 不同湍流模型下模拟舱内平均温度变化

Fig. 9 Average temperature change in cabin under different turbulence models

ϵ 模型是标准 $k-\epsilon$ 模型的变形,能模拟中等复杂的流动,其增强了对低雷诺数的适应性,除强旋流无法预测外,其余流动均可适用该模型。因此选用 RNG $k-\epsilon$ 模型作为飞行器充排气过程的仿真模型。

网格无关性考核结果如图 10 所示。可以看出,网格总数在 342 万以上时,模拟舱内平均压力无明显变化,因此选用 342 万的网格进行模拟舱充排气过程的仿真。

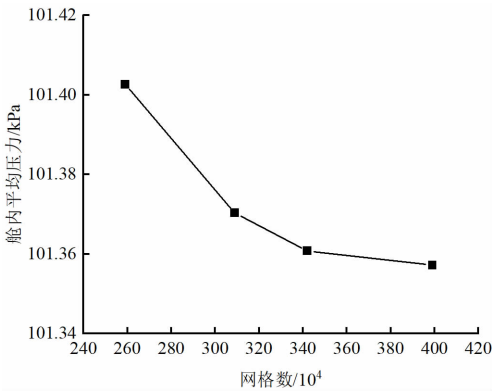


图 10 不同网格数下模拟舱内平均压力变化
Fig. 10 Average pressure change in cabin under different numbers of grids

3 充排气装置性能仿真与结构优化

基于上述模型,开展了动态温度压力入口工况下飞行器充排气过程的仿真模拟,考查了相变吸热式充排气装置初始设计的泄压、降温等功能,并完成了装置的优化设计。

3.1 充排气装置性能分析

充排气装置性能分析边界条件如图 11 所示。该工况下的流动由舱内外压力差驱动,当舱内压力大于舱外压力时,为排气过程,反之为充气过程。

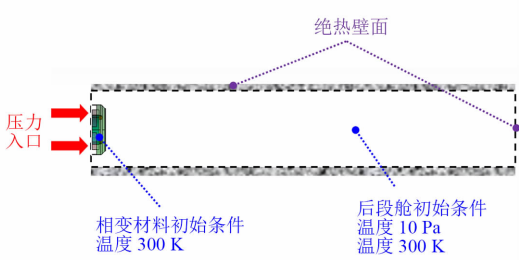


图 11 装置性能分析边界条件示意图
Fig. 11 Schematic diagram of the boundary conditions for performance analysis of the pressure control device

图 12 为飞行器飞行过程中舱外大气与舱内空气的压差曲线图。由图 12 中可以看出,舱内外压差

小于 10 Pa,装置具有良好的泄压性能,能较好地保证舱内外压力平衡。

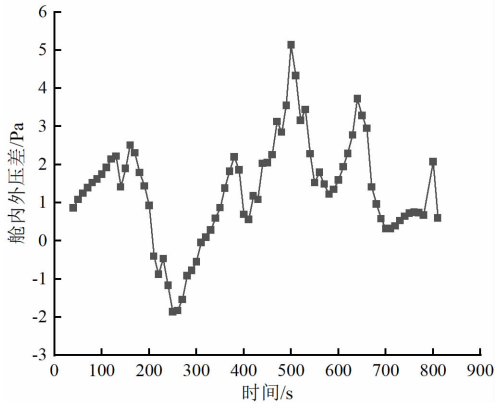


图 12 飞行过程中舱外与舱内压差
Fig. 12 Pressure difference outside and inside the cabin during flight

图 13 为充排气装置进出口面和舱内远场的空气平均温度变化。可以看出,在相变材料的吸热作用下,即使进气温度最大达到 2 000 K,装置出口面的平均温度始终保持在 500 K 以下,充排气装置降温性能良好。舱内远场空气温度在 500 s 后略高于空气入口温度,这是由于此时仍处于充气状态,舱内气体受压致使温度进一步上升。另外,可以明显看出,200~300 s 时段装置入口面平均温度突然下降,这是因为此阶段入口压力骤降,使得舱外压力低于舱内压力,发生排气。图 14 给出了 300 s 左右装置进出口面质量流量变化。从图 14 中可以看出,此时进出口面质量流量为负值,舱内冷流体回流至出口面,造成了入口面平均温度的突变。

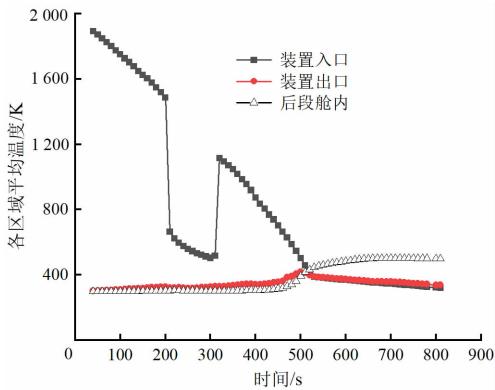


图 13 各区域平均温度变化
Fig. 13 Average temperature change in different regions

图 15 是仿真过程中环形与柱形区域内相变材料的平均温度与液相分数的变化情况,按相变材料吸热状态可大致分为两个阶段。

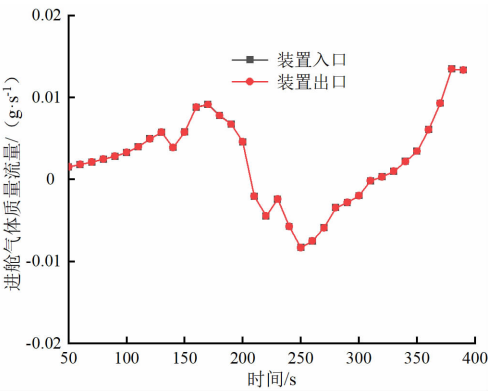


图 14 300 s 左右装置进出口面质量流量变化
Fig. 14 Inlet and outlet mass flow rate change of the pressure control device around 300 s

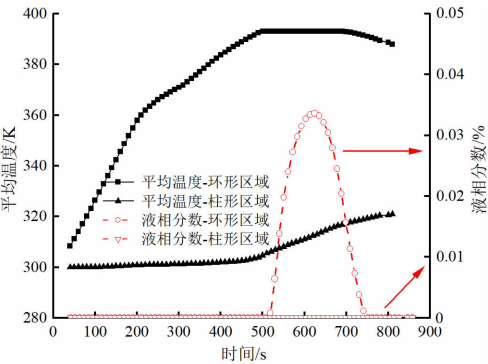


图 15 两级相变材料平均温度及液相分数变化
Fig. 15 Average temperature and liquid fraction change of two-stage phase change materials

(1)500 s 前,由于进出口压差及进气密度始终较小,压差驱动下的舱内外气体质量交换很弱,质量流量维持在极低的水平,因此相变材料能充分吸收进气空气的热量,使得进气温度维持在 400 K 左右,如图 13 所示。同时,由于需要吸收的热量较小,两级相变材料在此时间段内均处于显热吸热阶段。

(2)500 s 后,首先与热流体接触的环形相变材料开始熔化。此阶段虽然质量流量有所增大,但是进气温度降低,所需吸收的热量仍然不高,环形材料的最大液化分数为 0.03%,柱形相变材料升温较小且始终没有液化。

上述研究结果表明,相变吸热式充排气装置的总体性能较好,可满足泄压、降温的双重功能需求,但是受安装位置靠后及无格栅等间接增大换热面积的结构的影响,柱形相变区域的吸热能力远低于环形相变区域,其中填充的相变材料吸热能力被大大浪费。因此,需要进一步对充排气装置结构进行优化设计。

3.2 充排气装置结构优化

如 3.1 节所述,相变吸热式充排气装置的总体性能较好,但是存在柱形相变区域换热性能较差、填充的相变材料吸热能力浪费的问题。因此,考虑删去柱形相变区域,并适当增高环形相变区域,以对原始结构充排气装置进行改进,结构优化如图 16 所示。

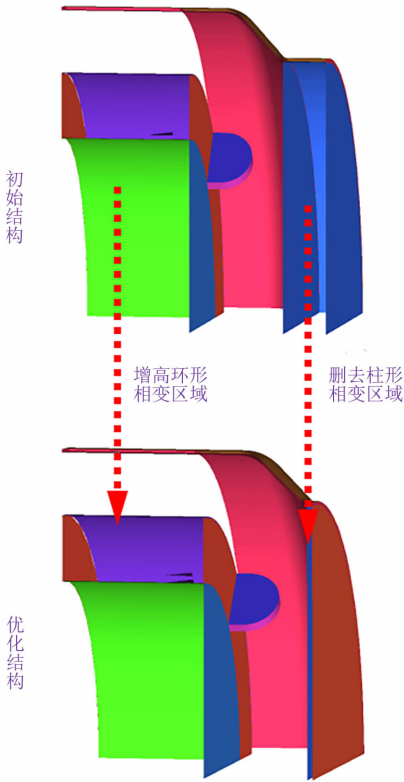


图 16 相变吸热式充排气装置结构优化
Fig. 16 Structure optimization of the phase change pressure control device

进一步完成了充排气装置优化结构的性能仿真分析,仿真工况及计算设置与初始结构保持一致。对比了初始充排气装置与优化装置作用下的舱内外压差和舱内平均温度变化,分别如图 17、图 18 所示。

从图 17 和图 18 中可以看出:

(1)充排气装置的两种结构泄压性能相当,二者的最大舱内外压差均为 5.2 Pa 左右;

(2)充排气装置的两种结构吸热性能相当,优化装置的舱内气体平均温度相比初始装置仅有约 6 K 的上升。

然而,优化结构相比初始结构,相变材料填充质量减少了约 45%,装置体积缩小了约 10%,因此选用优化装置作为相变吸热式充排气装置的最终设计方案。

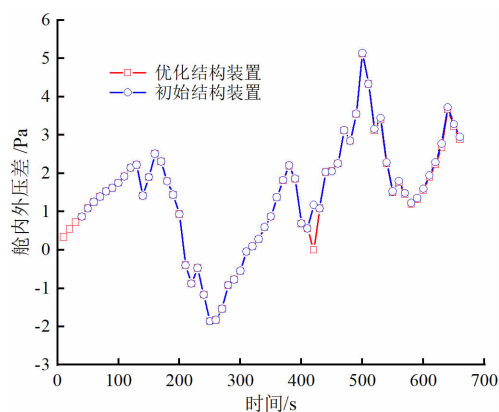


图 17 优化前后舱内外压差对比

Fig. 17 Comparison of the pressure difference inside and outside the cabin before and after the optimization

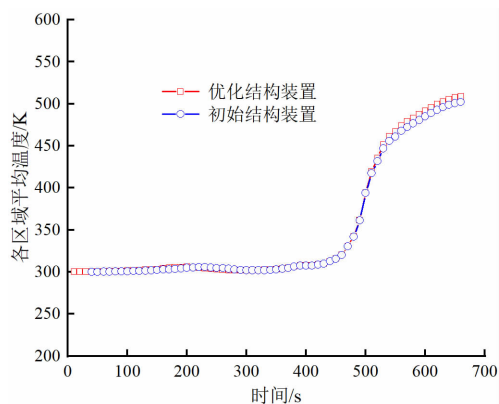


图 18 优化前后舱内平均温度对比

Fig. 18 Comparison of the average temperature inside the cabin before and after the optimization

4 完整飞行工况下被动充排气系统性能分析

第3节研究仅针对飞行器下降阶段的被动充排气过程进行了仿真分析。本节进一步仿真分析了包含快速上升、机动飞行及快速下降3种飞行姿态的完整飞行工况下充排气装置的性能。

4.1 几何模型

飞行器充排气系统的几何模型如图19所示,它由位于前段的锥状密闭舱、向后延展的棱台状后段舱及相变吸热式充排气装置组成。充排气装置安装在飞行器的底部中心位置。

飞行过程中的边界条件示意如图20所示,考虑对称性,图20为实际结构的一半。在气动热流密度加热和机动飞行造成的舱外大气压力动态变化的共同作用下,舱体内外压差不断变化。空气在压差驱动下经充排气装置进、出舱体,实现舱内外压力的动

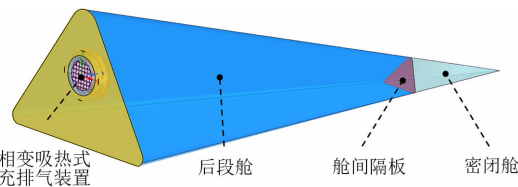


图 19 飞行器充排气系统几何模型

Fig. 19 Geometric model of pressure control system for a near space vehicle

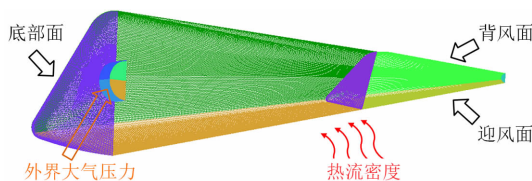


图 20 边界条件示意图

Fig. 20 Schematic diagram of boundary conditions

态平衡。

4.2 结果与分析

针对飞行过程中充排气流量、舱内外压差及进舱气体温度等关键性能参数进行了分析。

图21给出了充排气装置进口面的平均质量流量,即进/出飞行器舱体的空气质量流量变化情况。从图21可以看出,质量流量变化可明显分为与飞行姿态对应的3个时间阶段,即:0~100 s,充排气质量流量为负值,说明系统处于排气状态,且质量流量较高,并呈迅速下降的趋势;100~780 s,充排气质量流量时正时负,说明系统不断在充、排气状态之间切换,且质量流量较低,在0附近小幅波动;780~821 s,充排气质量流量为正值,说明系统处于充气

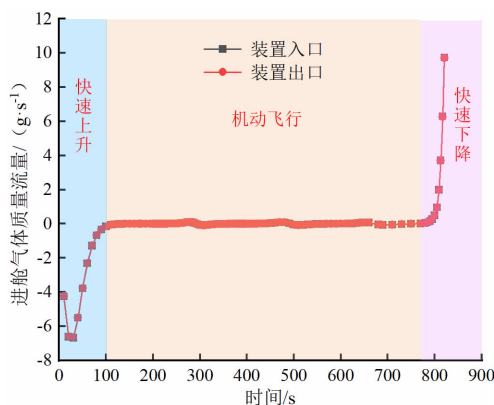


图 21 充排气装置进口面平均质量流量变化(负值表示排气过程)

Fig. 21 Average mass flow rate change at the inlet of the pressure control device (negative values indicate exhaust process)

状态,且质量流量迅速升高。可以看出,飞行器快速上升与快速下降阶段的充/排气质量流量明显高于机动飞行阶段(高数个数量级),因此装置通流面积的设计需以该两阶段为准,以防出现流动拥塞。

图 22、图 23 分别为飞行器飞行过程中舱内外压差和后段舱进气平均温度的变化情况。由图中可以看出:

- (1) 整个飞行过程中,舱内外最大压差约为 50 Pa;
- (2) 飞行器快速爬升阶段(0~100 s)及快速下降阶段(780~821 s)的舱内外压差明显大于机动飞行段(100~780 s),因此实践上更需要注意飞行器在高度快速变化阶段的内外压差载荷;
- (3) 在充排气装置内相变材料的吸热作用下,后段舱进舱气体平均温度始终在 340 K 以下。

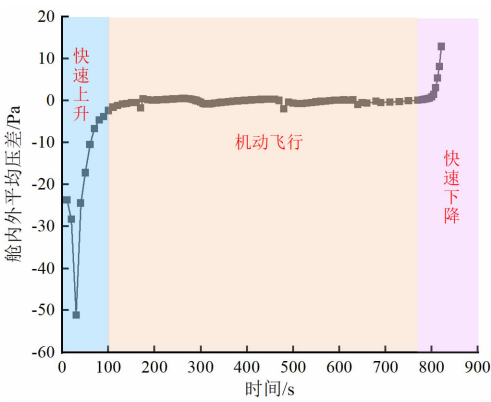


图 22 飞行过程中舱外与舱内压差

Fig. 22 Pressure difference outside and inside the cabin during flight

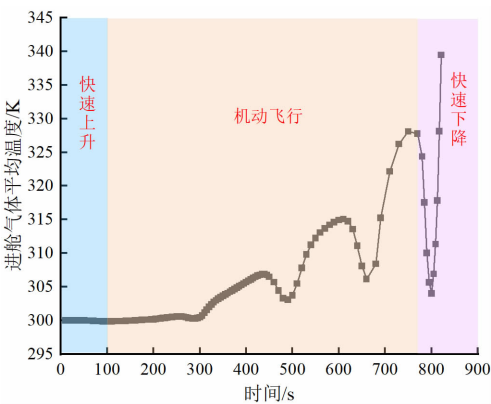


图 23 经相变吸热式充排气装置降温后的进舱气体温度

Fig. 23 Air temperature after cooling by phase change pressure control device

图 24 给出了有无相变吸热式充排气装置作用时舱内平均温度的变化情况。可以看出,加装相变

吸热式充排气装置后,舱内最高气温约为 530 K,其相比无相变吸热式充排气装置作用的情况低了约 70 K。

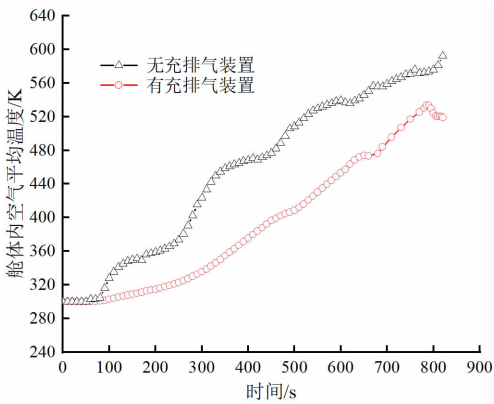


图 24 有无相变吸热式充排气装置时的舱内平均气温

Fig. 24 Average air temperature of the cabin with and without the phase change pressure control device

上述结果表明,本文提出的相变吸热式充排气装置可以有效地降低飞行器飞行过程中的舱内外压差,同时显著降低高温回流气体进入舱内时的温度,进而保障飞行器安全。

5 结 论

本文针对常规被动式充排气孔存在外部气动加热高温气体回流至舱内,进而导致舱内仪器高温失效的问题,提出了一种用于临近空间飞行器被动充排气系统的相变吸热式充排气装置,并通过数值仿真对该相变吸热式充排气装置进行了性能分析和结构优化,获得以下主要结论。

- (1) 建立了包含相变吸热式充排气装置的复杂飞行器系统的三维动态流动与换热仿真模型,可以预测相变吸热式充排气装置的泄压与降温性能,分析装置设计的合理性。
- (2) 完成了相变吸热式充排气装置的结构优化。研究发现相变吸热式充排气装置初始结构的两级(环形与柱形)相变材料填充区域,存在柱形区域换热能力差的问题。通过增高环形相变区域、删去柱形相变区域的改进,装置在泄压与吸热性能几乎不变的前提下,相变材料填充质量减少了约 45%,装置体积缩小了约 10%,结构更加优良。

(3) 探究了优化装置的泄压与降温性能。将优化后的充排气装置应用于某临近空间飞行器上,计算得到舱内外最大压差约为 50 Pa,进舱气体温度被吸热降温到 340 K 以下。此外,加装相变吸热式

充排气装置后,舱内最高气温约为 530 K,其相比无相变吸热式充排气装置作用的情况低了约 70 K。研究还发现,飞行器快速上升与快速下降阶段的舱内外压差和充排气质量流量比机动飞行阶段高数个数量级,因此充排气装置通流面积的设计需以快速上升和下降两阶段为准,以防出现流动拥塞。

本文提出的相变吸热式充排气装置不仅具有良好的泄压降温综合性能,且结构简单、应用方便,在航空航天领域展示出了较好的应用前景。

参考文献:

- [1] 王鹏飞, 罗畅, 白炎. 临近空间高超声速飞行器进展及防御策略分析 [J]. 现代防御技术, 2021, 49(6): 16-21, 28.
WANG Pengfei, LUO Chang, BAI Yan. Development of near space hypersonic vehicles and defense strategies analysis [J]. Modern Defence Technology, 2021, 49(6): 16-21, 28.
- [2] 田宏亮. 临近空间高超声速武器发展趋势 [J]. 航空科学技术, 2018, 29(6): 1-6.
TIAN Hongliang. Development trends of near space hypersonic weapon [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(6): 1-6.
- [3] 姜鹏, 匡宇, 谢小平, 等. 国外高超声速飞行器研究现状及发展趋势 [J]. 飞航导弹, 2017(7): 19-24.
JIANG Peng, KUANG Yu, XIE Xiaoping, et al. Research status and development trends of foreign hypersonic aircraft [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2017(7): 19-24.
- [4] ZHANG Tengfei, CHEN Qingyan. Novel air distribution systems for commercial aircraft cabins [J]. Building and Environment, 2007, 42(4): 1675-1684.
- [5] MALYUTA D, YU Yue, ELANGO P, et al. Advances in trajectory optimization for space vehicle control [J]. Annual Reviews in Control, 2021, 52: 282-315.
- [6] DING Yibo, YUE Xiaokui, CHEN Guangshan, et al. Review of control and guidance technology on hypersonic vehicle [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(7): 1-18.
- [7] DONG Chaoyang, LIU Chen, WANG Qing, et al. Switched adaptive active disturbance rejection control of variable structure near space vehicles based on adaptive dynamic programming [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(7): 1684-1694.
- [8] 郭鹏飞, 刘杰平, 陈龙. 高超声速飞行器舱内压力预测 [J]. 宇航学报, 2016, 37(1): 55-60.
GUO Pengfei, LIU Jieping, CHEN Long. Internal pressure prediction of hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(1): 55-60.
- [9] 张敏捷, 杨雷, 左光, 等. 航天器通气孔放气过程计算研究 [J]. 载人航天, 2018, 24(6): 759-764.
ZHANG Minjie, YANG Lei, ZUO Guang, et al. Study on venting process through venting holes of spacecraft [J]. Manned Spaceflight, 2018, 24(6): 759-764.
- [10] 汪东军. 飞行器动力增压系统测试与控制技术研究 [D]. 北京: 北京交通大学, 2019: 12-18.
- [11] 芮嘉白, 郑传先, 王普秀. 载人航天器密封舱压控规律解析解及其实验验证 [J]. 航天医学与医学工程, 2001, 14(4): 264-267.
RUI Jiabai, ZHENG Chuanxian, WANG Puxiu. Analytic solution and experimental verification of pressure control function of the sealed module of manned space vehicle [J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2001, 14(4): 264-267.
- [12] 徐向华, 任建勋, 梁新刚, 等. 载人航天器密封舱内空气压力的动态分析 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2002, 42(11): 1492-1495.
XU Xianghua, REN Jianxun, LIANG Xingang, et al. Dynamic analysis of the cabin atmosphere in a manned spacecraft [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2002, 42(11): 1492-1495.
- [13] 郑忠海, 张吉礼. 载人航天器舱内通风空调特性和数值模拟 [J]. 建筑热能通风空调, 2005, 24(4): 86-90.
ZHENG Zhonghai, ZHANG Jili. Numerical simulation and characteristic of manned spacecraft ventilation and air conditioning [J]. Building Energy & Environment, 2005, 24(4): 86-90.
- [14] SON C H, TURNER E H, SMIRNOV E M, et al. Integrated computational fluid dynamics carbon dioxide concentration study for the international space station [J]. SAE Transactions, 2005, 114: 89-94.
- [15] 霍昱旭, 李玉忍, 宋颖慧. 飞机座舱压力气动调节系统的建模与仿真 [J]. 计算机仿真, 2014, 31(1): 36-40.
HUO Yuxu, LI Yuren, SONG Yinghui. Modeling and simulation of aircraft cabin pressure's pneumatic regulator system [J]. Computer Simulation, 2014, 31(1): 36-40.
- [16] SUN Lefeng, JIN Jian, CHEN Liping, et al. Modeling and simulation on environmental and thermal control system of manned spacecraft [C]// Proceedings of the 12th International Modelica Conference. Linköping, Sweden: Linköping University Electronic Press, 2017:

- 397-405.
- [17] LI Zhe, AN Meizhen, ZHANG Qiao, et al. Fusion control of gas pressure and noise in sealed cabin of manned spacecraft [C]//2020 Chinese Control and Decision Conference (CCDC). Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2020: 3770-3772.
- [18] 付仕明, 徐小平, 李劲东, 等. 空间站舱内空气速度分布的 CFD 分析 [J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1137-1141.
- FU Shiming, XU Xiaoping, LI Jindong, et al. CFD analysis of air velocity distribution in space station cabin [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1137-1141.
- [19] FIŠER J, JÍCHA M. Impact of air distribution system on quality of ventilation in small aircraft cabin [J]. Building and Environment, 2013, 69: 171-182.
- [20] 靳健, 杨晨, 侯永青. 一种载人航天器气压控制系统仿真模型 [J]. 航天器工程, 2015, 24(3): 51-57.
- JIN Jian, YANG Chen, HOU Yongqing. Simulation model for air pressure control system of manned spacecraft [J]. Spacecraft Engineering, 2015, 24(3): 51-57.
- [21] 靳健, 侯永青. 供氧模式对载人航天器气压控制的影响分析 [J]. 航天器环境工程, 2015, 32(5): 469-476.
- JIN Jian, HOU Yongqing. The effect of oxygen supply mode on air pressure control of manned spacecraft [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(5): 469-476.
- [22] 靳健, 徐进, 侯永青. 多舱段载人航天器氧分压控制仿真分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1409-1415.
- JIN Jian, XU Jin, HOU Yongqing. Simulation analysis on oxygen partial pressure control of multi-cabin manned spacecraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1409-1415.
- [23] 梁志伟, 尹永利, 朱艳芳. 载人航天器压力应急状况下舱压变化的仿真研究 [J]. 航天医学与医学工程, 2000, 13(2): 128-131.
- LIANG Zhiwei, YIN Yongli, ZHU Yanfang. A simulation study of cabin pressure changes under accidental leakage [J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2000, 13(2): 128-131.
- [24] FEJTEK I, WALLER G, WONG R. Computational study of the flowfield of an aircraft outflow valve [C]//23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2005: AIAA 2005-4843.
- [25] DAVIS D O, VYAS M, SLATER J. Research on supersonic inlet bleed [C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2012: AIAA 2012-272.

(编辑 武红江 亢列梅)