

运载火箭贮箱增压消能器流场数值仿真方法研究

李颖琦¹, 胡梦琦¹, 梁国柱¹, 王非凡², 胡正根²

(1. 北京航空航天大学宇航学院, 北京 102206;
2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 在液体运载火箭贮箱的入口, 通常采用增压消能器对贮箱增压气体进行均流、减速, 使增压气体平稳、缓慢地降落在推进剂液面上。增压消能器通常由多层筛网、导流锥、扩容腔等部件组成。根据美国 NASA 的半人马座火箭采用的喇叭口消能器结构和参数, 使用计算流体力学 (CFD) 方法对该种喇叭口形消能器的稳态工作过程进行了数值仿真, 获得了消能器工作时的内部流场。通过与美国 Lewis 中心的消能器试验数据对比, 发现仿真结果与试验结果吻合, 验证了仿真方法的正确性。研究表明: 消能器内部的一级筛网是产生能量损耗的主要来源, 设置容腔及增大流通面积能有效降低气体的流动速度, 多层筛网对均匀气体分布起到很好的效果。本文应用的流场仿真方法可以推广至其他类型的消能器, 为增压消能器的选型、优化设计起到参考作用。

关键词: 液体运载火箭; 增压输送系统; 消能器; 数值仿真

中图分类号: V434+.23 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2021) 01-0050-07

Research on Numerical Simulation Method of Diffusers in Launch Vehicle Tanks

LI Yingqi¹, HU Mengqi¹, LIANG Guozhu¹, WANG Feifan², HU Zhenggen²

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 102206, China;
2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: At inlets of liquid launch vehicles' tanks, diffusers are used to reduce the velocity and improve uniformity of the pressurized gas, aiming to make pressurization smooth and steady. Diffusers are composed of screens, diversion cones and large cavities. Based on the structure and parameters of the diffuser of NASA's Centaur rocket, this research used Computational Fluid Dynamics (CFD) and completed the numerical simulation of its steady working process, and thus, the internal flow field was explored. Good agreements were observed between the current numerical simulation and experimental data according to the literature of Lewis Center, which explained that the numerical simulation method was correct. The research revealed that the first screen was the main source of energy loss, setting the cavity and increasing the flow area could effectively reduce the pressurized gas velocity, and the multi-layer screen played a good job in making the gas uniform. The numerical simulation method can be applied to other kinds of diffusers, and the results can be potentially used for model selection, design and optimization of diffusers.

Key words: Liquid launch vehicles; Pressurization system; Diffuser; Numerical simulation

收稿日期: 2020-08-12; **修订日期:** 2021-01-09

作者简介: 李颖琦 (1995-), 女, 硕士, 主要研究方向为运载火箭贮箱增压系统。E-mail: liyingqi@buaa.edu.cn

通信作者简介: 梁国柱 (1966-), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为火箭发动机及运载火箭动力系统。

E-mail: lgz@buaa.edu.cn

0 引言

在液体运载火箭工作过程中,贮箱内的液体推进剂会源源不断地供给发动机。随着贮箱内液面逐渐下降,以及飞行时过载、热交换等变化带来的影响,导致气枕压力不断降低,为满足推进剂的正常供应及贮箱结构的内压要求,必须对贮箱气枕进行气体补充。增压气体的来源一般是高压气瓶或发动机,其流出速度大、动能高,若直接喷入贮箱气枕空间,会造成推进剂液体飞溅和晃动,对贮箱的工作过程造成不利影响,因此对增压气体进入贮箱的过程进行合理约束和控制十分关键^[1]。

20 世纪 70 年代, NASA 针对半人马座火箭的液氢贮箱的增压系统设计喇叭口形增压消能器并进行了整机试验。试验数据表明,在贮箱入口设置带有多层筛网和扩容结构的喇叭口形增压消能器,能有效降低增压气体速度,并使其均匀地注入气枕^[2]。2014 年,李克诚^[1]运用 CFD 软件 Fluent 对喇叭口形、直筒形、多重筛网形等 6 种增压消能器进行了数值仿真及结构优化,发现挡板、扩容腔等结构起到了阻流、降速作用^[3]。2016 年,张晓颖等^[3]设计了莲蓬状的低温贮箱回流消能器并完成数值仿真,发现莲蓬状装置能分散束流,达到减速和均流的效果,但并未用实物试验验证。

在现役的大型液体运载火箭贮箱入口,通常设置喇叭口形增压消能器,其结构组成与 NASA 半人马座采用的消能器大致相同^[4]。为了更好地了解消能器内部的流动过程,本文针对喇叭口形增压消能器,进行 CFD 数值仿真和分析,得到消能器的工作性能,并与 NASA 的试验数据对比,提出一套可推广至其他类型消能器的仿真方法,为增压消能器的设计和优化研究提供参考。

1 物理模型

NASA 在 1972 年采用的半人马座火箭贮箱增压消能器^[2],如图 1 所示。利用 Pro/E CREO 建立三维模型如图 2 所示。

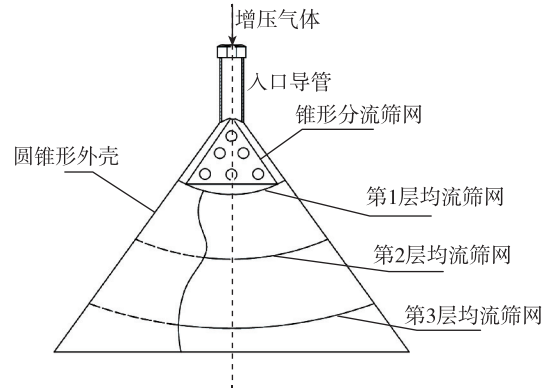


图 1 NASA 半人马座液氢贮箱增压消能器^[2]

Fig. 1 NASA's Centaur hydrogen tank pressurizing diffuser^[2]

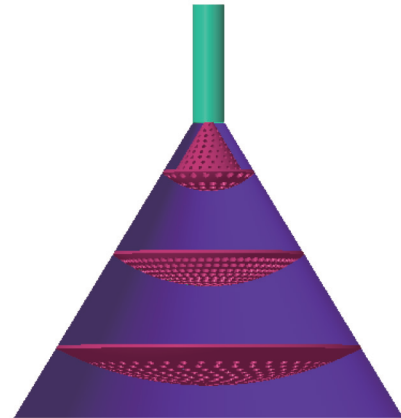


图 2 增压消能器 Pro/E CREO 三维模型

Fig. 2 The 3D model of the diffuser in Pro/E CREO

该喇叭口形消能器安装在贮箱入口中心,由入口导管、锥形分流筛、三层分流孔板和锥形外壳组成。入口导管直径为 25.4 mm,喇叭口出口直径为 304.8 mm,锥形筛网和三层分流孔板的开孔率 $\left(\text{面积开孔率 } \beta = \frac{A_{\text{开孔}}}{A_{\text{总}}}\right)$,如表 1 所示。

表 1 增压消能器分流筛网和孔板尺寸

Tab. 1 The size specification of screens and pored plates of the diffuser

圆孔所在位置	开孔数量/个	开孔直径/mm	面积开孔率/% ^[2]
锥形分流筛	128	3	14.6
第 1 层分流孔板	56	6	32.8
第 2 层分流孔板	337	6	48.5
第 3 层分流孔板	302	6	18.5

考虑到建模和数值仿真计算效率, 本文将原模型做了适当简化:

1) 分流筛、分流孔板为 3 mm 厚的钢板, 并按同心圆规律均匀分布通孔。各层筛网和孔板的面积开孔率参考美国 Lewis 中心消能器数据^[3], 考虑到工程实际, 锥形分流筛面积较小, 采用 $\phi 3$ mm 的圆孔; 3 层分流孔板的面积较大, 采用 $\phi 6$ mm 的圆孔。开孔数量依据开孔率和面积推算得到。

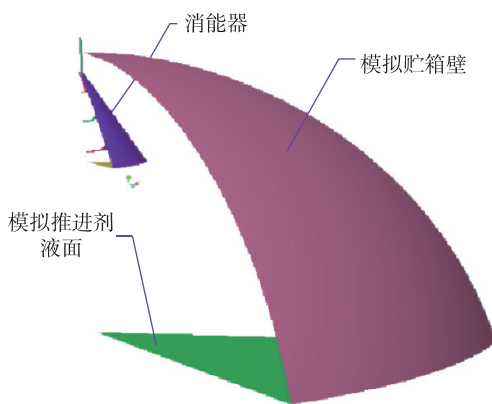
2) 因入口导管和外壳的厚度对流场影响较小, 将入口导管、锥形外壳处理成无厚度壁面。

3) 为模拟增压消能器在贮箱内部工作的真实环境, 在消能器外围建立贮箱壁和液面, 贮箱上半部分是半径为 963 mm 的球形, 消能器出口距离液面 450 mm, 如图 3 (a) 所示。为方便对出口流场的分析, 在消能器出口设置虚拟面, 如图 3 (b) 所示。

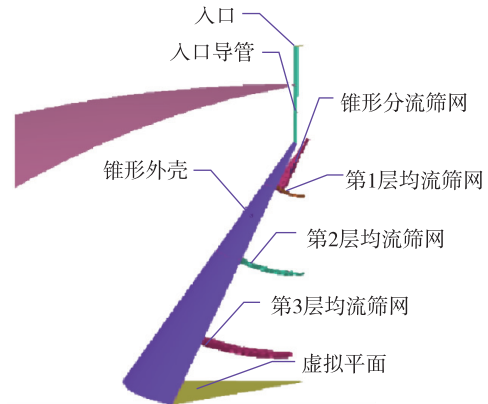
4) 考虑到喇叭口形消能器及贮箱是三维轴对称结构, 为减少网格数量, 在不影响计算准确度和精度的情况下提高计算速度, 将建立好的全尺寸模型切割为 1/8 模型, 如图 3 (b) 所示, 并以 1/8 模型划分网格并进行计算。

增压气体在消能器内经历的过程大致如下: 从消能器入口导管进入, 在内部流经分流锥、几级筛网、扩容腔等分部件, 最后从消能器出口流向推进剂液面。因此可将入口导管作为上游入流边界, 推进剂液面作为下游出流边界。

增压气体流过消能器, 会产生压力损失, 不考虑流动过程中的热交换, 认为增压气体经历的是定常可压缩绝热不等熵流动。



(a) 流场整体 1/8 三维模型



(b) 消能器局部

图 3 增压消能器内外流场 1/8 三维模型

Fig. 3 The 1/8 3-D model of the internal and external flow field of the diffuser

2 数值仿真方法

2.1 数学模型

研究对象为消能器复杂结构内增压气体的稳态流动过程, 控制方程中的连续性方程、动量方程和能量方程可参考相关研究^[5-6]。连续性方程无质量源项变化, 能量方程无能量源项变化, 动量方程不考虑气体重力。除此之外, 还需补充完全气体状态方程。

2.2 数值方法

采用 CFD 软件 Fluent 对增压气体流动过程进行仿真计算。增压气体为单相完全气体, 流动速度较低, 因此采用基于压力的分离式求解器, 对于压力-速度求解采用 SIMPLE 算法, 使用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型研究消能器稳态工作过程, 故采用定常解法。因研究主体是消能器内部流场, 所以在整个流域的出口面上忽略气液两相作用。在计算前期使用软件推荐的松弛因子以提高计算稳定性, 后期将松弛因子设为 0.1~0.5 以提高计算精度。收敛精度为软件默认值, 连续性、动量、能量项残差精度分别为 10^{-3} , 10^{-5} , 10^{-7} 。

依据 NASA 的研究报告^[2], 给出计算域的入口边界和出口边界条件, 如表 2 所示。忽略气体与外界热交换, 故壁面设置为标准绝热壁面, 粗糙度为 0.000 5 m。虚拟面设为 interior 类型。因 1/8 分割产生的两个侧面设为 interface 类型, 旋转周期边界条件。

表 2 数值仿真的出、入口条件

Tab. 2 The exit and inlet condition in numerical simulation

增压介质	入口条件	出口条件
氢气	质量流量 0.035 kg/s, 温度 262 K	总压 174 kPa

2.3 网格设计

使用 ICEM CFD 软件进行模型网格划分。喇叭口形增压消能器内部有多层分流筛，平均每层分流筛都有数以百计的筛孔，若采用三维结构网格，则需要对每一个筛孔分别进行分割、划分网格节点，将耗费大量时间。而且消能器内流场存在拐角、尖锐区域，形状不规则，更适合用三维自动网格。

但三维自动网格也存在缺点，针对它的不足，结合喇叭口形增压消能器模型，进行以下改进：

1) 消能器流场采用四面体网格，但在壁面处建立四棱柱边界层网格，模拟流体与壁面接触时产生的附面层，以解决三维自动网格不能很好地处理壁面黏性问题的缺点。如图 4 所示，在消能器的圆锥侧壁面处生成了四棱柱网格，以捕捉流体与壁面摩擦的细节。因为小孔数量大而尺寸小，设置边界层网格将导致网格质量下降且数量增多，无法高效计算，故小孔内部未严格划分边界层网格。

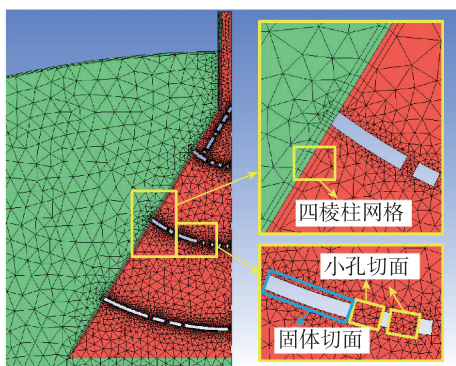


图 4 增压消能器壁面附近的棱柱网格和筛网小孔附近网格

Fig. 4 The prism mesh near the diffuser's wall and the mesh near the screen's hole

2) 在几何尺寸较小的区域和需要高精度计算的区域进行网格加密，在几何尺寸较大的区域和远离消能器内部流场的区域采用相对粗放网格，以解决三维自动网格的几何填充效率较低的缺点，在不影响计算准确性的条件下减少网格数量，提

高计算效率。如图 4 所示，消能器筛网的小孔附近网格尺寸小，网格分布较密。第二层筛网的一个小孔轴向网格数约为 6，截面直径网格数约为 40 (对应小孔直径 $\phi=6$ mm，高度 $h=3$ mm)。如图 5 所示，计算域划分为消能器内部流场 (红色区域) 和消能器外部流场 (绿色区域)，最大网格尺寸分别设置为 10, 20，图中也给出了分流筛网的俯视图。内部流场流动复杂，细化网格以捕捉流动细节，外部流场较均匀，粗化网格以减少网格数量。

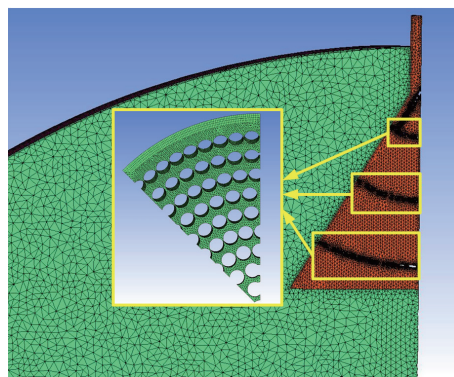


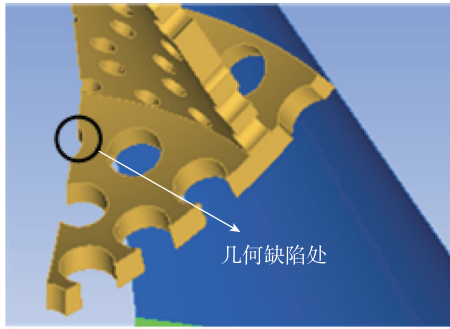
图 5 贮箱内的增压消能器流场网格和分流筛网的俯视图

Fig. 5 The mesh of flow field of the diffuser in the tank and vertical view of the screen

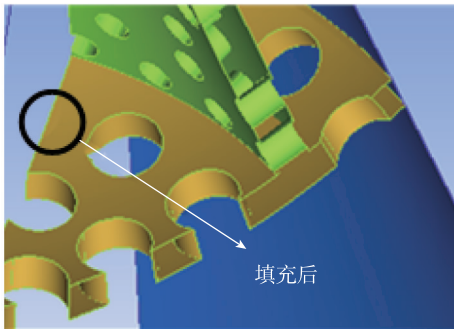
3) 一些几何特征为次要特征，为提高网格精度，对几何模型进行适当简化。如图 6 所示，在第一层分流孔板，出现了因 1/8 切割而留下的流通面积极小的筛孔，自动体网格生成时会在此处产生质量较差的网格，降低计算精度。此处的小流通面积筛孔并非研究的主要几何特征，所以采取填补的方式将其去除，以提高网格质量。

2.4 网格无关性验证

为分析网格数量对计算结果准确度的影响，针对同一几何模型，在入口、锥形分流筛、分流孔板、出口处适当加密网格^[7]，分别采取数量为 62 万、80 万、104 万、125 万的网格进行计算，选取入、出口马赫数及整体压力损失作为监测对象，结果如表 3 所示。不同网格的数值仿真结果如图 7 所示。结果表明，80 万、104 万、125 万这 3 套网格的计算结果一致，最大相对偏差不超过 10%，而 62 万网格计算结果与另 3 套网格计算结果相对偏差高达 25%，精度降低，因此计算应采用 80 万以上的网格。



(a) 修补前



(b) 修补后

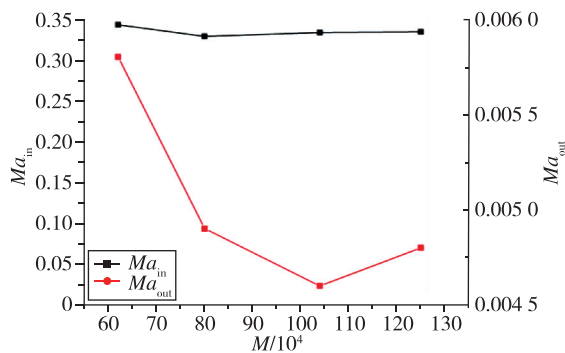
图6 几何修补对比图

Fig. 6 The comparison of the model before and after the geometric repairing

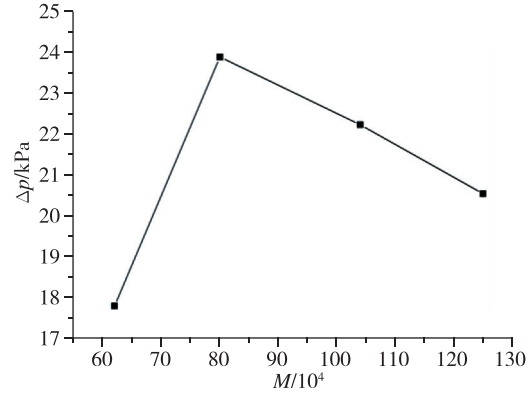
表3 网格无关性验证结果

Tab. 3 The independence verification of the mesh

网格数量 $M/万$	入口马赫数 Ma_{in}	出口马赫数 Ma_{out}	整体压力损失 $\Delta p/kPa$
62	0.342 5	0.005 8	17.785
80	0.328 5	0.004 9	23.864
104	0.333 2	0.004 6	22.212
125	0.333 9	0.004 8	20.524



(a) 入、出口马赫数随网格数的变化



(b) 总压损失随网格数的变化

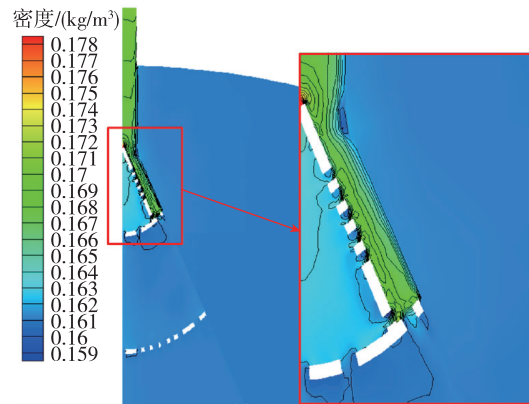
图7 不同网格的数值仿真结果

Fig. 7 Results of numerical simulation with different mesh

3 计算结果及分析

采用数量为125万的网格进行计算，在Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2650 0@2.00 GHz支撑下，计算收敛需大约72 h。计算结果表明：消能器出口的面平均马赫数为0.004 786，不均匀指数0.746 4（不均匀指数越接近1，该物理量分布越均匀），降速比例达到98.5%，整体压力损失为20.524 kPa，占入口总压的11%。NASA在1972年的全尺寸整机试验测得消能器出口马赫数不超过0.1^[2]，仿真结果与之吻合，证明数值仿真方法的正确性。

仿真结果如图8所示。结果表明，增压气体在经过入口导管、锥形分流筛和三层筛网后会产生能量损失，而设计要求则是尽量降低此损失，从而降低对增压气源压强的要求。图8(d)表明，增压气体在经过锥形分流筛后产生了大约20 kPa的总压损失，占整个损失的92.9%。由此可见，



(a) 密度

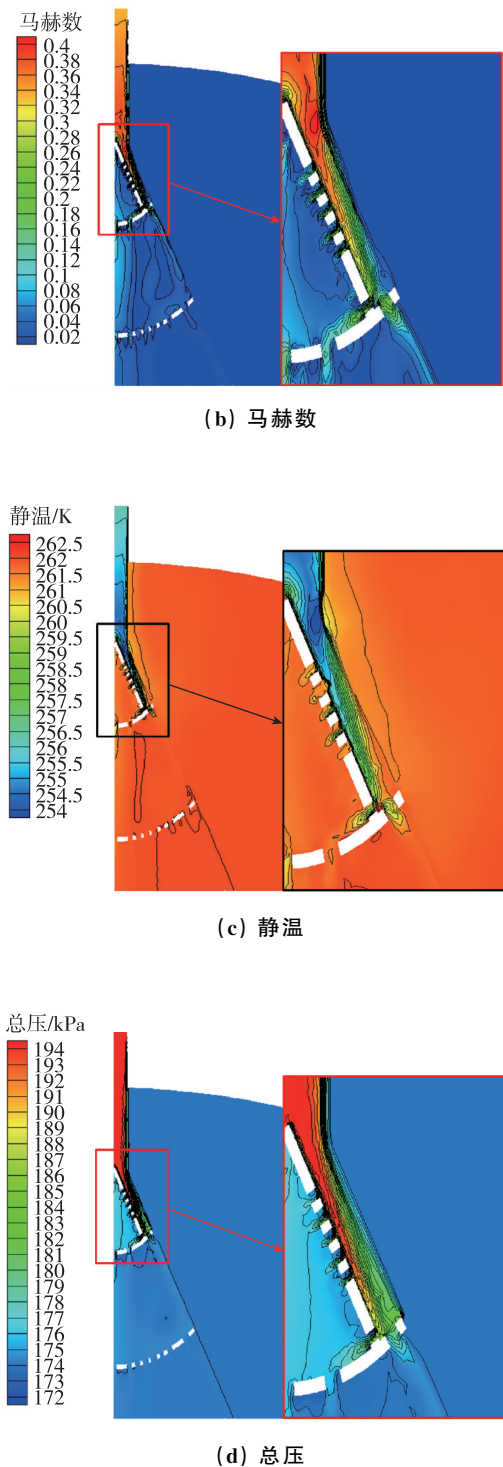


图 8 仿真结果云图
Fig. 8 The contour of simulation results

增压气体首先接触到的一级分流筛是产生总压损失的主要来源。这是因为，总压损失与流体速度的平方成正比。图 8 (b) 表明，消能器入口的增压气体速度高，马赫数高达 0.3~0.4，所以最先接触增压气体的分流部件会产生巨大的总压损失。因此在设计消能器时，应优化第一层分流结构，

使总压损失系数尽可能小，降低总压损失。

分流孔板是消能器的核心部件，气体在入、出分流孔板上小孔时经历的是流通面积突缩、不变以及突扩的流动，如图 9 所示。开孔率在 10%~50%的分流孔板使气体的流通面积急剧减小，因此气体经过小孔时的速度急剧增大，小孔产生的总压损失也急剧增大。当气体马赫数达到 0.3 以上将对流场带来气体的可压缩影响：气体密度随着速度的增大而增大。整个流域的气体密度在 0.16~0.169 kg/m³ 范围内变化。过小的开孔率会带来巨大的局部损失，过大开孔率的孔板无法起到降速、均流的效果，因此在设计消能器时，孔板开孔率以 20%~30%为宜。

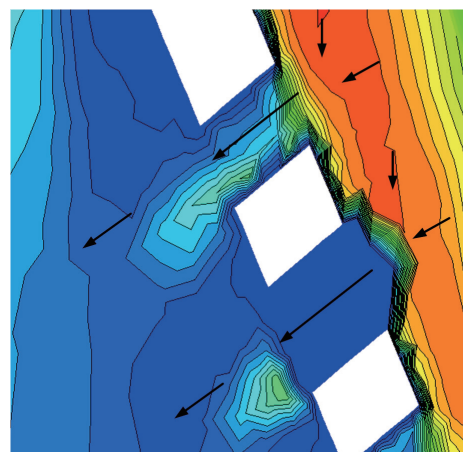
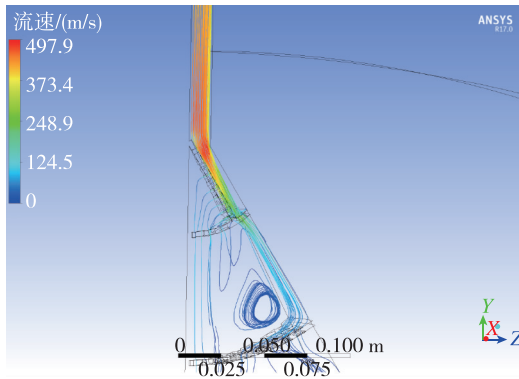


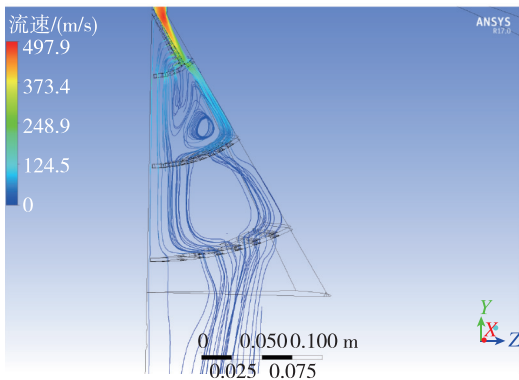
图 9 小孔局部速度云图
Fig. 9 The local velocity contour of holes

设置消能器的主要目的之一是分散来自高压气源的束流，使其均匀、大面积地降落到气枕上。增压消能器内部轨迹图如图 10 所示。图 10 (a) 表明，倾斜的锥形分流筛分散了气体的流向，使其一部分流入锥形分流筛包裹的内部空间，一部分直接流向一级分流孔板；每级分流孔板的开孔率不相同，开孔相互错落，迫使原本集中的束流改变流动方向，向远离束流的方向分散流动，达到均匀的效果。因此可以在入口导管下游设置分流装置，例如分流锥、分流叶片，在设计分流孔板时应尽可能使相邻两层孔板的开孔相互错开，达到均匀流场的效果。

当密度不变时，流体速度随流通面积的增大而减小。图 10 (b) 表明，气体经过分流孔板后被迫改变流动方向，因此在容腔内形成漩涡，增加了气体分子之间的摩擦以及气体与壁面之间的摩



(a) 入口处



(b) 容腔处

图 10 增压消能器内部迹线图

Fig. 10 The path line in the diffuser

擦,产生能量损耗的同时也使气体速度从 25 m/s 降低到 10 m/s。若只扩大流通面积而无分流孔板,则气体束流仍以较小的开口角度向前扩散,出口处的束流核心区速度较高,降速比例仅为 20%^[1]。因此在设计消能器时,可配套设置多层分流孔板和大体积容腔,达到降低气体速度的效果。

4 结论

本文使用 CFD 技术,通过建立 1/8 轴对称模

型和非结构体网格,实现了美国半人马座火箭液氢贮箱采用的喇叭口形增压消能器稳态工作过程的数值仿真,得到了增压气体在消能器中的流动规律和消能器各部件的工作特点和性能,较好地预测了消能器的工作性能,所采用的数值方法可为增压消能器的设计与改进提供参考。仿真结果还表明:

1) 增压气体在消能器内流动会产生压力损失,一级分流筛网或孔板是产生总压损失的主要来源。优化设计时,应重点考虑一级节流结构,以减少压力损失。

2) 设置分流锥能改变气体流动方向,从而分散原本集中的束流。

3) 配套设置大流通面积的容腔和多层分流孔板能起到降低气体速度、均匀流场的效果。

参考文献

- [1] 李克诚. 新型贮箱增压消能器流场的仿真研究[D]. 大连:大连理工大学,2014.
- [2] Lewis Research Center. Centaur space vehicle pressurized propellant feed system tests[R]. USA. NASA TN D-6876, 1972.
- [3] 张晓颖,魏英魁,武湛君,等.低温贮箱回流消能器结构设计及优化[J].导弹与航天运载技术,2016(4): 12-16.
- [4] 廖少英,赵金才.航空-航天飞行器推进增压输送系统设计[M].北京:中国宇航出版社,2012.
- [5] 王新月.气体动力学基础[M].西安:西北工业大学,2006.
- [6] ANSYS Incorporation. Fluent theory guide[EB/OL]. <http://support.ansys.com/2010-04-05/2010>.
- [7] 李佳超,梁国柱.地面及微重力条件下低温贮箱内相变和传热的数值仿真[J].空间科学学报,2016,36(4): 513-519.

引用格式:李颖琦,胡梦琦,梁国柱,等.运载火箭贮箱增压消能器流场数值仿真方法研究[J].宇航总体技术,2021,5(1): 50-56.

Citation: Li Y Q, Hu M Q, Liang G Z, et al. Research on numerical simulation method of diffusers in launch vehicle tanks [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(1): 50-56.