

涡流冷却推力室流场特征与性能仿真

李恭楠, 俞南嘉, 路 强

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对 2000 N 气氢/气氧涡流冷却推力室, 采用三维全尺寸计算模型开展了仿真研究, 得到了流场速度分布特点, 验证了涡流冷却推力室内具有双向涡旋结构, 内外涡流分界面约占涡流冷却推力室圆柱段半径的 86%, 燃烧区域约占涡流冷却推力室圆柱段半径的 70%。分析表明: 外层涡流主要受来流速度与涡流冷却推力室几何参数影响, 内层涡流在黏性、燃烧等作用下室压、密度稳定。侧壁温度平均为 388 K, 比冲效率达 92% 以上, 仿真结果与试验对比一致。

关 键 词: 涡流冷却; 流场特征; 推力室性能; 数值仿真; 双涡旋结构

中图分类号: V434

文献标志码: A

Simulation of flow characteristics and performance of vortex cooling thrust chamber

LI Gong-nan, YU Nan-jia, LU Qiang

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation of 3-D full-size model was conducted for 2000 N gas hydrogen/gas oxygen vortex cooling thrust chamber. Velocity distribution characteristics of the flow field were obtained, and existence of the bidirectional vortex structure was verified. The interface of inner and outer vortexes accounted for 86% of the thrust chamber cylinder radius, and the combustion zone took up 70% of the thrust chamber cylinder radius. Analysis showed that the outer vortex cooling layer was mainly influenced by incoming stream velocity and geometric parameters of thrust chamber. The pressure and density of the inner vortex maintained stable due to the viscosity and combustion. The average temperature of the thrust chamber sidewall was 388 K. The specific efficiency was above 92%. The results of computation were consistent with the experiment results.

Key words: vortex cooling; flow characteristics; thrust chamber performance; numerical simulation; dual vortex structure

涡流冷却是一种液体火箭发动机推力室新型冷却方式^[1-2]。在涡流冷却推力室(下文简称推力室)中,燃料从推力室头部喷入,而氧化剂从推力室圆柱段末端靠近喷管处切向喷入,沿内壁螺旋向上运动到头部端面,由于黏性耗散、动量损失等原因,继而向下做直径较小的螺旋运动,在推力室内形成一对同轴、反向的双层涡旋流场。这种特殊

的流场结构使推进剂的掺混和燃烧被限制在推力室的核心内涡中,外层涡流阻止了高温燃气与壁面的接触,进而减轻了化学燃烧、热对流等引起的壁面热载荷,同时高速旋转的涡流有效改善了侧壁面温度上升。研究表明^[1-4]: 涡流冷却技术能够有效简化推力室结构设计,降低研制成本,增加使用寿命,在工程上极具潜力。

目前国内外均开展了以推力室的流场特点、结构设计、比冲性能为重点的试验和仿真研究,基本验证了流场双涡旋结构特点,分析了推力室性能和壁面冷却效果的影响因素。在已开展的仿真研究^[5-11]中,计算模型均采用轴对称旋转条件(二维模型)、周期边界条件(三维模型)、不可压来流假设或三者组合的简化处理。这些简化模型虽然在预测流场结构特点、推力室性能和壁面冷却效果上都取得了一定可信的结论,但在模拟流场中强烈的化学燃烧伴有旺盛的湍流作用时,忽略流体压缩性、湍流各向异性等因素,显然是不够精确的。因此有必要开展三维全尺寸推力室性能与流场特征的仿真研究。

本文针对 2 000 N 气氢/气氧涡流冷却推力室,采用三维全尺寸计算模型,仿真计算了推力室的流场特征和燃烧情况,评估了推力室性能和壁面冷却效果,为推力室参数化设计和指导试验研究打下基础。

1 计算模型与方法

1.1 几何模型与网格划分

参照 2 000 N 气氢/气氧涡流冷却推力室试验件,建立仿真模型,试验件结构如图 1 所示。

采用圆弧过渡的推力室头部,头部轴向分布

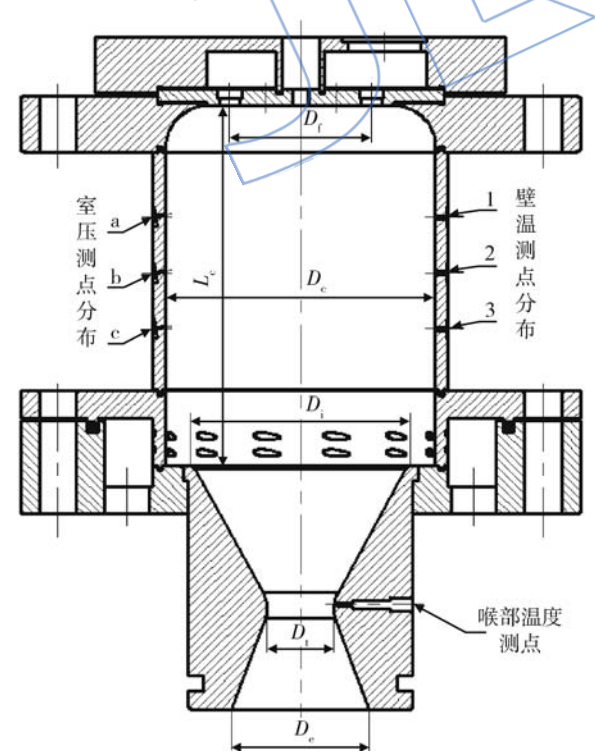


图1 推力室装配图

Fig. 1 Assembly drawing of thrust chamber

6 个氢喷嘴,推力室圆柱段末端周向均布两列共 24 个切向氧喷嘴,氧喷嘴向上倾斜 10°,双圆弧拉瓦尔喷管,推力室的几何参数详见表 1。

表1 推力室几何参数

Table 1 Geometric parameters of thrust chamber

参数	数值
氢喷嘴分布圆直径 D_t/mm	76
圆柱段直径 D_c/mm	144
圆柱段长度 L_c/mm	192
喷管入口直径 D_i/mm	117
喷管喉部直径 D_h/mm	36
喷管出口直径 D_e/mm	74

利用 GAMBIT 软件建模,结构化网格有利于减少网格规模,提高计算精度。除切向氧喷嘴区域外均采用六面体网格划分,推力室几何模型与网格划分如图 2 所示。

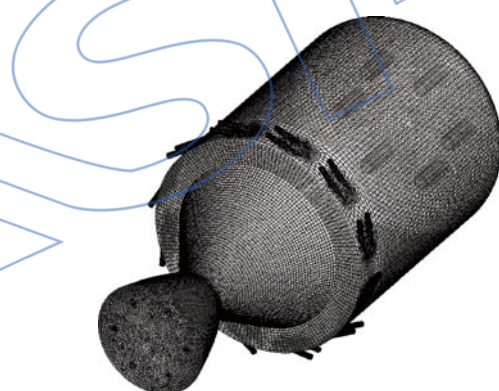


图2 几何模型与网格划分

Fig. 2 Geometric model and mesh division of thrust chamber

考虑到流场内部涡流区域受到强烈的化学反应以及黏性的影响,在反应旺盛的燃烧区进行了网格加密。为捕捉推力室头部的流场细节特意对头部氢喷注区域进行了网格加密。采用同类方法划分了 3 套网格,网格规模分别为低等(88 万)、中等(160 万)、高等(240 万),以排除网格敏感性,保证计算结果精确。

1.2 求解方法

仿真计算在北京航空航天大学宇航学院航天推进仿真中心进行,采用基于有限体积法开发的 Fluent 6.3 商业软件,选择三维稳态、基于压力的隐式求解器。主要的仿真计算采用了可压缩的理想气体来流、平衡非绝热 PDF(概率密度模型)非预混燃烧模型、RNG(renormalization group) $k-\epsilon$

湍流模型并激活涡旋因子设置. 边界条件采用质量流量入口, 氧燃比约为 6, 压力出口, 无滑移的绝热壁面. 喷嘴入口压力取 1.5 MPa, 初温为 300 K, 氧气流量为 426.14 g/s, 氢气流量为 71.96 g/s.

选取推力室圆柱段长度 50% 的截面对比分析涡旋速度分布, 图 3 显示了 3 种网格规模下推力室内沿半径涡旋速度的分布. 图中 R_c 为圆柱段半径, r 为径向位置.

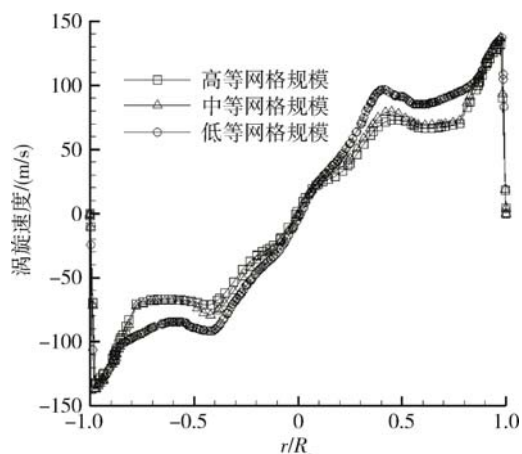


图 3 3 套网格的涡旋速度分布对比
Fig. 3 Contrast of swirl velocity distribution for three meshes

由图 3 知, 3 套网格均能捕捉推力室流场结构特点, 流场速度分布对称性良好. 对比发现, 中等规模网格能较好地兼顾计算时间和计算精度, 文中计算结果与分析均采用中等网格规模计算模型.

2 流场特点分析

计算得到的轴向速度及流线分布分别如图 4 和图 5 所示.

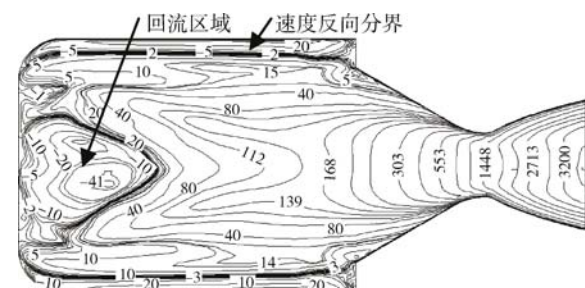


图 4 推力室内流场轴向速度分布 (单位: m/s)
Fig. 4 Axial velocity distribution in thrust chamber (unit: m/s)

在图 4 中特意细化了速度为 -2 m/s 至 2 m/s 的流速区域, 能清楚地发现推力室圆柱段存在内

外反向的流动状态. 结合图 5 分析知, 推力室内存在内外双层涡旋结构. 经计算, 内外涡流分界面即轴向速度为 0 m/s 的位置, 大致在推力室圆柱段半径 R_c 的 86%, 喉部截面速度达到声速 1448 m/s. 仿真结果表明: 外层涡流能够上升并覆盖整个推力室头部, 这有利于整个推力室侧壁冷却效果的提高. 此外推力室头部存在低速的回流区域.

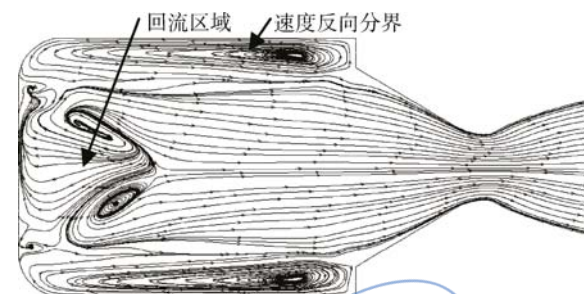


图 5 推力室内流线分布
Fig. 5 Distribution of streamlines in thrust chamber

由于推力室内外涡流分界面的位置与推力室的具体结构、氢喷嘴的排布数量与方式、氧喷嘴的数量和位置、喷入角度等因素密切相关, 因此本文对推力室双层涡流分界面位置的预测与文献[12-14]中冷流模型的理论分析结果和文献[10]热流仿真结果略有不同. 表 2 汇总了三者的计算结果.

表 2 涡流分界面位置比较

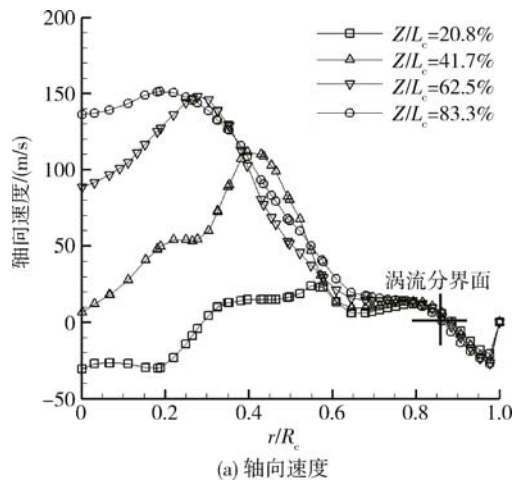
Table 2 Comparison of vortex interface position

文献[12-14]涡流 分界面位置	文献[10]涡流 分界面位置	本文涡流 分界面位置
70.7% R_c	80.6% R_c	86% R_c

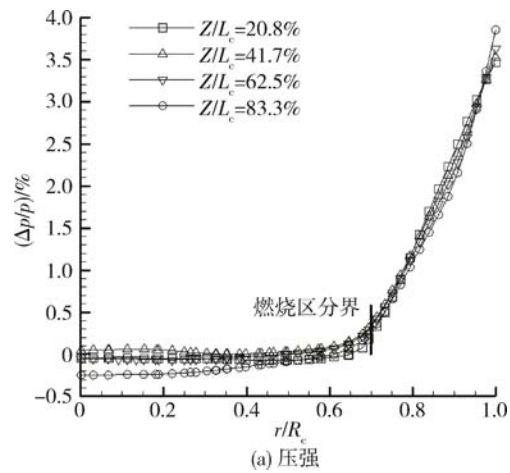
计算表明在考虑了三维全尺寸、喷管效应、可压来流和化学燃烧等条件下, 推力室内流场双层涡旋结构的特点并未被破坏, 从而验证了综合多种复杂条件的计算模型在推力室仿真计算中的可行性.

考虑到推力室头部与圆柱段末端受推进剂来流影响较大, 选取更具代表性的推力室轴向 20%~80% 的 4 个截面位置, 通过统计截面速度、压力、密度等物理量随半径的平均变化, 以期了解详细流场特点. 图 6 是各截面的轴向、径向、涡旋(切向)速度分布, 图 7 是各截面的压力、密度分布, 横坐标均采用归一化处理. 图 6、图 7 中 Z 为圆柱段长度方向的位置.

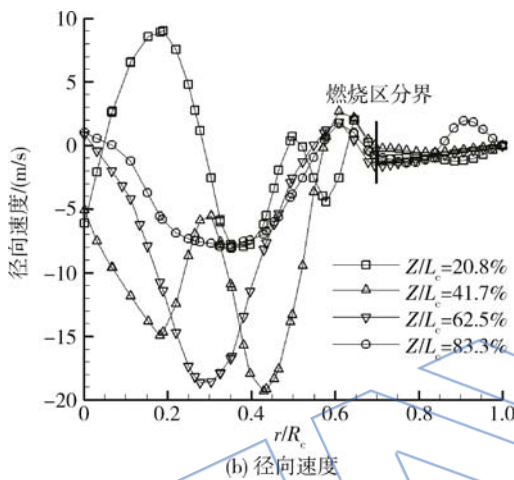
图 6(a) 中“十”给出了内外涡流分界面位置



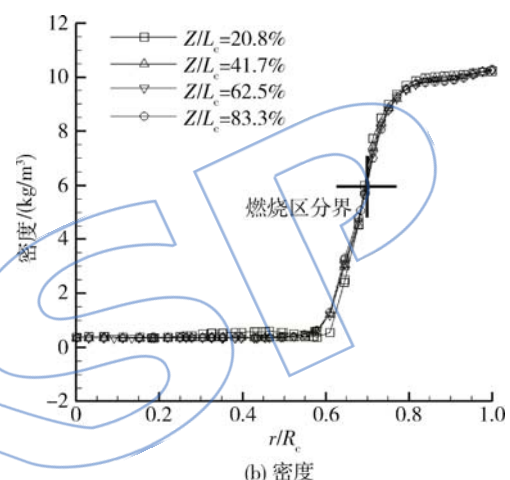
(a) 轴向速度



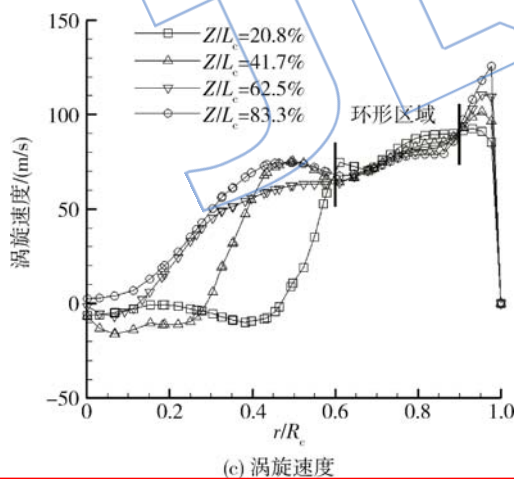
(a) 压强



(b) 径向速度



(b) 密度



(c) 涡旋速度

图7 沿推力室圆柱段半径的压强、密度分布

Fig. 7 Pressure and density distributions along the thrust chamber cylinder radius

图6 沿推力室圆柱段半径的轴向、径向和涡旋速度分布
Fig. 6 Axial, radial and swirl velocity distributions along the thrust chamber cylinder radius

(86% R_c), 与图 6(b) 对比可知, 推力室内存在不同于涡流分界位置的内外流动区域, 以推力室圆柱段半径 70% 为分界, 径向速度活跃程度存在显著差异. 图 7 中推力室密度、压强的内外分布特征也表现出相似性. 不难推知, 径向速度内外分界面实质代表了推力室的燃烧范围. 后文中推力室温

度场也证实了这一点.

径向速度的脉动有利于提高氢氧掺混效果, 从而提高燃烧效率. 但对比速度分量的大小发现, 轴向速度与涡旋速度量级相当, 径向速度为小量级, 最大值约占主流速度的 13%, 因此涡旋速度仍是影响推进剂掺混、燃烧效率最重要因素. 图 6(c) 中涡旋速度分布具有明显的结构特征, 大致可分为 3 个区域: 在近壁面处, 涡旋速度呈直线迅速上升, 达最大速度; 在 60% R_c ~ 90% R_c 的环形区域, 涡旋速度平稳略有下降; 从 60% R_c 到中心线, 涡旋强度迅速衰减, 且随截面位置向推力室头部的靠近速度下降加剧.

分析表明, 径向速度脉动不活跃的外层区域 (30% R_c), 隔绝了燃烧, 主要起壁面冷却作用, 受来流参数影响较大, 具有较高的涡旋速度, 表现出明显的径向压力梯度和高密度值. 内层 (70% R_c) 为反应区域, 主要受黏性、湍流燃烧的影响, 表现出强烈的径向脉动趋势. 在黏性作用下内层核心

区域涡旋速度显著下降,同时内部湍流燃烧强有力地促进了流体径向上物质和动量交换,从而平均了由涡旋运动引起的径向压力梯度并保持了压强与密度的稳定.因此在燃烧区域室压与密度没有预期的梯度变化,室压、密度均不受推力室长度影响,这是黏性、湍流燃烧和气体压缩性等共同作用的结果.这与文献[12-14]中所述的双层涡流可简化为外层自由涡、内层受迫涡的结论基本一致.

但涡旋速度分布也表明推力室内存在一个涡旋速度稳定的环形区域.该区域是内外双层区域的过渡,受涡旋来流、黏性、湍流燃烧共同影响.此外还发现内层速度分布的三维性,即轴向、径向、涡旋速度不再与轴向位置无关,这与文献[10]的仿真结果十分类似.

3 推力室燃烧情况及分析

计算得到的推力室头部总温分布如图 8 所示.

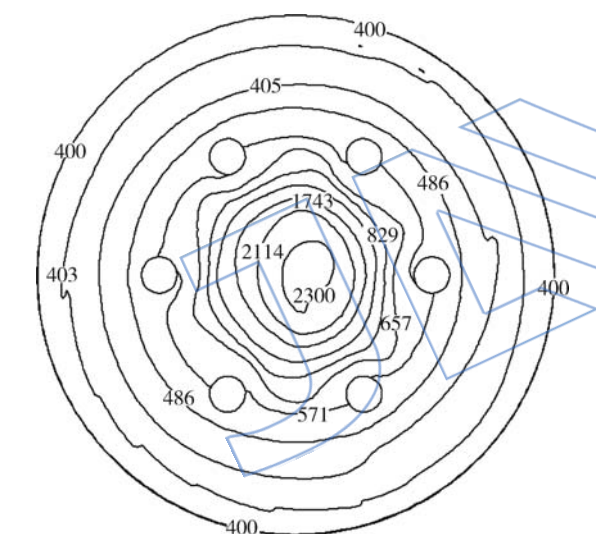


图 8 推力室头部总温分布(单位:K)

Fig. 8 Total temperature distribution of the thrust chamber head (unit:K)

由图 8 知,头部总温以氢喷嘴分布圆为明显界限,外侧总温低于 500 K,中心处温度较高,最高温度达 2323 K.结合图 4、图 5 中推力室头部速度分布知:推力室头部的低速回流区域既能起到促进推进剂掺混、增强稳定燃烧、提高燃烧效率的有利效果,又带来了高温产物的长时间停留,导致向头部传热,造成局部高温的影响,这对头部冷却是有害的.

氢气入口迹线、推力室温度分布、氧气的质量分数、氢气的质量分数分布如图 9~图 12 所示.

由图 9 知,气氢在涡流作用下也产生了螺旋



图 9 推力室内氢气入口迹线

Fig. 9 H₂ pathline in thrust chamber



图 10 推力室温度分布

Fig. 10 Temperature distribution of thrust chamber

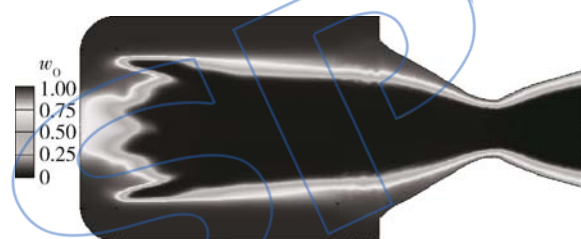


图 11 推力室氧气的质量分数分布

Fig. 11 O₂ mass fraction distribution of thrust chamber



图 12 推力室氢气的质量分数分布

Fig. 12 H₂ mass fraction distribution of thrust chamber

运动,这增加了燃料在推力室内停留时间,有利于推进剂掺混,提高燃烧效率.

图 10 表明,推力室头部存在一个高温区,火焰形状呈 M 型,且轴向存在低温区,由推力室中部一直延伸到喷管出口,在喷管扩张段尤为明显.与图 12 中氢气的质量分数较高区域相吻合.这主要由于推力室中心位置无氧气喷嘴,外围氧气流入量不足,造成局部燃烧不充分,同时 PDF 燃烧模型的限制加重了此影响.

燃烧旺盛区域受氢喷嘴的分布圆直径的影响较大,在氢喷嘴分布圆占推力室圆柱段直径的

52.78%时,燃烧区域约占推力室圆柱段直径的70%。这与推力室径向速度、室压、密度分布得到的结论一致。

结合图6(c)涡旋速度分布可知,除头部高温区域,燃烧反应在环形区域最为剧烈。该区域是氢氧相遇、掺混、燃烧的主要位置,正是由于此区域较高的涡旋速度的带动弥补了氢氧喷注距离远、掺混困难的弊端。因此提高并保持环形区域的涡旋速度有利于改善推力室燃烧效率。

由图11、图12知,氧气主要集中在圆柱段外层区域,氧气能够到达并覆盖整个推力室头部,对比头部总温分布可知,在头部附近氧气因与氢气反应而使头部升温,降低了对头部中心的冷却效果。在工程试验中,推力室头部中心往往放置点火装置或压力、温度传感器等,亦有烧坏的可能,应辅以其他冷却措施保护。此外还发现在喷管壁面附近氧气的质量分数较高,这降低了喷管壁面的温度,但部分氢气直接喷出,使发动机推力性能损失增加。

4 推力室性能评估

结合试验测量结果,对仿真计算的推力室性能做出评估。图13是工作时间为3s的试验中推力室推力、室压、壁温的测量曲线。表3列举了喷管出口截面参数。

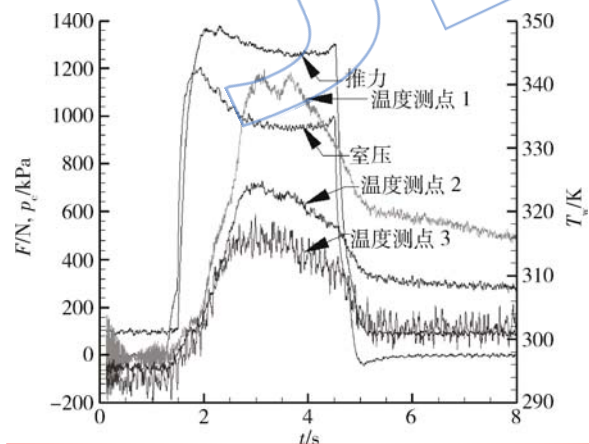


图13 试验中室压、壁温、推力的测量曲线
Fig. 13 Thrust chamber pressure, wall temperature and thrust curves in the test

由于推力室内存在径向压力梯度,难以确定实际的室压(p_c),从而无法通过计算特征速度(c^*)求解燃烧效率^[15]。因此通过比冲效率综合评估推力室性能。火箭发动机的推力、比冲的计算公式如下所示:

$$F = \dot{m} \cdot V_e + (p_e - p_a) \cdot A_s \quad (1)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} \cdot g} \quad (2)$$

表4汇总了推力室理论设计、仿真计算和热试车的推力、比冲和比冲效率。其中理论比冲通过设计工况由热力计算得到,并通过式(2)计算理论推力;仿真推力、比冲值由式(1)和式(2)并参照表3的相关数据计算得到;试验推力通过测量值读取,并通过式(2)计算试验比冲。

表3 喷管出口截面参数

Table 3 Parameters for nozzle outlet section

参数	数值
总流量 $\dot{m}/(\text{kg/s})$	0.4981
出口速度 $V_e/(\text{m/s})$	2822
出口压力 p_e/MPa	0.07029
环境反压 p_a/MPa	0.1000
出口面积 A_e/m^2	0.004301
喉部面积 A_t/m^2	0.001018

表4 推力室性能估算结果

Table 4 Performance estimates of thrust chamber

	理论	仿真	试验
推力 F/N	1378	1278	1263
比冲 I_{sp}/s	282.3	261.9	258.7
比冲效率 $\eta_{sp}/\%$		92.77	91.64

计算表明:仿真结果与试验数据接近,推力室的比冲效率达到92.77%。由于选取了较低的推力室压强,并且部分燃料直接喷出,导致推力下降。

采用热电偶式传感器测量推力室侧壁温度,3测点均布于推力室圆柱段(如图1所示)。传感器尖端直接插入,测量距内壁面2mm处气氧温度,响应时间小于0.1s,工作温度范围为273~800K。推力室侧壁温度分布与试验数据对比如图14所示。

计算表明:推力室圆柱段13%~83%长度的平均侧壁温度约388K,远低于推力室燃烧核心区域温度,说明高速的涡旋运动能起到良好的冷却效果。由于采用绝热壁面简化传热过程,没有引入辐射模型,更有力的附加辐射效应应考虑非绝热壁效应的瞬态分析有必要在后续工作中开展。根据之前的相关仿真研究^[9,11],辐射传热不影响壁面温度的变化趋势,大致可认为仅引起壁面平均温度的小幅上升,这说明短时间工作的推力室

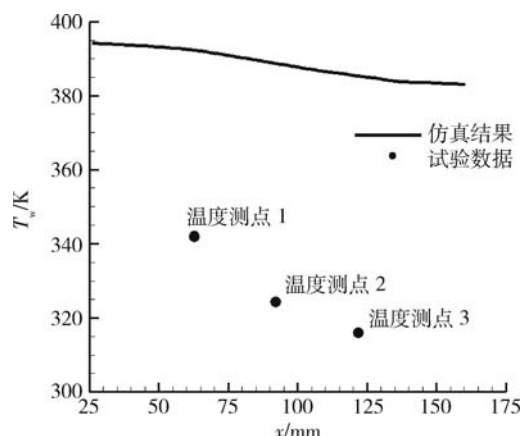


图14 推力室侧壁温度分布仿真结果与试验数据对比

Fig. 14 Comparison of sidewall temperature distribution between simulation result and test data of thrust chamber

中可不考虑辐射的影响. 仿真结果比试验测量值高约70 K.

5 结 论

本文针对2000 N气氢/气氧涡流冷却推力室开展了流场特征分析的热流仿真研究. 结论主要包括:

1) 采用三维全尺寸的可压缩流体模型, 验证了推力室内存在同轴反向的双层涡旋结构. 内外涡流分界面约占推力室圆柱段半径的86%.

2) 内层涡旋区域带有旺盛的燃烧反应, 燃烧区域约占推力室圆柱段半径的70%, 受黏性、湍流脉动、化学反应影响较大, 受推力室长度影响不大. 结果表明核心内涡的室压、密度基本不变.

3) 推力室头部存在低速的回流区域, 该区域有利于燃料与氧化剂的掺混, 提高燃烧效率, 增强燃烧稳定性, 但也导致头部中心处的总温升高, 因此头部中心区域有必要采取冷却措施.

4) 外层气氧的涡旋运动有效地降低了壁面温度, 仿真计算中, 壁面平均温度约为388 K. 比冲效率达92.77%, 计算结果与试验对比一致.

在后续的研究中, 有必要明确涡旋速度场环形区域对推力室燃烧效果的具体影响; 也有必要针对涡旋来流条件、圆柱段几何尺寸、燃料喷注方式等开展优化推力室结构的仿真研究.

参考文献:

[1] Chiavertini M J, Malecki M J, Sauer J A, et al. Vortex combustion chamber development for future liquid rocket engine applications[R]. AIAA 2002-4149, 2002.

[2] Chiaverini M J, Malecki M J, Sauer J A, et al. Vortex thrust chamber testing and analysis for O_2/H_2 propulsion applications[R]. AIAA 2003-4473, 2003.

[3] Chiavertini M J, Sauer J A, Munson S M, et al. Laboratory characterization of vortex-cooled thrust chamber for methane/ O_2 and H_2/O_2 [R]. AIAA 2005-4131, 2005.

[4] Munson S M, Sauer J A, Rocholl J D, et al. Development of a low-cost vortex-cooled thrust chamber using hybrid fabrication techniques[R]. AIAA 2011-5835, 2011.

[5] Knuth W H, Gramer D J, Chiaverini M J, et al. Preliminary CFD analysis of the vortex hybrid rocket chamber and nozzle flow field[R]. AIAA 98-3351, 1998.

[6] 孙得川, 白荣博, 刘上. 涡流冷却推力室传热模型分析计算[J]. 计算机仿真, 2011, 28(4): 87-91.

SUN Dechuan, BAI Rongbo, LIU Shang. A heat transfer model for vortex cool-wall rocket engine chamber[J]. Computer Simulation, 2011, 28(4): 87-91. (in Chinese)

[7] 唐飞, 李家文, 常克宇. 涡流冷却推力室中涡流结构的分析与优化[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 165-169.

TANG Fei, LI Jiawen, CHANG Keyu. Analysis and optimization of vortex-cooled combustion chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 165-169. (in Chinese)

[8] Fang D Q, Majdalani J, Chiaverini M J, et al. Simulation of the cold-wall swirl-driven combustion chamber[R]. AIAA 2003-5055, 2003.

[9] 孙得川, 杨建文, 白荣博. 气氧/甲烷涡流冷壁燃烧室流场与壁面耦合传热分析[J]. 推进技术, 2011, 32(3): 401-406.

SUN Dechuan, YANG Jianwen, BAI Rongbo. Heat transfer analysis for a GO_x/CH_4 vortex cold-wall combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 401-406. (in Chinese)

[10] Fang D Q, Majdalani J, Chiaverini M J. Hot flow model of the vortex cold wall liquid rocket[R]. AIAA 2004-3676, 2004.

[11] 吴东波, 李家文, 常克宇. GH_2/GO_2 涡流冷却推力室设计与数值计算[J]. 火箭推进, 2010, 36(5): 17-22.

WU Dongbo, LI Jiawen, CHANG Keyu. Design and numerical calculation of GH_2/GO_2 vortex-cooled combustion chamber[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(5): 17-22. (in Chinese)

[12] Vyas A B, Majdalani J, Chiaverini M J. The bidirectional vortex; Part 1 an exact inviscid solution[R]. AIAA 2003-5052, 2003.

[13] Vyas A B, Majdalani J, Chiaverini M J. The bidirectional vortex; Part 2 viscous core corrections[R]. AIAA 2003-5053, 2003.

[14] Vyas A B, Majdalani J, Chiaverini M J. The bidirectional vortex; Part 3 multiple solutions[R]. AIAA 2003-5054, 2003.

[15] 李家文, 唐飞, 俞南嘉. 推力室涡流冷却技术试验研究[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 956-960.

LI Jiawen, TANG Fei, YU Nanjia. Experimental study on vortex-cooled thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 956-960. (in Chinese)