

GH₂/GO₂ 涡流冷却推力室设计与数值计算

吴东波¹, 李家文¹, 常克宇²

(1 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191; 2 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 涡流冷却是一种新型液体火箭发动机推力室冷却技术。采用该技术可以简化推力室结构、降低成本, 并可提高系统可靠性。对涡流冷却推力室进行了初步设计, 并采用 PDF 非预混燃烧模型和 DO 辐射模型对所设计的推力室进行了数值仿真。根据计算结果: 推力室内部形成了双向涡流; 推力室圆筒段壁面温度低于 760 K; 在考虑辐射条件下, 推力室圆筒段壁面温度平均升高约 140 K, 最高温度低于 900 K; 涡流冷却技术是可行的, 但目前存在燃烧效率相对较低的问题。

关键词: 涡流冷却; 数值仿真; 双向涡流; 壁面温度; 燃烧效率

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 05-0017-06

Design and numerical calculation of GH₂/GO₂ vortex-cooled combustion chamber

WU Dong-bo¹, LI Jia-wen¹, CHANG Ke-yu²

(1 School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China

2 Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Vortex cooling is a new type of thrust chamber cooling technology for the liquid rocket engine. This technology can simplify the thrust chamber structure, reduce cost and increase system reliability. In this paper, preliminary design of a vortex cooling based thrust chamber is performed. The numerical simulation of the designed thrust chamber is made by adopting PDF non-premixed combustion model and DO radiation model. The result shows that a bidirectional vortex is formed in the internal of thrust chamber and the wall temperature in the cylinder section of the thrust chamber is lower than 760 K. The average temperature of the cylinder wall is increased about 140 K but the maximum temperature is lower than 900 K while considering the radiation effect. Therefore, the technology of vortex cooling is feasible, but at the present the combustion efficiency is relatively low.

Keywords: vortex cooling; numerical simulation; bidirectional swirl; wall temperature; combustion efficiency

收稿日期: 2010-09-08; 修回日期: 2010-09-17

基金项目: 国家 863 资助项目 (2009AA7020515)

作者简介: 吴东波 (1985—), 男, 硕士研究生, 研究领域为液体火箭发动机设计及数值仿真

0 引言

涡流冷却火箭发动机是一种新型推进系统,具有成本低、维护性能好、可重复使用等特性。在涡流冷却推力室中,燃料从燃烧室头部沿轴向喷入,氧化剂从燃烧室底部切向喷入,沿燃烧室内壁面螺旋向上运动到燃烧室头部之后,继而向下螺旋运动,于是这时燃烧室内存在两股同轴但反方向运动的涡流,推进剂在内部涡流区域掺混燃烧,外部涡流阻止高温燃气与燃烧室内壁面接触,使内壁面的热载荷减小,温度降低。

目前国外在涡流冷却推力室的设计、计算仿真和试验方面已经取得了一些成果。Martin J. Chiaverini 通过对 GH_2/GO_2 涡流冷却推力室的试验研究指出 H_2 沿径向喷注时有比较好的性能和冷却效果。美国田纳西州大学的 Dianqi Fang 和 Joseph Majdalani 对 Martin J. Chiaverini 设计的 GH_2/GO_2 涡流冷却推力室进行了数值仿真计算,结果表明燃烧室壁面的平均温度约为 1800 K。其它研究机构在对各自设计的涡流冷却发动机进行点火试验时,测得的燃烧室壁面温度都相对较低,从而在试验上证实了涡流冷却技术的可行性。ORBITEC 公司研究结果表明,涡流冷却技术可应用到空天飞机、亚轨道和轨道运载器及不同用途的军用或民用航天器的轨道转移级中。

国内目前在涡流冷却这一新技术上研究较少。本研究在综合国外研究成果以及对涡流结构分析的基础上,设计了 GH_2/GO_2 涡流冷却推力室,并进行了数值仿真计算,着重分析了燃烧室壁面温度的分布情况。

1 GH_2/GO_2 涡流冷却推力室的设计

1.1 热力学参数计算

本文中 GH_2/GO_2 涡流冷却发动机燃烧室设计压力为 4 MPa,混合比为 6,地面推力为 30 kN。推进剂在给定条件下热力学计算结果分别如表 1 和表 2 所示。

表 1 发动机燃烧室热力学计算结果

Tab. 1 Results of thermodynamics calculation for the combustion chamber

参 数	单 位	数 值
化学当量混合比	1	8
实际混合比	1	6
燃烧室压力	MPa	4
燃烧室温度	K	3524
气体常数	$\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$	0.63
燃气分子量	kg/kmol	13.16
比热比	1	1.18
比热容	m^3/kg	0.557
导热系数	$\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$	0.609
普朗特数	1	0.597
特征速度	m/s	2317

表 2 发动机喷管热力学计算结果

Tab. 2 Results of thermodynamics calculation for the nozzle

参 数	单 位	数 值
喷管出口压力	MPa	0.103
喷管出口温度	K	1994
气体常数	$\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$	0.624
燃气分子量	kg/kmol	13.33
喷管出口速度	m/s	3524
出口比冲	$\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$	3524
导热系数	$\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$	0.352
普朗特数	1	0.588
出口马赫数	1	2.914
喷管出口面积比	1	5.89

1.2 推力室结构设计

推力室喷管采用双圆弧喷管设计,出口段扩张半角为 10° 。根据表 1 和表 2 的热力学计算结果,所设计的推力室主要结构几何参数见表 3。

推力室平面结构设计如图 1 所示。

国外研究发现:燃烧室中起冷却作用的涡流厚度约为燃烧室半径的 30%;半球状的头部设计能使燃烧室内温度对燃烧压力的敏感性降低。综合目前的研究成果,最后得到的涡流冷却推力室结构如图 2 所示。

表 3 GH_2/GO_2 推力室几何结构参数
Tab. 3 Configuration parameters
of GH_2/GO_2 thrust chamber

参 数	数 值
燃烧室直径	139
喷管喉部直径	78.8
喷管出口直径	191
燃烧室圆柱端长度度	141
喷管收缩段长度	82.3
喷管扩张段长度	175.8

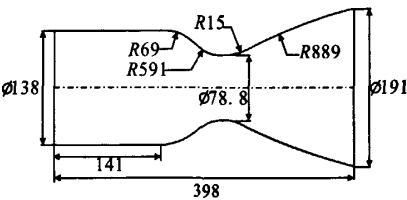


图 1 GH_2/GO_2 推力室内型面示意图
Fig. 1 Schematic of GH_2/GO_2 thrust chamber

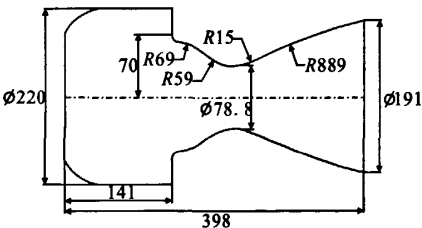


图 2 涡流冷却推力室内型面示意图
Fig. 2 Schematic of GH_2/GO_2 vortex-cooled thrust chamber

1.3 喷注器的设计

H_2 喷嘴的排列可以采取两种方式: 轴向排列和径向排列。Martin J. Chiaverini 发现 H_2 沿径向喷射时有比较好的性能, 但是会破坏外部的涡流结构, 降低对壁面的冷却效果。本研究采用 H_2 喷嘴沿轴向排列的方式, 如图 3 所示。

考虑到燃烧区域位于双向涡流的内部涡流中, H_2 喷嘴的排列位置选择了靠近燃烧室的中心轴。涡流冷却技术的关键就在于燃烧室内形成的内外两股涡流结构。为保证 O_2 沿切向喷入燃烧

室, 氧喷嘴的设计见图 4。为保证进口射流的切向方向要求, 切向进口孔的长径比应大于 2.5。

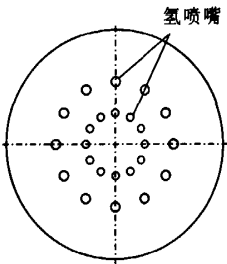


图 3 气氢喷嘴排列示意图
Fig. 3 Schematic of GH_2 injector

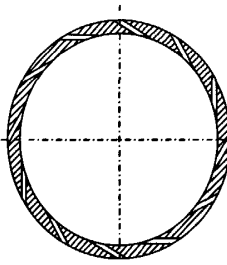


图 4 氧喷嘴结构示意图
Fig. 4 Structure of GO_2 injector

2 数值计算模型

2.1 PDF 燃烧模型

燃烧模型选用 PDF 燃烧模型, 它在模拟快速化学反应的紊态扩散火焰时优于有限速率法。混合分数 f 的输运方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \bar{f}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_f} \nabla \bar{f} \right) + C_\mu \mu_t (\nabla \bar{f})^2 - C_d \rho \frac{\varepsilon}{k} \bar{f}^2 + S_{\text{user}} \quad (1)$$

式中: $\bar{f} = \overline{f}$, 其中 \bar{f} 表示平均混合分数, \vec{v} 表示混合气体相对坐标系的速度; μ_t 表示动力粘度系数; σ_f , C_μ 和 C_d 为模型经验常数, 分别取 0.85, 2.86 和 2.0; S_{user} 为用户定义源项。

在非绝热系统中, 当地热力学状态由混合分数 f 和焓 H 决定。描述湍流中瞬时混合分数概率

密度函数为 $p(f, H)$, 假定

$$p(f, H) = p(f) \delta(H - \bar{H}) \quad (2)$$

则湍流脉动中质量分数、密度和温度的加权平均值 $\bar{\varphi}_i$ 为

$$\bar{\varphi}_i = \int_0^1 \varphi_i(f, \bar{H}) p(f) df \quad (3)$$

另外补充平均焓输运方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{H}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{H}) = \nabla \cdot \left(\frac{k}{c_p} \nabla \bar{H} \right) + S_h \quad (4)$$

式中: k 为流体的传热系数; 源项 S_h 考虑了对墙边界的辐射、传热以及与第二相之间的热交换。

2.2 辐射模型

在推力室中, 高温燃气及火焰对周围壁面 and 介质有强烈的辐射传热和对流换热。由于涡流冷却中推力室的壁面温度较低, 对流换热热量较少, 辐射传热对壁面的温升起主要作用, 所以需要分析辐射对壁面温度的影响。这里采用的辐射模型为 DO 辐射模型, 该模型的辐射传播方程为:

$$\nabla \cdot (I(r, s) s) + (a + \sigma_s) I(r, s) = \frac{1}{4\pi} \left[\frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(r, s') \Phi(s, s') d\Omega' \right] \quad (5)$$

式中: r 为位置矢量; s 为方向矢量; s' 为散射方向矢量; a 为吸收系数; n 为折射率; σ_s 为散射系数; σ 为斯蒂芬波尔兹曼常数; I 为辐射强度; T 为当地温度; Φ 为相位函数; Ω' 为立体角。

2.3 气体发射率

由于气体辐射对波长具有强烈选择性, 仅仅在某些波长区段内具有辐射能力, 相应也只在同样波长区段才具有吸收能力。对于燃气辐射, 文中采用灰气体加权平均和模型 (WSGGM) 计算。

灰气体加权模型的基本思路是气体的总发射率 ε_g 和总吸收率 a_g 为 n 个灰气体发射率和吸收率的加权和, 即气体总发射率

$$\varepsilon = \sum_{i=0}^n a_{g,i} (T_g) (1 - e^{-k_i p s}) \quad (6)$$

总吸收率为

$$a_g = \sum_{i=0}^n a_{g,i} (T_g, T_w) (1 - e^{-k_i p s}) \quad (7)$$

式中: $a_{g,i}$ 和 $a_{w,i}$ 分别为第 i 种气体等效灰气发射率和吸收率的权重因数; T_g 和 T_w 分别为气体和壁面温度; k_i 为第 i 种气体吸收系数; p 为吸收气体分压和; s 为光程长度。

$a_{g,i}$ 与温度 T 的关系

$$a_{g,i} = \sum_{j=1}^J b_{g,i,j} T^{j-1} \quad (8)$$

式中: $b_{g,i,j}$ 为气体发射率随温度变化的多项式系数。

2.4 计算模型及边界条件

为节省计算资源, 选取模型的 1/12 进行计算, 两剖面采用周期性边界条件, 网格分布见图 5。

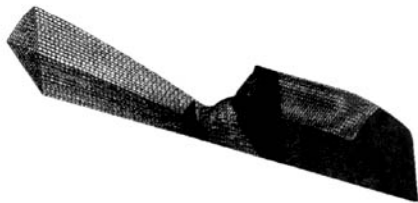


图 5 GH_2/GO_2 涡流冷却推力室网格示意图

Fig. 5 Grid of GH_2/GO_2 vortex-cooled combustion chamber

选择进口条件为质量入口, 出口条件为压力出口, 壁面采用无滑移边界条件。湍流模型为 RNG $k-\varepsilon$ 模型。反应模型采用 H、O、OH、 H_2 、 O_2 、 H_2O 、 H_2O_2 和 HO_2 的 8 组分 PDF 燃烧模型。压力项采用 PRESTO! 离散, 速度、动量以及能量项采用二阶离散, 其余项都采用一阶离散。控制方程采用基于 SIMPLE 的标准压力修正算法。边界条件参数如表 4 所示。

表 4 涡流冷却推力室计算边界条件

Tab. 4 Boundary condition for the vortex-cooled thrust chamber

参 数	单 位	数 值
喷管出口压力	MPa	0.1
燃烧室压力	MPa	4
O_2 质量流量速率	kg/s	7.47
H_2 质量流量速率	kg/s	1.26

3 计算结果及分析

3.1 推力室内温度分布

不考虑辐射情况下推力室内温度分布见图6, 考虑辐射情况下推力室内温度分布见图7。

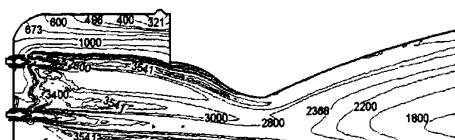


图6 推力室内流场温度分布图

Fig. 6 Temperature distribution in the thrust chamber

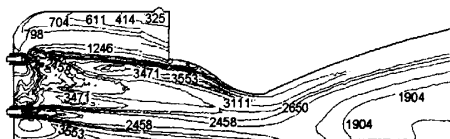


图7 考虑辐射时流场温度分布图

Fig. 7 Temperature distribution in the chamber assuming radiation

由图6可看出: 燃烧室圆筒段壁面区域燃气温度较低, 但越靠近燃烧室头部, 其温度越高, 燃烧室头部附近气体温度约为700 K。高温区域集中于燃烧室中心区域, 最高温度为3541 K, 与热力学计算得到的最高温度3524 K比较吻合。

比较图6和图7可以发现, 图7中燃烧室圆筒段壁面附近气体越靠近头部, 其温升较不考虑辐射时越大。由于 O_2 不吸收辐射, 燃气辐射在通过外部涡流时涡流温度不变, 壁面接收辐射后, 温度上升。外部涡流在向燃烧室头部运动过程中, 通过对流吸收了壁面热量, 使得外部涡流温度逐渐上升, 离头部越近, 温度越高。

图8为燃烧室圆筒段壁面温度沿轴向的温度分布。从图8可以看出, 当不考虑辐射时, 燃烧室圆筒段壁面最低温度约为300 K, 越靠近头部温度越高, 燃烧室头部的壁面温度约为760 K; 考虑辐射情况时, 壁面温度平均升高约140 K, 此时燃烧室头部的壁面温度约为900 K。

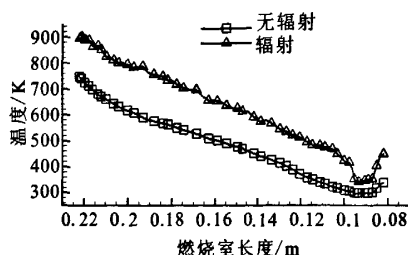


图8 燃烧室壁面温度分布

Fig. 8 Temperature distribution along the chamber sidewall

3.2 推力室内速度分布

计算得到的轴向速度及流线分布分别如图9和图10所示。

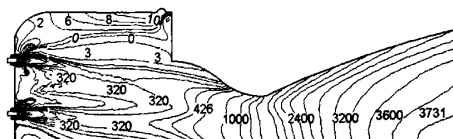


图9 推力室内流场轴向速度分布图

Fig. 9 Axial velocity distribution in the thrust chamber



图10 推力室内流线分布图

Fig. 10 Distribution of streamlines in the thrust chamber

图10显示, O_2 从燃烧室圆筒段底部喷入后, 沿着燃烧室壁面向推力室头部运动, 到达推力室头部后反向, 并与 H_2 掺混燃烧, 最终排出喷管。图9中可以看出: 燃烧室中存在轴向速度为零的区域, 此区域即为内外涡流的分界面。燃烧室内流动情况与国外试验结果相吻合。

3.3 推力室内成份分布

推力室内 O_2 及 H_2O 的质量分数分布分别如图11和图12所示。图11显示: O_2 主要集中在燃烧室圆筒段贴近内壁面处。图12表明 H_2O 主要集中分布于燃烧室的中心区域。靠近燃烧室壁面的 O_2 与头部喷出的 H_2 几乎没有参与燃烧, 将壁面与中心区域的高温燃气隔离。

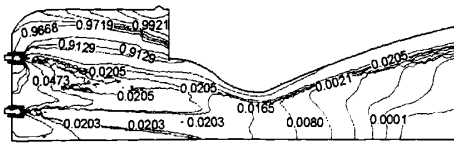


图 11 推力室内 O_2 质量分数分布图
Fig. 11 Distribution of mass fraction of O_2

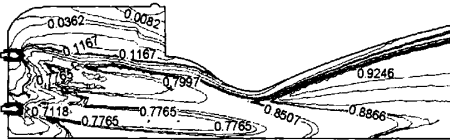


图 12 推力室内 H_2O 质量分数分布图
Fig. 12 Distribution of mass fraction of H_2O

3.4 喷管出口参数

表 5 为喷管的出口截面参数。

表 5 喷管出口截面计算结果

Tab. 5 Predicted parameters for the nozzle outlet section

参 数	单 位	数 值
出口速度	m/s	3389
出口温度	K	2425
出口压力	MPa	0.1
发动机推力	kN	29.67
O_2 质量分数	%	1.86
H_2 质量分数	%	4.62
H_2O 质量分数	%	91.76

由表 5 可看出, 燃烧室中部分 O_2 没有参与化学反应, 直接沿喷管排出。这部分 O_2 没有沿着壁面向头部运动, 而是直接进入燃烧室收敛段排出喷管, 导致推力室效率降低。计算推力为 29.67 kN, 理论设计推力为 30 kN, 设计高度的推力室计算比冲 3389 m/s, 理论比冲 3524 m/s, 比冲效率约为 96.17%。

4 结 论

本研究得出如下结论:

1) 设计的涡流冷却推力室内部形成了双向涡流, 外部涡流对燃烧室壁面起到了有效的冷却保

护, 证明涡流技术是可行的;

2) 不考虑辐射时, 燃烧室圆筒段壁面温度低于 760 K; 当考虑辐射时, 壁面温度平均上升约 140 K, 燃烧室头部的壁面温度约为 900 K;

3) 采用涡流冷却技术时, 辐射对壁面温度的影响要比采用其它冷却方式时更为明显;

4) 在本设计方案中, 由于氧化剂和燃料喷嘴相距较远, 故推力室效率相对较低, 需要对提高燃烧效率的方法做出深入研究。

参考文献:

- [1] CHIAVERINI M J, MALECKI M J. Vortex combustion chamber development for future liquid rocket engine applications, AIAA 2002-4149[R]. USA: AIAA, 2002.
- [2] FANG Dianqi, MAJDLANI Joseph. Hot flow model of the vortex-cooled wall liquid rocket, AIAA 2003-5055 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [3] MAJDLANI Joseph, FANG Dianqi. On the bidirectional vortex and other similarity solutions in spherical geometry, AIAA 2004-3675[R]. USA: AIAA, 2004.
- [4] 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.
- [5] KARGAR Mahdi Msc, SAIDI Mohammad Hassan. Experimental investigation of heat transfer modes in vortex combustion engines, AIAA 2007-5586 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [6] MARTIN J. CHIAVERINI, J. ARTHUR Sauer, et al. Laboratory characterization of vortex-cooled thrust chamber for methane/ O_2 and H_2/O_2 , AIAA 2005-4131[R]. USA: AIAA, 2005.
- [7] 周庭宇, 鲁雪生. 液氧过冷用热交换器的热力设计[J]. 低温工程, 2007 (3): 35-39.
- [8] 栾叶君, 孙纪国, 田昌义, 等. 氢氧推力室再生冷却内壁故障分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(5): 21-25.
- [9] 滑利辉, 田维平, 甘晓松, 等. 喉栓式推力可调发动机喷管流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(4): 344-349.
- [10] 陈建华, 杨宝庆, 周立新, 等. 人为粗糙度强化换热机理分析及效果评估[J]. 火箭推进, 2004, 30(4): 4-8.

(编辑: 陈红霞)