

涡流冷却推力室中涡流结构的分析与优化^{*}

唐 飞, 李家文, 常克宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 涡流冷却是一种新型液体火箭发动机推力室冷却方法, 可以简化推力室结构, 降低成本, 提高可靠性。本文首先介绍该类型推力室的工作原理, 并对涡流的结构进行了理论分析, 得出内外涡流的速度分布特点。通过冷流场计算, 验证了涡流结构分析的正确性。由于流体的粘性, 减小了内部涡流的速度及涡量强度, 影响推进剂的掺混及燃烧。通过对氧化剂喷嘴入射角的优化, 发现氧化剂喷嘴倾斜一定的角度, 可以增加内部涡流的速度及涡量强度, 将有助于提高涡流冷却推力室中推进剂的燃烧效率。

关键词: 涡流冷却; 推力室; 涡流结构分析; 氧化剂喷嘴入射角

中图分类号: V434+.24 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 02-0165-05

Analysis and optimization of vortex configuration for vortex-cooled combustion chamber

TANG Fei, LI Jia-wen, CHANG Ke-yu

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

Abstract The Vortex Combustion Cold Wall is an innovation cooling method for liquid rocket engine combustion chamber, which has the advantages of simple structure, low-cost and high reliability. Based on the introduction the principle of Vortex-cooled Combustion Chamber (VCCC), the vortex flow configuration was analyzed and the distributional characteristics of bidirectional vortex was demonstrated. By means of the cold flow simulation, preliminary analysis of vortex flow configuration was performed. Velocity and energy decreased in the flow field due to viscous can affect the efficiency of propellant mixing and combustion under reactive flow conditions. Optimizing the incidence angle of oxidizer nozzles shows that the oxidizer nozzle with certain slope angle can enhance the velocity and vorticity of inner vortex regions and improve the combustion efficiency of propellants in VCCC.

Key words Vortex-cooled; Thrust chamber; Analysis of vortex configuration; Incidence angle of oxidizer nozzle

1 引 言

涡流技术在工程中得到了极为广泛的应用, 如涡流探损、旋风分离器、驻涡燃烧等。涡流冷却是美国 ORBITEC 公司提出的一种新型推力室冷却方法, 它解决了推力室表面存在严重热载荷的问题, 降低了液体火箭发动机研制的难度^[1]。

ORBITEC 公司的研究表明, 涡流冷却可以应用到空天飞机、亚轨道和轨道运载器以及不同用途的军用和民用航天器的轨道转移级发动机中。应用涡流冷却技术的发动机具有成本低、维护性能好和可

重复使用等特点。该公司计划通过使用涡流冷却推力室技术, 将航天器或运载器的发射成本降低到一百万美元, 甚至更低^[2]。

采用氢/氧、甲烷/氧等推进剂的涡流冷却推力室, 一般都采用氧化剂涡流来保护燃烧室壁面。氧化剂沿周向喷出, 由于其轴向速度小, 到达燃烧室顶部所需损失的能量大, 减小了内部涡流掺混所需的能量。同时, 部分氧化剂涡流直接进入喷管, 在一定程度上降低了涡流冷却推力室的性能。为了提高推进剂在内部涡流中的掺混能量和燃烧效率, 本文先对涡流冷却推力室的结构进行分析, 然后对氧化剂喷嘴进

* 收稿日期: 2009-01-15 修订日期: 2009-07-08。

基金项目: 国家“八六三”高技术研究发展计划 (2007AA702316)。

作者简介: 唐 飞 (1982-), 男, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机工作过程仿真。E-mail: tangfe@sa.buaa.edu.cn

行了优化改进。

2 物理模型和计算方法

2.1 推力室涡流冷却技术概念

推力室涡流冷却技术是参照龙卷风以及旋风分离器的原理而设计。如图 1 所示, 旋风分离器是利用离心力来捕集分离气体中所含颗粒的一种装置^[3]。含尘气体以较高的速度从进气管切向导入分离器的筒体和排气管之间, 形成旋转向下的外旋流。悬浮于外旋流的粉尘在离心力的作用下移向壁面, 并随外旋流转到分离器的底部, 由排灰口排出。净化后的气体形成上升的内旋流并经过排气管排出。

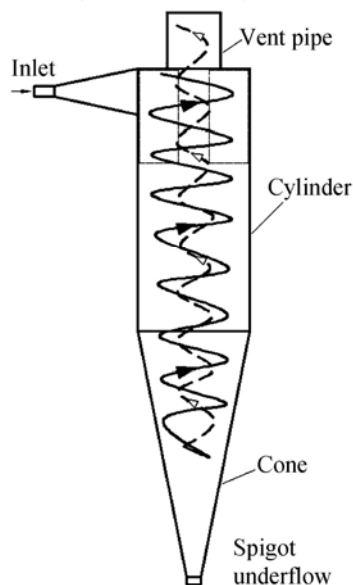


Fig. 1 Scheme of cyclone separator

如图 2 所示, 在涡流冷却推力室中, 燃料从燃烧室的顶部轴向喷入, 氧化剂从燃烧室底部切向喷入, 当氧化剂螺旋向上运动到燃烧室的顶部之后, 又旋转向下运动。推进剂被限制在两股同轴旋转的涡流区域的内部进行掺混、燃烧, 外部涡流阻止高温燃烧产物与燃烧室内壁接触, 使壁面的热载荷小, 温度低^[4,5]。

涡流冷却推力室技术和传统的再生冷却方法相比, 主要有以下的特点:

(1) 采用涡流冷却技术, 燃烧室圆筒段取消了再生冷却的夹层结构, 简化了结构, 并可以减小因再生冷却导致的冷却剂压力损失;

(2) 由于涡流作为有效的燃烧稳定器, 提高了燃烧稳定性;

(3) 能够改善一些发动机的冷却问题, 例如, 推力较小的发动机, 由于冷却剂流量小, 需要增加内流

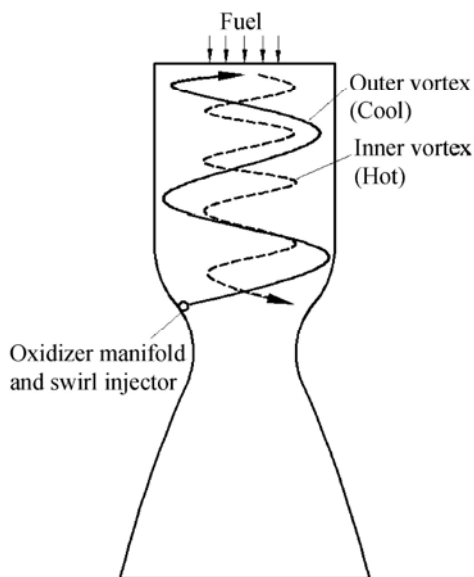


Fig. 2 Sketch of cool-wall vortex combustion chamber conceptual

冷流量才能满足冷却要求, 这会增加比冲损失;

(4) 对于用煤油作为燃料的发动机, 采用涡流冷却技术, 可以避免煤油结焦的问题。

2.2 涡流技术的原理分析

切向喷入的氧化剂所形成的外部涡流, 是实现推力室涡流冷却技术的一个关键。因为外部涡流结构不仅对燃烧室壁面的保护至关重要, 也影响着内部涡流的掺混和燃烧^[6]。下面通过理论分析, 求出涡流结构中的速度分布。理论分析模型如图 3 所示。

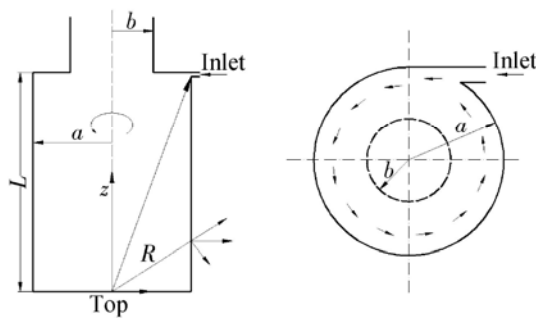


Fig. 3 Analytical schematic of vortex theory

图 3 中的 a 为燃烧室的半径, b 为燃烧室出口半径, L 为燃烧室的轴向长度。由于该模型是旋转对称的, 认定沿 θ 方向的变量恒定。为了方便, 建立的模型是基于球坐标的。同时, 假定这个系统为不可压、单相不反应的系统。根据控制方程

$$\frac{\partial}{\partial R}(R^2 \sin \varphi u_R) + \frac{\partial}{\partial \varphi}(R \sin \varphi u_\varphi) = 0 \quad (1)$$

式中 u_R , u_φ 为球坐标下速度 U 的分量, 则可存在一个流函数 $\Psi(R, \varphi)$ 满足方程 (1)

$$\begin{aligned}\frac{\partial \phi}{\partial \varphi} &= R^2 \sin \varphi u_R \\ \frac{\partial \phi}{\partial R} &= -R \sin \varphi u_\varphi\end{aligned}\quad (2)$$

根据动量方程

$$(u \cdot \nabla) u = -\nabla p / \rho \quad (3)$$

再结合对流项

$$\nabla \cdot (u^2 / 2) - u \times (\nabla \times u) = -\nabla p / \rho \quad (4)$$

所以,可以推出基于动量守恒原则的涡流输运方程为

$$\begin{aligned}\nabla \times [u \times (\nabla \times u)] &= 0 \text{ 或者} \\ \nabla \times (u \times \omega) &= 0\end{aligned}\quad (5)$$

式中 ω 为涡流的旋度。

求解模型,所列的边界条件如下

(1) 假定切向入口,则总的体积流量为

$$Q = UA_{in} = u_0 (R_i \varphi_i) \quad (6)$$

式中 A_{in} 为旋转涡流的入口面积。

$$\varphi_i = \tan^{-1}(a/L), R_i = \sqrt{L^2 + a^2}$$

(2) 涡流不能穿过涡流中心的顶部,对于任意的 R , 当 $\varphi = \pi/2$ 时,有

$$u_\varphi(R, \pi/2) = 0 \quad (7)$$

(3) 由于是模型轴对称结构,所以涡流不能穿过中心轴,则有

$$\varphi = 0, u_\varphi(R, 0) = 0 \quad (8)$$

(4) 涡流不能穿过壁面,则要求

$$R \sin \varphi = a$$

$$u_n = u_R \sin \varphi + u_\varphi \cos \varphi = 0 \quad (9)$$

(5) 进出口质量守恒

$$Q = Q_{out} = UA_{in}$$

$$u_z = u_R \cos \varphi - u_\varphi \sin \varphi \quad (10)$$

结合边界条件,求解得出流场的速度表达式为(柱坐标下)

$$\begin{aligned}u_r &= \frac{-UA_{in} \sin(\pi r^2/a^2)}{2\pi L r \sin(\pi b^2/a^2)} \\ u_z &= \frac{UA_{in} z \cos(\pi r^2/a^2)}{La^2 \sin(\pi b^2/a^2)} \\ u_\theta &= \frac{Ua}{r}\end{aligned}\quad (11)$$

根据速度表达公式,可以得到不同横截面的轴向速度分布曲线图(图 4)。

图 4 中的 z 表示横截面与圆筒段顶部的距离, L 表示圆筒段的轴向总长度。从图中可以看出,模型中的轴向速度一部分为正,另一部分为负。说明了模型

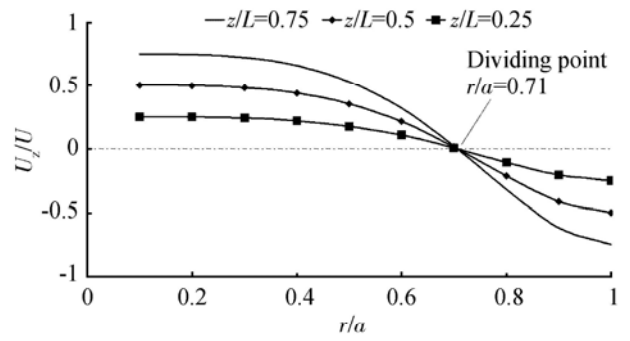


Fig. 4 Theoretical axial velocity profile

中存在着两股涡流,内外涡流的分界线位于 $r = 0.71a$ 处。

2.3 计算模型及方法

为了验证涡流理论推导的正确性,对模型进行单组元的冷流计算,介质为气氧。冷流计算模型的几何参数,如表 1 所示。其中,喷嘴是在参考国外文献的基础上设计的^[7,8]。

Table 1 Key parameters of calculation model

Chamber radius /mm	Outlet radius /mm	Length /mm	Nozzle number	Nozzle radius /mm
110	40	161	12	3.8

通过造型得到的模型以及划分的网格如图 5 所示。

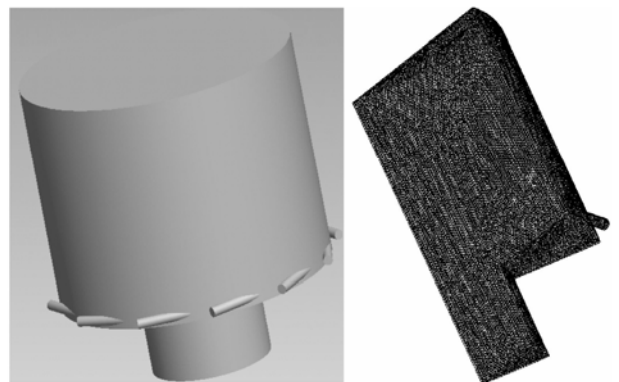


Fig. 5 Geometry and corresponding mesh layout

数值计算中,采用有限体积法进行离散。进口条件为速度进口,出口条件为压力出口,壁面采用无滑移边界条件。所有控制方程采用基于 SMPLE 的标准压力修正算法。

3 计算结果与讨论

3.1 冷流计算

在冷流数值计算中,采用两种计算方案,具体参

数如表 2所示。

Table 2 Two different calculation conditions

Cases	Pressure MPa	Mass flux /(kg / s)	Inlet velocity /(m / s)
A	4	0.078	133.1
B	1	0.054	96.0

计算得到的模型速度分布如图 6所示。

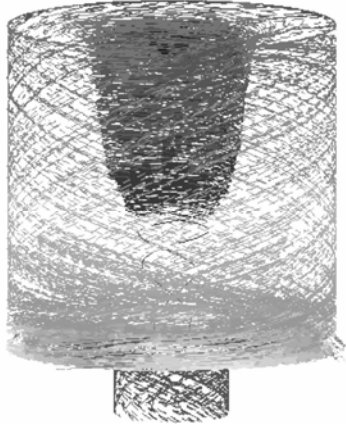


Fig. 6 Velocity for cold flow

方案 A 及方案 B 在不同截面的轴向速度分布曲线如图 7和图 8所示。

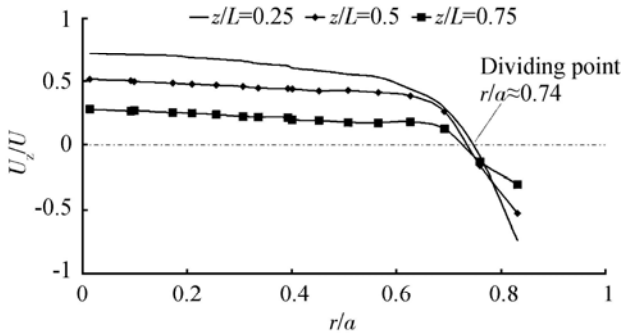


Fig. 7 Axial velocity for scheme A

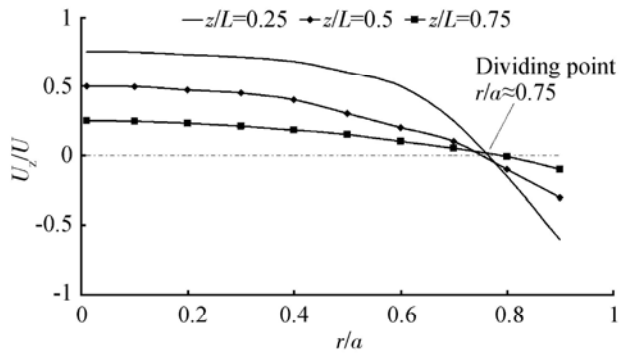


Fig. 8 Axial velocity for scheme B

图 7显示方案 A 的内外涡流的分界面半径为 $r \approx 0.74a$ ，图 8显示方案 B 的内外涡流的分界面半径

为 $r \approx 0.75a$ 处。根据理论分析得到的值为 $r = 0.71a$ 。国外通过试验得到的分界面半径为 $r \approx 0.72a$ 处^[9]，几者基本一致，可以认为外部涡流厚度约占燃烧室半径的 25% ~ 29% 左右。

通过统计，冷流计算模型中，方案 A 内部涡流切向速度值(面积平均)为 86.43m/s。而根据前面的理论推导公式，模型中任意截面内部涡流的切向速度的面积平均值为

$$\bar{u}_\theta = \frac{\int_s \int_\theta u_\theta dS}{A} = \left(\int_0^{2\pi} \int_0^{0.707a} \frac{Ua}{r} r dr d\theta \right) / (\pi \times (0.707a)^2) = 291.46$$

比较两种情况下的内部涡流切向速度，有粘条件下的值远小于无粘条件下的值。实际的有粘流动过程中，流体的速度及能量会有一定的损失。同时，从 Helmholtz 三定理可知，粘性流体的剪切应力将消耗能量，使涡量强度逐渐减弱。对于涡流冷却技术来说，内部涡流掺混能量及涡量强度的减小，会降低燃烧的效率。所以，需要对模型的局部结构进行改进。

3.2 氧化剂喷嘴对涡流结构的影响

在涡流冷却推力室技术中，涡量强度越大，表明涡流有越强的紊流扰动，能在容积较小的情况下使推进剂达到很高的热强度。同时，涡量强度越大，能使推进剂在燃烧室内具有较长的停留时间，对推进剂的燃烧具有稳定性作用^[10]。因此涡量强度的大小影响着推进剂的掺混和燃烧。涡量，是通过某截面 S 的涡通量，其定义表达式为

$$\kappa = \int_S \varepsilon dS \tag{12}$$

式 (12) 中的 ε 为旋转速度。根据理论，流场中存在漩涡是由于流体的粘性所产生的。

氧化剂切向喷注速度越大，则轴向速度越小，氧化剂到达燃烧室顶部所损失的旋转速度越大。所以，可以通过增加轴向速度来减小旋转速度，增加涡量强度。氧化剂喷注速度取决于喷嘴处的压降，增加喷嘴压降达到增加轴向速度不利于整个发动机的设计。氧化剂喷嘴倾斜一定的角度，可以通过减少一定的切向速度来增加轴向速度，示意图如图 9 所示。

本文选取 7 组模型，其氧化剂喷嘴向上倾斜的角度分别为 0°、10°、15°、20°、25°、30°、40°及 50°，分别对它们进行比较计算。方案 A 计算得到各个方案的涡量分布(按质量平均统计)如图 10 所示。

为了便于比较说明，等距地选取了模型中 7 个不同轴向位置的横截面。分析图 10 当氧喷嘴向上倾

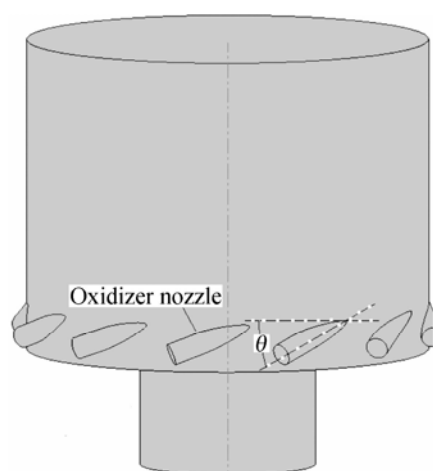


Fig. 9 Schematic of slope oxidizer nozzle

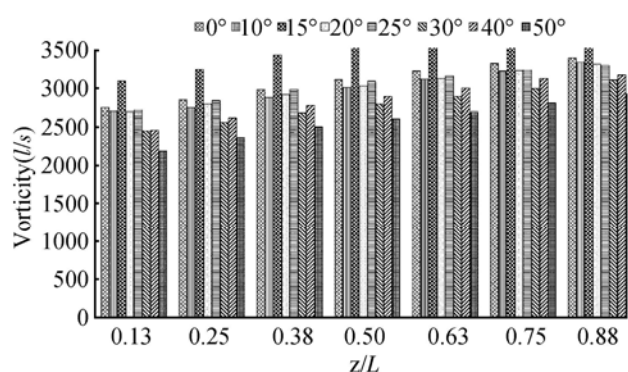


Fig. 10 Comparison of vorticity for different axis distance

斜 15° 时, 燃烧室内涡流的涡量强度最大。涡流冷却技术中, 燃烧区域主要是由外部的氧化剂旋转涡流与燃料进行混合和燃烧所形成的。内部涡流的涡量强度越大, 涡流作用的时间越长, 推进剂在燃烧室内所驻留的时间越长。所以, 可以认为氧喷嘴向上倾斜 15°, 此时涡流冷却技术的掺混能力最强。当氧喷嘴倾斜角度大于 15° 时, 随着倾斜角度的增加, 涡量强度逐渐减小。

可以看出通过将氧化剂喷嘴倾斜一定的角度, 可以减少涡流由于粘性所产生的速度损失。因为氧化剂喷嘴的倾斜, 减小了切向喷注速度, 增加了轴向喷注速度, 可以使氧化剂冷涡流与燃烧室壁面所接触的时间及面积都减小, 有助于推进剂的掺混及燃烧, 提高燃烧效率。氧化剂喷嘴的倾斜角度过大时, 会减少

切向的喷注速度, 降低壁面的冷却效果。

4 结 论

通过对涡流冷却技术所作的初步研究工作, 可认为:

(1) 冷却剂喷嘴在燃烧室圆筒段切向喷入时, 可在壁面附近形成外部涡流, 并具有一定的厚度, 约占半径的 25% ~ 29% 左右, 对燃烧室壁面起到保护作用。

(2) 在保证冷却要求的条件下, 冷却剂喷嘴倾斜一定的角度, 可提高冷却剂进入内部涡流时的涡量强度, 改善推进剂的掺混, 提高燃烧效率。

参考文献:

- [1] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计 [M]. 朱宁昌译. 北京: 中国宇航出版社, 2003
- [2] Andrew E T. Aquarius low cost launch main engine study [R]. 3rd Responsive Space Conference, RS3-2005-6001.
- [3] 易 林. 螺旋型旋风分离器的数值模拟与优化设计 [D]. 杭州: 浙江大学, 2005
- [4] Chiaverini M J, Mathew J M. Vortex combustion chamber development for future liquid rocket engine applications [R]. AIAA 2002-4149
- [5] Sauer J A, William H K, Mathew J M, et al. Development of a LOX/RP-1 vortex combustion cold-wall thrust chamber assembly [R]. AIAA 2002-4144
- [6] Majdalani J, Dian Q F. On the bidirectional vortex and other similarity solutions in spherical geometry [R]. AIAA 2004-3675
- [7] Dian Q F, Majdalani J. Simulation of the cold-wall swirl driven combustion chamber [R]. AIAA 2003-5055
- [8] Dian Q F, Majdalani J. Hot flow model of the vortex cold wall liquid rocket [R]. AIAA 2004-3676
- [9] Smith J L. An analysis of the vortex flow in the cyclone separator [J]. Journal of Basic Engineering-Transactions of the ASME, 1962 609~ 618
- [10] 苏 适. 水煤浆旋风燃烧试验的初步研究 [J]. 中国电力, 1994 (12): 37~ 39

(编辑: 梅 瑛)