

液氧/煤油补燃火箭发动机 整流栅应用研究

¹ 陈建华, ² 李龙飞, ² 周立新, ² 孙宏明

(¹ 西北工业大学 航天学院 陕西 西安 710072; ² 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 介绍了液氧/煤油补燃火箭发动机整流栅的各种结构, 简要叙述了空气吹风模拟试验研究方法与研究结果。利用 Fluent 软件对燃气弯管内流场进行了数值模拟, 分析其流动与压力分布。建立了发动机整流栅声学特性的计算模型, 采用变步长四阶龙格-库塔数值逼近方法计算声导纳, 并对整流栅抑制高频燃烧不稳定性的机理进行了初步探讨。结果表明, 整流栅除了影响燃气入口总压的均匀性之外, 还可起到抑制高频燃烧不稳定性的作用。

关键词: 液氧/煤油补燃发动机; 整流栅; 流场数值模拟; 声学特性; 冷吹风试验; 高频燃烧不稳定性

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 02-0001-06

Application of the perforated distribution plate in the LOX/kerosene staged combustion rocket engine

Chen Jianhua, Li Longfei, Zhou Lixin, Sun Hongming

(¹ School of Aerospace, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China;

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

Abstract: Various configurations of the perforated gas distribution plate in the LOX/kerosene staged combustion engine were recounted and the air-blow simulation test of plate was introduced. Numerical simulation of the three-dimensional flow was completed with Fluent. The numerical calculation was carried out with 4-stage variation step Runge-Kutta algorithm using the derived 1-D model for acoustic characteristics analysis of the plate. In addition, the influence mechanism that the perforated plate of gas line on combustion instability was preliminarily discussed. The results indicate that the perforated distribution plate not only effects the distribution of the total pressrue but also damps the combustion instability of high frequency.

Key words: LOX/kerosene staged combustion rocket engine; perforated plate; numerical simulation; acoustic characteristics; airflow test; high-frequency combustion instability

收稿日期: 2006-08-30; 修回日期: 2006-11-01。

作者简介: 陈建华 (1966—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机推力室技术。

1 引言

俄罗斯（前苏联）研制的一系列先进的液氧/煤油补燃循环发动机，无一例外的都采用了富氧燃气发生器。发动机全部氧化剂进入发生器，推进剂混合比在 50~60 之间，形成高富氧燃气，驱动涡轮后经燃气导管进入推力室与液体煤油混合燃烧^[1,7]。流量很大的高富氧燃气在燃气导管（弯管）中的流动过程十分复杂，并且会形成漩涡，致使流动速度和压力分布极不均匀，结果使进入推力室的推进剂质量和混合比分布也很不均匀，将会造成性能的下降，甚至还可能激发燃烧不稳定性。为消除这种现象，在喷注器入口前的适当位置上设置了整流栅。整流栅可均衡压力分布，但它对燃烧不稳定性是否有影响还不明朗。俄罗斯对整流栅进行了大量理论和使用研究，并成功用于型号，但遗憾的是，资料报道很少。

中国的研究工作刚刚开始，主要进行了：整流栅结构型式的选择；利用 Fluent 软件对燃气导管的流场进行 3-D 数值模拟计算；进行整流栅冷吹风试验，研究整流栅孔径、穿透率以及安装位置的影响；建立燃气弯管-整流栅内声学特性的模型，研究整流栅位置对声学特性的影响；对整流栅抑制燃烧不稳定性的机理进行初步探讨。

2 整流栅结构

液氧/煤油补燃发动机推力室头部一般包括燃气弯管、整流栅和喷注器三部分，图 1 为某发动机头部示意图，燃气弯管为变圆截面弯管结构，整流栅设置在燃气弯管与喷注器之间，采用焊接方式对接为一个整体。在发动机上实际应用的整流栅型面有球面和平面两种。燃气弯管直径大时，整流栅设计为球壳多孔结构，其优点是整流效果好，缺点是结构复杂。这种结构在 NK-33、PD-120、PD-170 等高压大推力发动机上得到了应用^[1]。燃气弯管直径较小时，可选平板多孔结构（见图 2）。

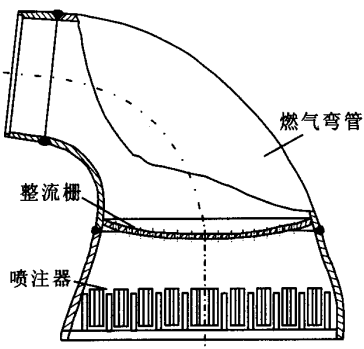


图 1 某发动机推力室头部

Fig.1 Schematic of the thrust chamber head

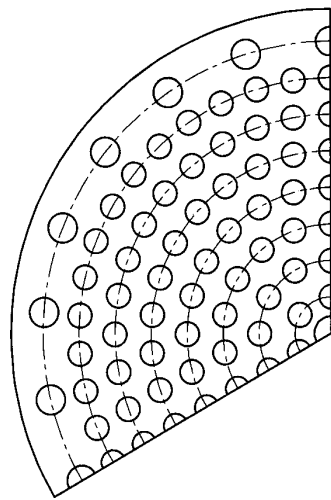


图 2 平板结构的整流栅

Fig.2 Configuration of flat distribution plate

整流栅上的孔一般可按同心圆排列，孔数可取 1、6、12、18…依次递增，等孔径，俄 PD-120 采用了该方案。但为了获得更好的总压均衡效果，也可局部适当调整，如俄 PD-170 整流栅上有两个孔稍大；而有的整流栅最外圈的孔数减半，孔截面积加倍，以保证整流栅最外圈孔与喷注器上边区喷嘴错开。

3 燃气弯管流场

采用 Unigraphics 软件建立三维几何模型，GAMBIT 软件划分计算网格，边界层网格进行了

加密。用解算器 Fluent 进行计算，流体工质为发动机实际工作中燃气发生器生成的富氧燃气。采用三维雷诺平均守恒 N-S 方程和 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型，壁面附近为标准壁面函数，入口和出口分别采用压力入口和压力出口边界条件，壁面为无滑移、绝热边界条件。

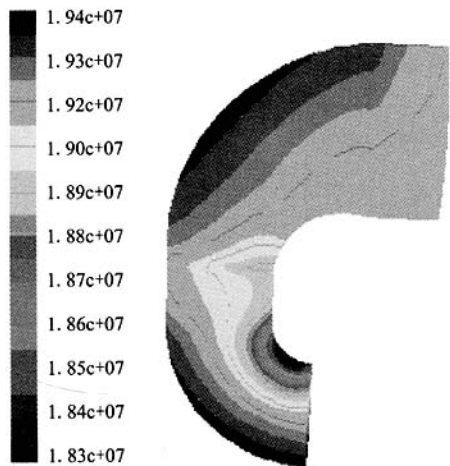


图 3 燃气弯管内静压分布

Fig.3 Static pressure distribution in curved gas pipe

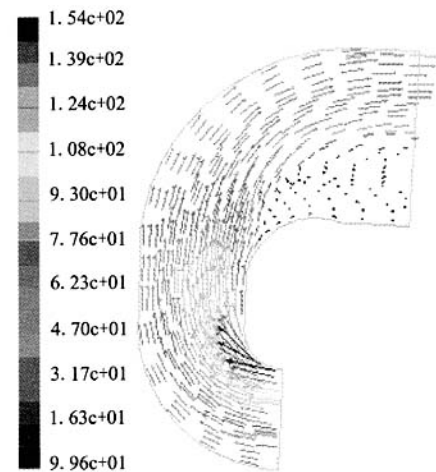


图 4 燃气弯管内速度矢量分布

Fig.4 Velocity vector distribution in curved gas pipe

图 3 和图 4 分别给出了不加整流栅的燃气弯管内静压和速度矢量分布。从图中看出，在弯管流线的主法线方向，弯管小端（入口端）速度随

距曲率中心距离的减小而增大，弯管内侧的流速高而外侧的速度低，内侧压力小而外侧压力大；在弯管大端（出口端），外侧压力明显高于内侧，且在内侧形成一个较大的旋涡，内侧流体由于速度低，离心力小，从而引起边区燃气由外侧流向内侧，并迫使中心区燃气由内侧流向外侧，形成所谓的二次流。

分析表明，燃气在燃气弯管所产生的这种横向压力梯度、旋涡和二次流将导致气流流过弯管后产生畸变，气流到达喷注器气喷嘴入口的压力分布不均匀，各喷嘴的压降、推力室流强分布和混合比分布不均匀，对推力室性能和燃烧稳定性产生很大的负面影响。

4 空气吹风模拟试验

整流栅空气吹风模拟试验的目的是为了研究整流栅孔径、穿透率和轴向安装位置对下游气流总压分布均匀性的影响，试验系统见图 5。为保证模拟试验与实际工作时燃气弯管中流动的相似性，必须遵循以下相似准则^[2]：

- (1) 几何相似，试验件与实际产品结构一致；
- (2) 运动相似，气流初始条件相似，即保证速度大小成比例和速度方向一致；
- (3) 动力相似，保证雷诺数相同。当雷诺数 $Re>10^5$ 时，认为流动达到自模拟状态。分析后确定以欧拉数 Eu 相等作为准则。

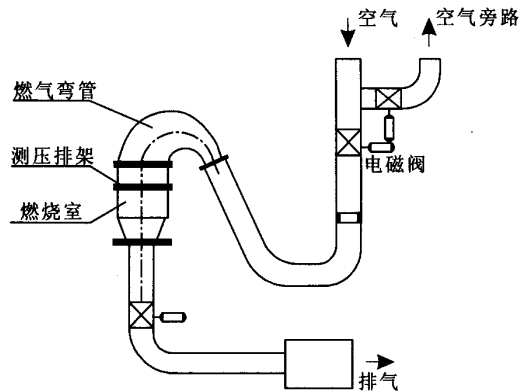


图 5 空气吹风模拟试验方案示意图

Fig.5 Schematic of air-blow simulating test system

调整入口和出口的电动阀控制所需的空气流量和压力, 保证所需模拟的入口雷诺数和欧拉数。调整可调法兰, 对不同孔径、穿透率和孔数的整流栅方案在发动机额定和调整工况下进行空气吹风模拟试验。试验需要测量的参数包括入口和出口的流量、温度、静压和总压等。整流效果通过喷嘴出口的气流总压均方差 σ 和压力损失 ζ 来评估

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\dot{p}_i / \dot{p}_{cp} - 1)^2}{n-1}}$$

式中, \dot{p}_i 为第 i 个喷嘴的总压; \dot{p}_{cp} 为喷注器面的平均总压; n 为喷嘴数目。

$$\zeta = \frac{\dot{p}_{\lambda} - \dot{p}_{\text{出}}}{\rho_{\lambda} v_{\lambda}^2 / 2}$$

式中, \dot{p}_{λ} 、 $\dot{p}_{\text{出}}$ 为燃气弯管入口和出口总压。

整流栅吹风试验结果表明, 安装整流栅极大地改善了气流总压分布的均匀性。

5 整流栅声学特性

5.1 声学特性计算模型

整流栅出口和中底之间的容腔称为阻尼腔, 气路当量管道直径和中底位置一定时, 阻尼腔容积决定于整流栅位置。声学特性分析时, 把阻尼腔作为一个声学环节, 入口和出口截面视为半声学开端, 建立物理模型 (图 6)。

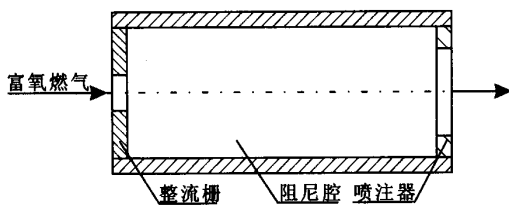


图 6 阻尼腔声学分析模型

Fig.6 The acoustic model of the damper cavity

认为燃气弯管中形成的旋涡经整流栅后已经破碎, 流体变得均匀。因此作如下假设:

(1) 高温燃气为理想气体, 气体在稳态运动

为无旋、等熵流;

(2) 流动为亚音速;

(3) 振荡随时间谐波。

燃气通道的气相声波方程组用 N-S 方程组^[1]来描述

$$\frac{\partial u}{\partial t} + [\text{rot } u \times u] + u \frac{1}{2} \text{grad } u^2 = -\frac{\text{grad } p}{\rho}$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho u) = 0$$

在贴体坐标系 $\xi(r, \theta, x)$ 、 $\eta(r, \theta, x)$ 和 $\theta(r, \theta, x)$ 下进行线性化和无因次化, 得到用位势表示的波动方程:

$$u_0^2 \left[\frac{\partial^2 \varphi}{\partial \xi^2} - \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{u_0^2}{c_0^2} \frac{\partial \varphi}{\partial \xi} \right) \right] - 2i\omega \frac{u_0^2}{c_0^2} \frac{\partial \varphi}{\partial \xi} + \left[\frac{\omega^2}{c^2} \varphi - i\omega u_0^2 \varphi \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{1}{c_0^2} \right) \right] + \rho_0 u_0 \Delta \varphi = 0$$

$$\text{式中} \quad \Delta = \left[2 \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\eta \frac{\partial}{\partial \eta} \right) + \frac{1}{2\eta} \frac{\partial^2}{\partial \theta^2} \right]$$

ξ 、 η 分别沿流线和沿等势线, 它与柱坐标系 (r, θ, x) 的关系为

$$u_{0\xi} = \frac{\partial \xi}{\partial x}, u_{0\eta} = \frac{\partial \eta}{\partial r}; r \rho_0 u_{0\xi} = \frac{\partial \eta}{\partial r}, r \rho_0 u_{0\eta} = -\frac{\partial \eta}{\partial r}$$

贴体坐标系 (ξ, η, θ) 下, 位势 φ 的定义为

$$\bar{\delta} u_{\xi} = \frac{\partial \varphi}{\partial \xi}; \bar{\delta} u_{\eta} = \frac{\partial \varphi}{\partial \eta}; \bar{\delta} u_{\theta} = \frac{\partial \varphi}{\partial \theta}$$

5.2 计算方法

将函数 φ 按气体振荡的本征函数展开为级数, 得到

$$\varphi = \sum_m \sum_n \varphi_{mn}(\xi) J_m(\alpha_{mn} \sqrt{\eta/\eta_0}) \cos m\theta$$

式中, φ_{mn} 为展开系数, 为 ξ 的函数; J_m 为贝塞尔函数。

根据贝塞尔函数性质将偏微分方程转化为全微分方程, 导出声波动方程

$$u_0^2 \left[\frac{d^2 \varphi_{mn}}{d\xi^2} - \frac{d}{d\xi} \left(\frac{u_0^2}{c_0^2} \frac{d\varphi}{d\xi} \right) \right] - 2i\omega \frac{u_0^2}{c_0^2} \frac{d\varphi}{d\xi} + \left[\frac{\omega^2}{c^2} \varphi - i\omega u_0^2 \varphi \frac{d}{d\xi} \left(\frac{1}{c_0^2} \right) \right] - \frac{1}{2} \rho_0 u_0 \frac{\alpha_{mn}^2}{\eta_0} \varphi_{mn} = 0$$

则速度扰动和压力扰动量分别表示如下:

$$\bar{\delta u}_{mn}(\xi) = \frac{d\varphi_{mn}}{d\xi},$$

$$\bar{\delta p}_{mn}(\xi) = -\rho_0 \left(i\omega\varphi_{mn}(\xi) + u_0^2 \frac{d\varphi_{mn}(\xi)}{d\xi} \right)$$

计算采用变步长四阶龙格-库塔法。计算节点上介质速度、密度和声速等参数沿通道轴向长度变化,由气动函数^[5]—维外推得到。

5.3 计算结果

图7是某补燃发动机在额定工作状态下,整流栅位置一定时阻尼腔声导纳与频率关系图,声导纳 Y 的定义为气体速度振荡与声压的比值。从图中看出,在该燃烧室一阶切向振型频率 $f_{1r}=1940\text{Hz}$ 附近处,有较大的声导纳。表明,该整流栅的设置位置在发动机额定工作状态是合适的,它使气路的声阻抗最小,使燃烧室的一阶切向振型的能量能够顺利通过气路的孔到达中底的前腔,耗散最多的振荡能量。

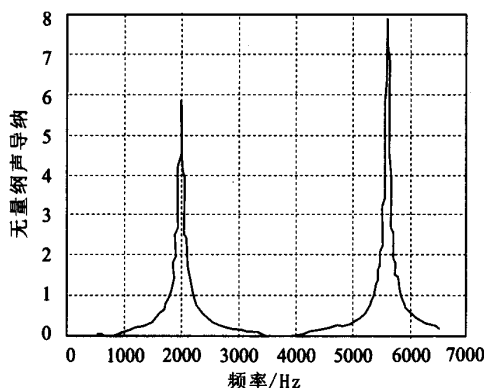


图7 某整流栅位置下阻尼腔声导纳-频率关系图

Fig.7 Acoustic mobility in damper for given distribution plate

6 抑制高频燃烧不稳定性的机理

液体火箭发动机燃烧过程和声学振荡之间相联系并存在反馈作用(图8),输入端是燃烧过程,用加热量 \bar{Q}^* 、火焰峰移动速度 U 和流动阻力 F_x 等有效干扰表征,输出端是除燃烧区以外的全部振荡气体,用声振参数 \bar{p} 、 \bar{v} 和 \bar{s} 表征^[6]。由于反馈的存在,声振作用于燃烧过程,引起振荡放热,激发和维持了声振。若振荡系统的声学特

性已知,则给定 \bar{Q}^* 、 U 和 F_x 等也就得到了被扰动的燃烧过程和管道所有截面上的 \bar{p} 、 \bar{v} 和 \bar{s} 。

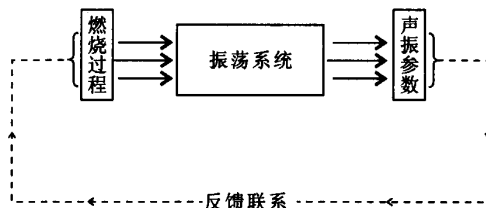


图8 振荡反馈示意图

Fig.8 Schematic of vibration system feedback

混气形成是形成反馈的重要机理,但不是唯一的,振荡过程还与沿管道运动气体的流动特性或流体力学过程有关,反馈的基础是燃烧过程发生的声振大大地改变了流动特性,使其具有周期变化的分量,当气流产生声振时,产生的大旋涡其频率和声振频率一致时,振荡得以产生和维持。图9给出了一个产生耦合振荡和设置整流栅后的例子。图9(a)中A点有一气流分离区并形成旋涡被带到燃烧区。设声振周期为 T ,流速为 v ,则旋涡间的距离 $L_2=v \cdot T$,设A点到喷嘴入口的距离为 L_1 ,如果流速不变,则到达燃烧区的旋涡将周期性地与焰峰互相作用,形成了反馈闭合。燃烧区焰峰的周期位移,相当于有效火焰传播速度的振幅不等于零,若实现一定的振幅/相位关系,则其本身能够激发系统(或维持已发生的)自振。此外,若在A点形成足够强的旋涡,它脱落下来开始和气流一起运动,在应有的相位上到达焰峰并使它变形,则振荡系统将被激发起来。

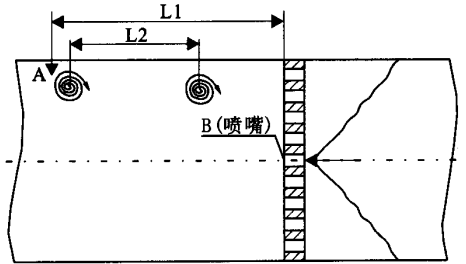
消除由这种方式产生的振荡燃烧,有两种不同的方法:

- (1) 改变旋涡脱落的相位;
- (2) 减小旋涡尺寸。

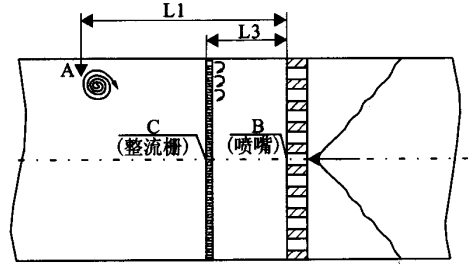
关于方法(1),应该指出,影响像旋涡脱落这样复杂的现象是非常困难的。对于方法(2),简单的措施是在旋涡流路安装整流栅(图9(b)),整流栅使大旋涡在经过格栅时被分割成小旋涡,小旋涡对焰峰的作用,不是使其变形,而是提高了湍流度,切断了反馈,避免由于声振和燃烧区前旋涡的相互作用而引起的不稳定燃烧。此外,

补燃发动机燃烧室的一部分振荡能量在气液喷嘴内耗散, 并将其余部分振荡能量传递到整流栅与喷注器入口之间的阻尼腔, 若整流栅位置设计合

理, 振荡能量将在阻尼腔内部得以耗散, 减小了燃烧不稳定性激发和维持所需的能量。



(a) 燃烧区前旋涡形成



(b) 加整流栅后燃烧区前旋涡破碎

图9 产生和减小振荡示意图

Fig.9 Effects of vortex on augmenting or suppressing oscillation

7 结论

在液氧/煤油补燃火箭发动机的推力室气路入口的燃气路中应设置整流栅, 对其结构和作用原理进行分析和探讨后可得出以下结论:

(1) 燃气在燃气弯管流动将产生横向压力梯度、旋涡和二次流, 导致燃气喷嘴入口压力、各喷嘴的压降、推力室流强分布和混合比分布不均匀。在燃气路设置整流栅极大地提高燃气总压分布和速度场的均匀性。

(2) 整流栅位置选取的原则是使阻尼腔的阻抗接近最小(声导纳最大)。对某补燃液氧/煤油发动机的整流栅位置进行声学计算, 结果表明, 整流栅位置在发动机额定工作状态下抑制燃烧室一阶切向振荡是有效的。

(3) 整流栅抑制高频燃烧不稳定性的一种可能机理是整流栅破碎大的旋涡, 切断了反馈回路, 增大声能耗散。

参考文献:

- [1] 张贵田, 高压补燃液氧/煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [2] 姜正行, 飞机内流空气动力学 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [3] 王承尧, 王正华, 等 编. 计算流体力学及其并行算法 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2000.
- [4] Vigor Yang, Anderson W. Liquid rocket engine combustion instability[J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1995, 169.
- [5] 朱宁昌, 刘国球, 等 编. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [6] 李龙飞, 陈建华. 补燃循环火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性研究[J]. 火箭推进, 2004, 30 (6).
- [7] George P Sutton. History of liquid-propellant rocket engines in Russia, formerly the Soviet Union [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19 (6).
- [8] 拉乌申巴赫 Б. Б. 张斌全, 等译. 振荡燃烧[M]. 北京: 科学出版社, 1965.

(编辑: 陈红霞)