

文章编号:1000-6893(2010)07-1305-07

气-气冷流掺混流场缩尺技术

汪小卫, 金平, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

Scaling of Gas-gas Cold Flow Fields

Wang Xiaowei, Jin Ping, Cai Guobiao

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

摘 要: 为研究气-气冷流掺混流场缩尺技术,对多组分气相掺混流动三维 Navier-Stokes 无量纲方程及其定解条件进行了相似性分析,并将量纲分析方法应用到气-气掺混流动现象中,获得了气-气掺混流场相似准则,该相似准则表明冷流掺混试验件尺寸和试验背压都可以变化;运用该准则,在不同背压工况下进行了 3 个不同尺寸试验件的单喷嘴气-气喷注器掺混流场的仿真分析和比较,结果表明不同试验件尺寸和不同压力工况下气-气掺混流场具有相似性。研究结果能够指导气-气冷流试验,并为气-气燃烧流场缩尺技术研究提供参考。

关键词: 缩尺; 相似; 冷流; 全流量补燃循环; 气-气混合; 数值分析

中图分类号: V434 **文献标识码:** A

Abstract: Theoretical analysis is performed of the scaling of gas-gas cold flow fields and numerical studies made on the scaling of the flow fields in single-element chambers with gaseous oxygen and gaseous hydrogen. To obtain the scaling criterion of a gas-gas cold flow field, formulation analysis of the gaseous multi-component mixed flow 3D Navier-Stokes equations is conducted and dimensional analysis is also applied to the gas-gas mixing phenomena. The criterion indicates that the size and the testing back pressure of a gas-gas injector chamber can be changed. Based on the criterion, numerical simulations of full-scale and subscale single-element gas-gas injector chambers are studied in a total of three conditions. The results demonstrate that the flow field structures of similar geometry hardwares are similar at different testing back pressures.

Key words: scaling; similarity; cold flow, full flow stage combustion cycle; gas-gas mixing; numerical analysis

20 世纪 90 年代以来,在全流量补燃循环发动机背景下,作为其关键技术的气-气喷注器技术得到广泛关注^[1-8]。作为一种喷注器类型,气-气喷注器也广泛应用于其他发动机中^[9-12]。冷流掺混是气-气喷注器研究内容的重点之一,有助于深入了解气-气掺混机理,并能够为气-气喷注器设计和燃烧试验提供参考。

一般冷流掺混研究首选在背压为一个大气压下开展,但由于这有异于真实发动机中的高压环境,无论是推进剂性质,还是掺混过程本身特性都可能发生变化。为了能够与真实发动机工况相匹配,往往需要提高背压以获得更加可信的数据^[8,10-14],在以往的气-气喷注器冷流试验研究中也不例外^[8,10-12]。另一方面,在高背压下开展试验研究必然增加试验难度和研究成本。另外,

在试验中往往无选择性地采用全尺寸的试验件,特别是对于大发动机喷注器的研究,往往不仅仅需要采用较大尺寸的试验件和较高的试验流量等,还需要具有较大供应能力的试验系统支持。

自从火箭技术开始以来,液体火箭发动机推力室缩尺技术的研究就一直具有相当难度和争论性。然而在火箭发动机的研制过程中,缩尺技术的应用可以大量节约成本、周期和降低风险等^[15-17]。S. S. Penner 等在 20 世纪 50 年代就开展了液体火箭发动机燃烧室缩尺技术的理论研究^[18],但由于历史等原因,直到近几年缩尺技术研究才有新的进展;C. E. Dexter 和 J. R. Hulka 等对液体火箭发动机燃烧室缩尺技术研究进行了归纳总结和一些新的探索,并指出由于液体火箭发动机燃烧流动过程的复杂性,研究方向不能仅放在整体燃烧现象的相似上,而应该对燃烧过程的各个分过程以及它们的交互关系进行具体的研

究^[15-17]。而在不涉及到燃烧的冷流试验研究中,特别是对气体掺混流动,过程相对简单,为其整体过程的相似提供可能。如果能够获得可靠的缩尺规律,使得高压下的掺混试验可以采用低压下甚至在一个大气压力下的试验代替,大尺寸的试验件可以选择小尺寸的试验件代替,就能够大大降低试验难度以及成本和周期。

对气-气冷流研究的工作开展较多,但对其缩尺技术和流场相似性等研究还未见报道。缩尺技术的关键是必须保证物理现象的相似^[15-18],因此,对于气-气冷流掺混,关键是要保证其掺混流场结构的相似。相似理论表明两现象相似的一个必要条件是几何相似,本文的研究就是要获得气-气冷流掺混流场相似的充分必要条件,以指导气-气喷嘴冷流试验研究工作,并为气-气燃烧试验的缩尺技术研究打下基础。

本文将气-气掺混流场为研究对象,采用相似性方程分析和量纲分析两种理论研究方法,获得气-气掺混流场的相似准则;并在此基础上进行了多工况单喷嘴推力室掺混流场的数值模拟研究,结果表明只要遵循相似准则,不同尺寸试验件在不同背压工况下掺混流场结构相似。

1 方程分析

1.1 气相湍流掺混流动的 Navier-Stokes 方程组

气-气冷流掺混流动现象为氧化剂和燃料通过喷嘴器内各自的流道喷入燃烧室内混合,形成掺混流场。冷流掺混流场一般马赫数(Ma)很小,定常状态下,对于有 N 个气相组元的掺混流场,可以写出下列形式的无量纲化的完全 Navier-Stokes 方程组。

① 连续方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_j^*}(\rho^* u_j^*) = 0 \quad (1)$$

② 动量方程:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_j^*}(\rho^* u_i^* u_j^*) &= \frac{1}{Fr^2} \rho^* F^* - \\ Eu \frac{\partial p^*}{\partial x_i^*} + \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j^*} \left[\mu^* \left(\frac{\partial u_i^*}{\partial x_j^*} + \frac{\partial u_j^*}{\partial x_i^*} \right) \right] + \\ \frac{\lambda_0}{\mu_0} \cdot \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial}{\partial x_i^*} \left(\lambda^* \frac{\partial u_j^*}{\partial x_j^*} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

③ 组分方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_j^*}(\rho^* u_j^* Y_i^*) = \frac{1}{ScRe} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j^*} \left(\mu^* \frac{\partial Y_i^*}{\partial x_j^*} \right) \quad (3)$$

④ 能量方程:

$$c_p^* \frac{\partial}{\partial x_j^*}(\rho^* u_j^* T^*) = \frac{1}{RePr} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j^*} \left(\mu^* c_p^* \frac{\partial T^*}{\partial x_j^*} \right) \quad (4)$$

式中: ρ 为密度; u 为速度; p 为压力; λ 为热传导系数; μ 为动力黏度; Y 为气体浓度; c_p 为比定压热容; T 为温度; F 为作用力;下标 i, j 表示不同的坐标方向;上标 * 表示无量纲。

只有控制方程一致,所描述的物理现象才能相似,即保证:费劳德数 $Fr_1 = Fr_2$,欧拉数 $Eu_1 = Eu_2$,雷诺数 $Re_1 = Re_2$,施密特数 $Sc_1 = Sc_2$,普朗特数 $Pr_1 = Pr_2$ 。下标 1,2 分别表示两种工况。

1.2 单值性条件

两同类现象相似的必要条件需要单值性条件相似。对于定常流场,这里掺混流场的单值性条件有①入口条件:入口边界上推进剂的速度分布 $u_1 = u_2$;入口温度分布 $T_1 = T_2$;入口组分浓度分布 $Y_1 = Y_2$ 。②壁面边界条件:速度边界无滑移,即 $\frac{\partial v}{\partial n} = 0$;组分边界无加质或其他相似的加质条件。③出口边界条件:无回流现象。

1.3 相似准则分析

(1) 弗劳德数

Fr 代表惯性力与重力之比,表征重力影响的大小,一般只有在飞行过载较大的情况下需要考虑。^[19]

(2) 欧拉数

Eu 反映了压力表面力的作用和影响。在一般情况下, Eu 只有在管中水击和空泡等问题的试验研究中才要满足 Eu 相似准则的条件。^[19]

(3) 雷诺数

模型试验要做到 Re 等于原型,有时很困难。比如在本文中,气体密度与压力基本成正比关系,黏度基本不受压力的影响,当特征速度保持不变时,要保证不同压力下 Re 一致,特征尺寸必须与压力成反比,会导致低压模型尺寸过大。但是一般流动存在所谓的“自模区”,当 Re 大于某一定值时,一般为进入完全湍流状态时,流动进入了“第二自模区”。当模型和原型处于同一自模区时,模型和原型流动相似^[19]。

对火箭发动机中气-气喷注掺混过程,气体射流一般具有很高的 Re ,燃烧室内处于完全的湍流流动状态,流动状态进入了“第二自模

区”内。

(4) 施密特数

在掺混介质和介质温度都不变的情况下, Sc 保持相等。

(5) 单值性条件

首先需要保证掺混流动区域入口边界条件上速度分布 $u_1 = u_2$, 即喷注器出口速度分布需要相同。平均速度的大小可以通过使喷注压降分数不变予以保证, 由于气体本身的可压缩性, 在压力改变时按比例改变推进剂流量即可。但速度的分布型同样对流场具有一定的影响, 需要具有相同的速度分布型, 这需要模型与原型具有完全相似的入口几何结构。但另一方面, 只要在推进剂进入燃烧室时, 推进剂处于完全湍流状态, 根据完全湍流状态下的流动自模性, 在保证平均速度相同时, 燃烧室入口速度分布相同就可以办到, 再者, 只有速度分布型的差别不会对掺混流场带来较大的影响, 这种次要影响因素就可以不予以考虑。同理温度分布入口条件 $T_1 = T_2$ 也可以予以实现。组分分布入口条件 $Y_1 = Y_2$ 是比较容易实现的, 如果是氢/氧推进剂, 这一点会自动保证, 如果是富氧/富燃燃气可以通过保证富氧/富燃预燃室的混合比来保证。

在一般室壁无加质的液体火箭发动机中, 无滑移和组份边界条件自动保证。

2 量纲分析

量纲分析是另一种能够指导试验研究的理论分析方法, 它应用范围更广, 而将其应用于火箭发动机推力室内流动现象还未见报道。本节将量纲分析方法应用到气-气掺混流动现象中, 以获得气-气掺混流场的相似准则, 并能够提高对气-气掺混过程的理解, 为其他推力室内流动现象的研究提供参考。

为不失一般性, 这里以氢氧火箭发动机上应用广泛的同轴剪切式喷注器、气氢/气氧为推进剂作为分析实例, 其他类型喷注器和推进剂种类可以进行参考分析。

在气-气喷注器冷流掺混现象中一共涉及到的物理量有: 长度 L 、速度 u 、压力 p 、温度 T 、浓度 Y 、物性参数(密度 ρ 、动力黏度 μ 、比热 c_p 、扩散系数 D 、热传导系数 λ)、气体常数 R 、壁面加质参数 G 以及回流参数 B 。而对于同轴剪切式喷注器掺混过程, 可以列出所有可能影响该现象的各相关项的独立参数, 如表 1 所示。

表 1 与同轴剪切式喷注器冷流掺混过程相关的独立参数
Table 1 Independent parameters influencing shear-coaxial gas-gas injector cold flow field

物理量	参数与符号
尺寸	喷嘴: 氧喷嘴内径 d_{O_2} , 氢环腔内径 $d_{H_{21}}$, 氢环腔外径 $d_{H_{22}}$, 喷嘴缩进尺寸或其他特征尺寸 L_r
	燃烧室: 燃烧室内径 d_c
速度	氢、氧喷注速度: u_{H_2}, u_{O_2}
压力	背压 p_b
推进剂	$\rho_{H_2}, \rho_{O_2}, \mu_{O_2}, \mu_{H_2}, c_{pH_2}, c_{pO_2}, T_{H_2}, T_{O_2}, \lambda_{H_2}, \lambda_{O_2}, Y_{H_2}, Y_{O_2}, D_{H_2}, D_{O_2}, R_{O_2}$
燃烧室壁面边界	加质参数 G
回流	B

2.1 π 定理的应用

气-气喷注器的冷流研究主要用于考察喷注器的掺混效率 E_m 和室壁相容性 φ ^[7,11-12], 而它们完全依赖于流场结构, 只有保证流场结构相似, E_m 与 φ 才能相同。而在冷流试验中往往采用掺混长度 L_{cold} 来衡量和比较掺混效果, 一定的 L_{cold} 代表了一定的掺混流场结构。本文将掺混长度 L_{cold} 作为研究对象, 采用 π 定理得到包含 L_{cold} 的函数表达式。

进行量纲分析首先必须找到影响 L_{cold} 的所有物理量。在表 1 所有物理量中, 首先假设入口介质和介质温度不变时, 则推进剂的有关物性参数中 $\mu_{O_2}, \mu_{H_2}, c_{pH_2}, c_{pO_2}, T_{H_2}, T_{O_2}, \lambda_{H_2}, \lambda_{O_2}, Y_{H_2}, Y_{O_2}, D_{H_2}$ 和 D_{O_2} 保持不变; 对于一般冷流试验研究, 室壁无加质状态, 即使存在加质情况, 本文首先假设 G 值不变; 且假设出口无回流现象。

因此, 表 1 中能够影响 L_{cold} 的物理量有: $d_{O_2}, d_{H_{21}}, d_{H_{22}}, L_r, d_c, u_{H_2}, u_{O_2}, \rho_{H_2}, \rho_{O_2}$ 和 p_b 。即 L_{cold} 是这些量的某种函数关系, 即有

$$L_{cold} = f(d_{O_2}, d_{H_{21}}, d_{H_{22}}, L_r, d_c, u_{O_2}, u_{H_2}, \rho_{O_2}, \rho_{H_2}, p_b) \quad (5)$$

所有物理量中包含长度 L , 时间 T 和质量 M 三个基本单位。选择 $d_{O_2}, u_{O_2}, \rho_{O_2}$ 作为基本物理量进行量纲分析, 应用 π 定理得到以下 8 个无量纲量:

$$\pi_1 = \frac{L_{cold}}{d_{O_2}}, \pi_2 = \frac{d_{H_{21}}}{d_{O_2}}$$

$$\pi_3 = \frac{d_{H_{22}}}{d_{O_2}}, \pi_4 = \frac{Lr}{d_{O_2}}$$

$$\pi_5 = \frac{d_c}{d_{O_2}}, \pi_6 = \frac{\rho_{O_2}}{\rho_{H_2}}$$

$$\pi_7 = \frac{p_b}{\rho_{O_2} u_{O_2}^2}, \pi_8 = \frac{u_{H_2}}{u_{O_2}}$$

因此有 $\pi_1 = f(\pi_2, \pi_3, \dots, \pi_8)$ 。

2.2 相似准则分析

通过以上分析,可以看出:只要保证 π_2 , π_3, \dots, π_8 相同, π_1 将保持不变,其中:

$\pi_2 = \frac{d_{H_{21}}}{d_{O_2}}$ 为喷注器环氢孔的内环直径与氧喷孔内径之比,代表着氧喷嘴厚度对掺混的影响;
 $\pi_3 = \frac{d_{H_{22}}}{d_{O_2}}$ 为喷注器环氢孔的外环直径与氧喷孔内径之比,代表着喷注面积比对掺混的影响; $\pi_4 = \frac{Lr}{d_{O_2}}$ 代表着喷注器缩进量等其它特征尺寸对掺混的影响; $\pi_5 = \frac{d_c}{d_{O_2}}$ 代表着燃烧室特征尺寸对掺混的影响; $\pi_6 = \frac{\rho_{O_2}}{\rho_{H_2}}$ 代表氧化剂与燃料密度比对掺混的影响; $\pi_7 = \frac{p_b}{\rho_{O_2} u_{O_2}^2} = \frac{1}{R_{O_2} T u_{O_2}^2}$ 为背压与特征动压之比,也代表氧的喷注速度对掺混的影响; $\pi_8 = \frac{u_{H_2}}{u_{O_2}}$ 代表氢/氧喷注速度比对掺混的影响。

在缩尺技术中,保持喷嘴和燃烧室尺寸相似,就可以保证 $\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5$ 不变;则有

$$\pi_6 = \frac{\rho_{O_2}}{\rho_{H_2}} = \left(\frac{p_c}{R_{O_2} T_{O_2}} \right) / \left(\frac{p_c}{R_{H_2} T_{H_2}} \right) = \frac{R_{H_2} T_{H_2}}{R_{O_2} T_{O_2}} = \text{const} \quad (6)$$

由于气体的可压缩性,保持喷注压降分数不变,即可保证 π_7 和 π_8 不变。

通过以上分析,保证几何相似,保证推进剂喷注速度不变,再加上 2.1 节中的假设条件:推进剂种类相同、推进剂温度不变,室壁无加质或具有相似的加质条件,无回流发生,即可保证 π_1 不变,流场即相似。这就构成了气-气掺混流场的相似准则,与第 1 节中得到了相同的结论。

可以看到所得到的准则中除了尺寸可以相似变化以外,并不包括对背压的限制,因此可以在保证以上条件的前提下,可以同时改变背压和尺寸,并能够保证掺混流场的相似性。

3 仿真研究

以上理论分析得到的准则对试验件几何形式和喷嘴个数没有选择性。为了进一步验证理论分析结果和指导工程实际,且不失一般性,本文设计了原型和模型单喷嘴气-气喷注器推力室,推进剂选取常温气氢/气氧,喷嘴类型为同轴剪切式,原型喷注器和燃烧室的参数选自大发动机,喷注器和燃烧室构型如图 1 所示。模型喷注器和推力室都几何相似于原型,不失一般性,本文选取缩比因子为 2.0,即模型的所有尺寸都是原型的一半。

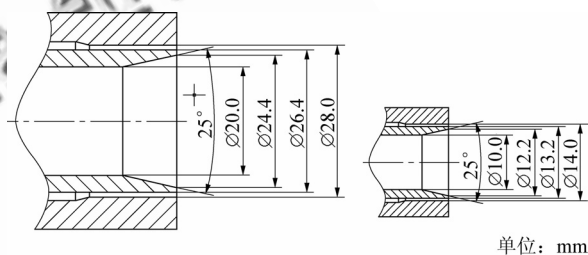


图 1 单喷嘴原型与模型喷注器

Fig. 1 Schematic of prototype and model injectors

由于冷流研究没必要采用喷管,计算区域省略了喷管部分,在计算中直接在燃烧室尾部施加背压,计算区域如图 2 所示。



图 2 单喷嘴推力室计算区域

Fig. 2 Calculation domain of single-element chamber

3.1 计算方法及边界条件

气-气冷流掺混的控制方程采用气相掺混的 Navier-Stokes 方程组,如 1.1 节中所述。在数值方法的应用方面,有关气-气掺混燃烧流场的数值模拟方法在美国宾夕法尼亚州立大学和 NASA Marshall Space Flight Center (MSFC) 已进行了许多工作,研究结果表明采用雷诺平均 Navier-Stokes 方程组,并采用 $k-\epsilon$ 湍流模型得到的数据能够与试验数据吻合良好^[3-4,6]。本文进行相对简单的冷流掺混数值模拟也采用求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程组,并应用标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型来解决湍流问题,以开展各工况下流场结构的比较。

本文采用时间相关法求解气相掺混流场,采用控制体积法离散方程。离散方程的统一形式可表示为

$$\frac{d}{dt}(\rho\phi V)_{P_0} + a_0\phi_{P_0} = \sum_{j=1}^N a_j\phi_{P_j} + b_0 \quad (7)$$

对于稳态过程, $\frac{d}{dt}(\rho\phi V)_{P_0} = 0$ 。式中: ϕ 为流场通用变量; P_0 为控制容积中心节点; P_j 为其周围节点; V 为控制容积体积; j 为控制容积中界面的角标; N 为控制容积的界面数; a_0 和 a_j 分别为离散方程中对应于 P_0 和 P_j 的算子系数; b_0 为离散方程源项。在空间上采用二阶迎风格式对连续方程、动量方程和组分方程进行耦合求解, 然后再解湍流模型相关方程。

燃烧室为圆柱体, 喷嘴置于头部中心, 因此可以采用轴对称模型进行计算, 对其进行网格划分, 在边界上、燃烧室头部和氢氧剪切层区域都进行了必要加密处理, 计算区域为推力室对称一半。入口按流量边界条件给出, 湍流强度按经验取 $I=5\%$ 。在轴对称边界上, 在其垂直方向上的速度分量为零, 所有变量在其垂直方向梯度为零。壁面边界, 采用绝热、无滑移边界条件; 燃烧室尾部直接施加所需背压边界条件。

3.2 结果与分析

本文共进行 3 个典型工况下单喷嘴仿真研究, 以分别考察压力和尺寸变化, 背压选择较为极限的压力, 并特定地进行 1 个大气压下计算。单喷嘴工况仿真研究参数如表 2 所示, 为了保持氢/氧喷注速度相同, 根据气体的压缩性, 相应推力室氢/氧喷注流量按喷注面积和背压比例变化。各工况的氧射流的 Re 范围为 $4.24 \times 10^4 \sim 4.46 \times 10^6$, 氢射流 Re 范围为 $5.527 \sim 5.2 \times 10^5$, 都处于各自的湍流状态。

表 2 单喷嘴工况仿真研究参数

Table 2 Parameters of single-element conditions

推力室	背压/MPa	氢流量/(g·s ⁻¹)	氢入口温度/K
原型	10.0	432.00	300
原型	0.1	4.32	300
模型	0.1	1.08	300

氧流量/(g·s ⁻¹)	氧入口温度/K	总流量/(g·s ⁻¹)	混合比
2 592.00	300	3 024.00	6.0
25.92	300	30.24	6.0
6.48	300	7.56	6.0

因为高压下气体已不满足理想气体状态方程, 本文采用真实气体 $R-K$ 方程代替理想气体状态方程以考虑真实气体效应。

图 3 为 3 种工况推力室内氧组分质量分数分布图。由图可以看出, 3 种工况下氧组分分布具有明显的相似性。为了定量地比较各工况内流场结构, 图 4 给出了 3 种工况一些典型轴向位置上氧组分分布的比较数据。为配合第 2 节中的分析, 这里以氧喷嘴内径 d_{O_2} 作为尺度基准, 图中纵坐标采用燃烧室径向位置与 d_{O_2} 之比; 而图 4 中各分图所示的推力室轴向位置分别为 $x=d_{O_2}, 2d_{O_2}, 4d_{O_2}, 8d_{O_2}$ 。

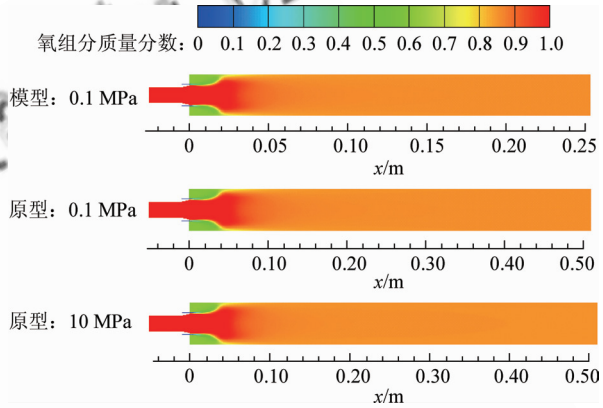
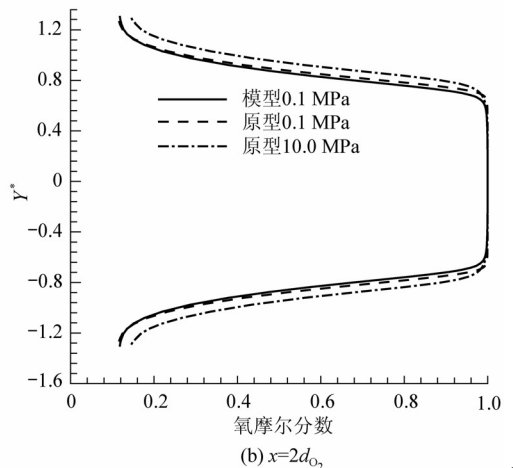
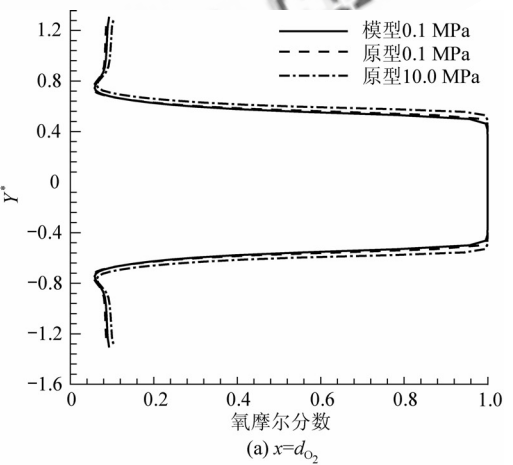


图 3 3 种工况下氧质量分数分布图

Fig. 3 Oxygen mass fraction contours of three conditions



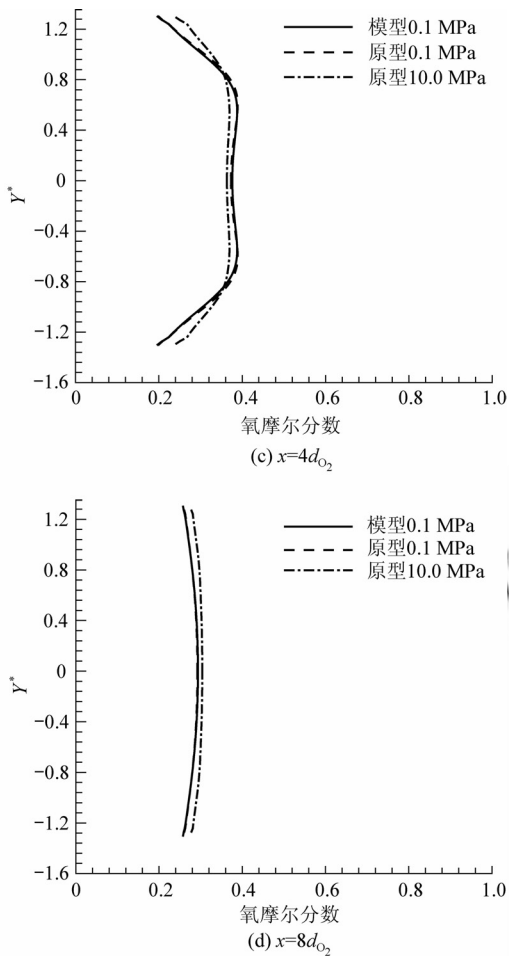


图4 3种工况下轴向位置上氧摩尔分数分布对比
Fig. 4 Oxygen mole fraction distributions of three conditions in some typical axial locations

在冷流掺混流场中,组分的分布完全代表了掺混流场的结构。由以上结果可以看出,3种工况得到的组分分布无论从定性观察,还是定量对比都具有有一致性;特别是在压力相同时尺寸变化对流场结构基本没有影响;压力从1个大气压到10 MPa变化,两掺混流场具有小的差别,这是由于不同压力下气体的不同压缩性带来的,但这种差别很小,例如在 $x=8d_{O_2}$ 的轴向位置处,燃烧室轴线上两工况氧摩尔组分分数相差不到3%。

流场结构的一致性表明对于气-气冷流的掺混特性研究,可以不用提高背压来获得与真实发动机工况相同,而可以采用在低成本的低压下甚至1个大气压状态下进行;大尺寸的试验件也可以采用小尺寸的试验件代替。

4 结论

通过对多组分气相掺混流场三维 Navier-

Stokes 无量纲方程及其定解条件进行分析,并将量纲分析方法应用到气-气掺混流动中,皆获得了气-气掺混流场缩尺准则;并在此基础上进行了单喷嘴掺混流场在不同压力和试验件尺寸工况的数值模拟,研究结果表明:

(1) 两气-气掺混流场相似的充要条件是:喷注器和燃烧室结构几何相似;推进剂介质相同;推进剂具有相同的入口喷注速度和温度;室壁具有相似的加质条件;无回流现象。

(2) 采用以上相似准则,对于气-气喷注器冷流掺混试验,可以采用小尺寸、环境背压工况来模拟大尺寸、高压工况,有利于节约成本、周期和试验难度。

另外,本文研究结果不仅针对全流量补燃循环发动机,对其他采用气体推进剂推力室的发动机同样适用。

参考文献

- [1] Meyer L, Nichols J T, Jones J M, et al. Integrated powerhead demonstration: full flow cycle development [R]. AIAA-1996-4264, 1996.
- [2] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application [R]. AIAA-1999-2757, 1999.
- [3] Foust M J, Deshpande M, Pal S, et al. Experimental and analytical characterization of a shear coaxial combustion GO_2/GH_2 flowfield [R]. AIAA-1996-646, 1996.
- [4] Schley C A, Hagemann G, Tucker P K, et al. Comparison of computational codes for modeling hydrogen-oxygen injectors [R]. AIAA-1997-3302, 1997.
- [5] Conley A, Vaidyanathan A, Segal C. Heat flux measurements for a GO_2/GH_2 single-element, shear injector [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(3): 633-639.
- [6] Lin J, West J S, Williamst R W, et al. CFD code validation of wall heat fluxes for a GO_2/GH_2 single element combustor [R]. AIAA-2005-4524, 2005.
- [7] Cai G B, Jin P, Yang L J, et al. Experimental and numerical investigation of gas-gas injectors for full flow stage combustion cycle engine [R]. AIAA-2005-3745, 2005.
- [8] 杜正刚, 金平, 杨立军, 等. 气-气喷注器流量特性实验研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 500-504.
Du Zhenggang, Jin Ping, Yang Lijun, et al. Experimental investigation of flowrate characteristics of gas-gas injector [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 500-504. (in Chinese)
- [9] de Groot W A, McGuire T J, Schneider S J. Qualitative flow visualization of a 110-N hydrogen/oxygen laboratory model thruster [R]. AIAA-1997-2847, 1997.
- [10] Janardan B A, Daniel B R, Zinn B T. Coaxial injector response to axial instability under simulated cold-flow [R]. © 航空学报杂志社 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

- AIAA-1975-230, 1975.
- [11] Clapp S D, Nagai C K, Gurnitz R N. Cold-flow optimization of gaseous oxygen/gaseous hydrogen injector for the space shuttle APS thruster[R]. AIAA-1971-2673, 1971.
- [12] Calhoon D F, Ito J I, Kors D L. Investigation of gaseous propellant combustion and associated injector/chamber design guidelines[R]. NASA CR-121234, 1973.
- [13] Ferraro M, Kujala R J, Thomas J L, et al. Measurements of shear coaxial injector sprays -cold flow and hot fire experiments[R]. AIAA-1996-3028, 1996.
- [14] Strakey P A, Talley D G, Hutt J J. Mixing characteristics of coaxial injectors at high gas/liquid momentum ratios [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 402-410.
- [15] Dexter C E, Fisher M F, Hulka J R, et al. Scaling techniques for design, development and test [C]//Habiballah M, Popp M, Yang V. Liquid rocket combustion devices— aspects of modeling, analysis, and design. Proceedings of the Second International Symposium on Liquid Rocket Propulsion. 1995.
- [16] Kenny R J, Moser M D, Hulka J R, et al. Cold flow testing for liquid propellant rocket injector scaling and throttling[R]. AIAA-2006-4705, 2006.
- [17] Hulka J R. Scaling of performance in liquid propellant rocket engine combustion devices[R]. AIAA-2008-5113, 2008.
- [18] Penner S S. Similarity analysis for chemical reactors and the scaling of liquid fuel rocket engines[C]//The 6th and 7th AGARD Combustion Panel Meetings. 1954.
- [19] 朱仁庆. 试验流体力学[M]. 北京: 国防工业出版社 2005.
- Zhu Renqing. Experimental fluid dynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005. (in Chinese)

作者简介:

汪小卫(1983—) 男,博士研究生。主要研究方向:液体火箭发动机燃烧技术和设计。

Tel: 010-82338460

E-mail: wangxwbuaa@163.com

蔡国飙(1967—) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:真空羽流、火箭发动机、超燃冲压发动机和高超声速飞行器设计。

Tel: 010-82316533

E-mail: cgb@buaa.edu.cn

(编辑:赵利)