

火箭冲压组合发动机部件缩尺关系理论初探

杜 泉^{1,2}, 付秀文^{1,2}

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘 要:为了使小尺度火箭冲压组合发动机的试验结果支撑中大尺度发动机的研制,从火箭冲压组合发动机各个部件的工作原理出发,理论分析了火箭冲压组合发动机部件缩尺关系,构建了小尺度发动机部件与中大尺度发动机部件之间的缩尺关系。研究表明:液态碳氢燃料火箭冲压组合发动机缩尺关系区别于氢燃料超燃冲压发动机的“压力-长度”缩尺关系;发动机各部件的缩尺关系差异明显;进排气系统可采用几何缩尺关系;隔离段、燃料喷注器、火焰稳定装置遵循不同的缩尺关系;燃料穿透深度与发动机尺寸呈线性关系,而蒸发和雾化与发动机尺度无关;火箭推力室缩尺可按照缩尺因子改变火箭推力室的数量实现。

关键词:火箭冲压组合发动机;缩尺关系;碳氢燃料;发动机尺度

中图分类号:V430-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)02-0018-05

Theoretical analysis on scaling relation of components for rocket ramjet combined engine

DU Quan^{1,2}, FU Xiuwen^{1,2}

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an 710100, China)

Abstract: Based on the operating principle of each component for rocket ramjet combined engine, the scaling relation of components for rocket ramjet combined engine was theoretically analyzed, and the scaling relation between the components of small size engine and midsize engine or large size engine was established to make the test results of small size rocket ramjet combined engine support the development of large size engine. The analysis results show that the scaling relation of the hydrocarbon fueled rocket ramjet combined engine is different from the pressure-length scaling relation of hydrogen fueled scramjet engine; the scaling relation of all the components for the two kinds of engines is obviously different; geometric scaling relation can be adopted for the intake and exhaust system; the scaling of isolator, fuel injectors and flame stabilizing device abides by different scaling relation; the penetration depth of liquid fuel is linear relation with engine size, but the atomization and evaporation of liquid fuel has no relation with engine size; the scaling of thrust chamber can be realized by changing the number of thrust chambers according to the scale factor.

Keywords: rocket ramjet combined engine; scaling relation; hydrocarbon fuel; engine size

收稿日期:2016-11-20;修回日期:2017-06-22

基金项目:国家863项目(2014AA7023026)

作者简介:杜泉(1981—),男,高级工程师,研究领域为组合动力技术

0 引言

火箭冲压组合发动机(RBCC)是基于可重复使用天地往返运输系统提出的一种先进推进系统。火箭冲压组合发动机将高推重比的火箭发动机与高比冲的冲压发动机集成到一个具有多种工作模式的发动机中,依据不同任务,采用不同工作模式,具有工作空域大、速域宽、综合性能优及结构紧凑等特点,是高超声速导弹武器、临近空间高动态飞行器、全球快速投送平台和可重复使用天地往返运输系统的主要选择。

在过去的几十年中,国内外研究机构花费了大量的精力研究和发展火箭冲压组合发动机。主要采取了理论研究、数值仿真和地面试验3类研究方法。虽然流动与燃烧理论、计算流体力学及计算机硬件等水平不断提高,但是理论分析和数值仿真仍然不能准确预测发动机沿飞行弹道的性能,地面试验依然是研究发动机设计方法、验证发动机方案、获得发动机性能及修正发动机设计模型的必要手段。

地面试验依赖地面试验设施规模。在小尺度火箭冲压组合发动机原理性研究阶段,当前国内外的研究设施基本能够满足直连试验和自由射流试验要求。然而随着火箭冲压组合发动机技术的不断成熟,其在导弹武器及临近空间飞行器等领域的应用将推动中大尺度发动机的研究。中大尺度发动机的研究面临的首要难点就是地面试验条件难以支撑试验需要,目前国内外的连续风洞的最大喷管直径在5 m以下,虽然脉冲风洞的喷管出口直径可以更大,但短暂的试验时间对于研究火箭冲压组合发动机的模式转换等过程略显不足。大型地面试验设施造价高、建设周期长、使用维护成本高,显然制约了中大尺度火箭冲压组合发动机的试验研究。因此,需要建立小尺度发动机与中大尺度发动机之间的缩尺关系,通过小尺度发动机的大量试验来支撑大尺度发动机的研制。

目前,国内外尚没有火箭冲压组合发动机缩尺关系的公开发表资料。火箭冲压组合发动机由火箭发动机与冲压发动机组合而成,进气道和喷管等部件的流动特性与冲压发动机几乎一致,因此超燃冲压发动机的缩尺关系研究成果具有借鉴意义。

超燃冲压发动机的缩尺关系研究贯穿于超燃冲压发动机的研究历史。通常以小尺度发动机或发动机部件作为前期研究对象,以小尺度发动机及部件的研究结果作为重中大尺度发动机研究的基础。例如,美国空军研究实验室通过10余年X-51A^[1]的研究与试飞,突破了小尺度高超声速推进系统关键技术,2011年基于X-51A研究成果启动了MSCC项目^[2],旨在研究第一代较大尺寸超燃冲压发动机技术,后续美国空军还计划实施中等尺寸超燃冲压发动机验证(MSSD)项目,MSCC是从高超声速导弹尺度发动机向高超声速ISR飞行器和空间快速进入飞行器尺度发动机迈出的重要一步。

在进排气系统试验方面,国内外普遍采用几何相似和 Re 数相似准则,取得了较好的试验效果。在火箭推力室缩比方面,主要研究工作集中在火箭发动机单喷嘴和燃烧不稳定性等研究方面,采取的缩比方法是选用大尺度发动机的喷嘴,按照流强与燃气停留时间不变原则设计小尺度推力室试验件。

在燃烧室缩尺关系方面,澳大利亚昆士兰大学的Pulsonetti总结了氢燃料超燃冲压发动机燃烧室的缩尺关系^[3-5]。Pulsonetti分析了超燃冲压发动机燃烧室点火时间、反应时间、壁面边界层、混合效率及燃烧防热等物理过程的缩尺关系。分析认为氢气/空气点火时间、边界层厚度、位移边界层厚度、动量边界层厚度及氢气/空气混合过程遵循“ $pL = \text{常数}$ ”的压力长度缩尺准则;氢气/氧气化学反应时间遵循“ $p^2L = \text{常数}$ ”的压力长度缩尺准则。在理论分析的基础上,设计了缩尺比例为5:1的两个氢燃料燃烧室试验模型,在T4激波风洞上开展了冷流试验、混合试验和燃烧试验,研究了点火时间及燃烧室壁面压力升高遵循压力长度缩尺准则情况,检验了理论分析结论。

本文从火箭冲压组合发动机部件的工作原理出发,对发动机部件及其物理过程的缩尺关系进行了初步的理论分析,获得了部件缩尺关系。

1 进/排气系统缩尺关系分析

目前的进/排气系统研究经常采用缩尺试验。试验模型采取几何相似原则^[6-8],试验采取雷诺数相似原则。缩尺试验能够较好的研究进排气系统的性能和工作特性,但由于边界层的发展受试验条

件的约束,进气系统边界层转捩和进气系统起动马赫数的评估方面存在一定的缺陷,排气系统的型面需要一定的粘性修正。因此,在进排气系统的研究中,能够采用简单的几何缩比,但需要采取一定的修正措施。

2 隔离段缩尺关系分析

典型的二元隔离段流动形式如图1所示。隔离段内的压力沿流向的变化可用式(1)表示:

$$\frac{dp}{dx} = f\left(\frac{1}{\delta^*}, Ma_1\right) \quad (1)$$

式中: p 为压力; x 为流向坐标; δ^* 为边界层位移厚度; Ma_1 为隔离段入口马赫数。

根据边界层理论近似推导得到边界层位移厚度与雷诺数之间的关系:

$$\frac{\delta^*}{x} \approx 0.046 Re_x^{0.2} \quad (2)$$

式(2)中 Re_x 为以 x 为特征长度的雷诺数。将式(2)带入到式(1)中,得到:

$$\frac{dp}{dx} = f(x^{-1.2}, Ma_1) \quad (3)$$

当隔离段入口马赫数 Ma_1 及隔离段出口与入口压力之 p_2/p_1 不变的情况下,对式(3)积分,有:

$$L_{iso}/H_{iso} = f(SF^{0.8}, Ma_1) \quad (4)$$

式中: L_{iso} , H_{iso} 分别为隔离段长度与高度; $SF = \frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_s}$

为缩尺因子(Scale Factor), \dot{m}_1 为大尺度发动机空气流量; \dot{m}_s 为小尺度发动机空气流量。当隔离段入口条件不变时,隔离段长度与高度之比与缩放因子 SF 的 0.8 次方函数相关。因此在隔离段的设计当中,隔离段长度不能采用简单的几何缩比,其与缩尺因子的 0.8 次方成正比。

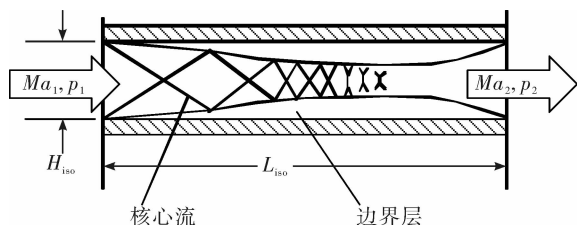


图1 二元隔离段流动形式

Fig. 1 Flow form in binary separation section

3 燃烧室缩尺关系

目前,工作马赫数小于 7 的碳氢燃料火箭冲压组合发动机是研究热点。碳氢燃料发动机显著区别于氢燃料发动机,如果碳氢燃料以液态形式进入燃烧室,则需要经过雾化、蒸发、混合和燃烧释热等过程;如果碳氢燃料经过发动机壁面换热,以超临界或裂解状态进入燃烧室,则具有类似气态燃料的混合与燃烧过程。下面针对碳氢燃料燃烧过程进行缩尺关系分析。

3.1 燃料雾化过程

燃料雾化是液态燃料发动机特有的过程,雾化过程与供油压力、喷嘴形式和尺寸、燃料物理性质及气流环境相关。

按照文献[9]所列的雾化机理,表征雾化效果的参数通常与发动机尺度参数无关,仅与喷嘴的尺寸有关。以火箭冲压组合发动机及超燃冲压发动机最为常用的直流式喷嘴为例,当液态燃料垂直于气流运动方向喷射时,液滴的容积平均直径为:

$$d_{30} = d_0 \cdot \frac{0.39}{Re^{0.25} We^{0.25}} \quad (5)$$

其中

$$Re = \frac{d_0 u_a}{\nu_l}$$

$$We = \frac{d_0 \rho_a u_a^2}{\sigma_l}$$

式中: u_a 为气流的速度; ρ_a 为气流的密度; σ_l 为燃料的表面张力系数; d_0 为喷嘴孔直径。

将 Re 和 We 的表达式带入式(5),即:

$$d_{30} = \frac{0.39 d_0^{0.5} \nu_l^{0.25} \sigma_l^{0.25}}{u_a^{0.75} \rho_a^{0.25}} \quad (6)$$

从式(6)可见,当燃料属性和气流参数不变的情况下,液滴的容积平均直径与喷嘴孔直径的 0.5 次方程成正比。即当发动机缩尺,如果喷注压降及喷注位置的气流参数保持不变,燃料雾化与发动机其他尺寸无关,喷注器喷注面积直接按照缩尺因子 SF 缩放。

3.2 燃料穿透深度

燃料穿透进入气流中心是组织燃烧的前提,燃料穿透深度是表征燃料雾化与混合效果的重要参数。穿透深度是喷注器类型、尺寸和喷注状态的函

数,穿透深度显然与发动机尺度相关,文献[10]给出的液体燃料垂直喷入超声速气流的穿透深度公式(7)可用来表征穿透深度与发动机关键尺寸之间的关系:

$$h_0/d_0 = 3.94q_0^{0.47} (x/d_0)^{0.21} \quad (7)$$

式中: h_0 为穿透深度; d_0 为喷孔直径; q_0 为射流与气流的动量通量比; x 为轴向距离。如果轴向距离 x 和喷注器喷孔直径 d_0 按照 $SF^{0.5}$ 缩比,那么穿透深度与发动机尺寸呈线性关系。

3.3 燃料蒸发过程

燃料必须以气态形式与空气形成分子量级的混合才能够参与燃烧,燃料蒸发时间 t_{evap} 通常用 D^2 蒸发定律^[11-12] 表征:

$$t_{\text{evap}} = D_0^2/\lambda_{\text{evap}} \quad (8)$$

式中: D_0 为液滴初始直径; λ_{evap} 为蒸发常数。

式(8)中可知,燃料的蒸发过程与发动机尺寸无关,仅与液滴尺寸和液滴的传热过程相关。

3.4 点火时间

点火时间通常被认为是温度增量达到完全反应温度增量5%的时间。燃料与空气的点火时间可以采用式(9)来预估^[12]:

$$\tau = A \exp(E/RT) \left(\frac{p}{RT}\right)^a + b [O_2]^a [\text{fuel}]^b \quad (9)$$

式中: A 为指前因子; E 为反应活化能; p 为压力; R 为摩尔气体常数; T 为温度; $[O_2]$ 和 $[\text{fuel}]$ 为氧气和燃料的质量分数; a 和 b 为常数。

对于氢燃料发动机, $a+b=-1$, 满足文献[3]所述的“ $pL=\text{常数}$ ”的压力长度缩尺准则。而对于煤油燃料或煤油裂解产物, $-1 < a+b < 0$, 则应满足“ $p^{-a-b}L=\text{常数}$ ”的压力长度缩尺准则。如果不同尺度发动机在点火位置的气流参数及混合状况较为类似,则点火时间几乎不变。

3.5 火焰稳定

火箭冲压组合发动机和超燃冲压发动机内组织典型的非预混燃烧,通常采用凹腔火焰稳定器、背风台阶、支板喷注器或物理斜坡等作为火焰稳定装置。发动机尺度变化对火焰稳定特性的影响可以根据稳焰装置的非预混火焰临界达姆科勒数 Da_{NP} 与非预混火焰时间尺度 τ_{NP} 之间的关系式(10)^[13] 来初步评价:

$$Da_{\text{NP}} = (H/U_a)/\tau_{\text{NP}} \quad (10)$$

式中: Da_{NP} 为非预混火焰临界达姆科勒数; H 为台阶高度; U_a 为主流空气的速度; τ_{NP} 为非预混火焰时间尺度。

对于贫油状态,即当地当量比 $\varphi_0 < 1$ 时:

$$\tau_{\text{NP}} = \frac{\alpha_0}{S_0^2} \left[A \frac{(T_{\text{AD}} - T_{0A})}{300} \frac{f_s}{2} + \frac{T_{0A}}{300} \right] - 2 \left(\frac{p}{101325} \right) - 0.6 \times r_s^{-1} \quad (11)$$

对于富油状态,即当地当量比 $\varphi_0 > 1$ 时:

$$\tau_{\text{NP}} = \frac{\alpha_0}{S_0^2} \left\{ \left[B \frac{(T_{\text{AD}} - T_F)}{300} + \frac{(T_F - T_{0A})}{300} \right] C + \frac{T_{0A}}{300} \right\} - 2 \times \left(\frac{p}{101325} \right) D^{-1} \quad (12)$$

A, B, C, D 定义如下:

$$A = [1 + \beta_3 (L_{\text{RZ}}/H) r_s^{-1} \varphi_0^{-1}] - 1 \quad (13)$$

$$B = [1 + \beta_1 (L_{\text{RZ}}/H) r_s \varphi_0] - 1 \quad (14)$$

$$C = f_s [1 - B] - 1 \quad (15)$$

$$D = (L_{\text{RZ}}/H) (1 - C) - 1 \varphi_0 \beta_2 \quad (16)$$

式中: S_0 为 300 K, 1 atm 恰当比条件下层流火焰速度; α_0 为 300 K, 1 atm 条件下燃料/空气混合物的热扩散率; T_{AD} 为 300 K, 1 atm 恰当比条件下绝热火焰温度; T_{0A} 为空气滞止温度; T_F 为燃料温度; p 为当地静压; L_{RZ}/H 是个常数,对于非流线体通常取 2,对于凹腔近似等于凹腔长高比; L_{RZ} 为回流区长度; f_s 为恰当比条件下燃料占混合物的质量比; β_1 、 β_2 、 β_3 和 β_4 为经验常数,与喷注器位置相关和当量比相关。

根据燃烧室尺寸和结构计算 Da_{NP} ,与燃料/空气非预混熄火边界^[14] 进行对比,可评估发动机的稳焰特性。分析公式(10)~(16)表明, A, B, C, D 与发动机尺度无关;按照文献[3]的结论,缩比发动机对应位置的压基本一致,要使发动机缩比之后具有相似的稳焰能力,则需要调整燃油供应规律、喷注位置或稳定器台阶高度 H ,以保证在相同的当量比 φ_0 情况下,具有相同的 Da_{NP} 。

4 火箭推力室缩尺关系

受流道的几何限制,火箭冲压组合发动机通常采用小型火箭推力室,通过多台推力室的并联实现火箭推力的提升,这种情况下,发动机缩比过程中

只需按照缩尺因子改变火箭推力室的数量,在空间布局上遵循几何相似原则。

也可能存在火箭推力室本身需要随发动机进行缩尺设计的情况。这种情况下火箭推力室的缩尺需要满足喷注单元主要结构参数、工作边界条件相似,燃烧室流量密度和燃气停留时间不变的要求确定推力室的基本结构^[15-16]。

5 结 论

本文对火箭冲压组合发动机部件及其物理过程的缩尺关系进行了初步的理论分析,结论如下:

1) 液态碳氢燃料火箭冲压组合发动机缩尺关系区别于氢燃料超燃冲压发动机“ $pL = \text{常数}$ ”缩尺关系。

2) 各部件及其物理化学过程的缩尺关系差异明显;进排气系统可采用几何缩尺关系;隔离段长度与高度之与 $SF^{0.8}$ 相关;燃料雾化与发动机尺度无关,喷注器喷注面积按缩尺因子 SF 缩放;燃料穿透深度与发动机尺寸呈线性关系;燃料蒸发过程与发动机尺度无关;点火时间满足“ $p^{-a-b}L = \text{常数}$ ”的缩尺准则;火焰稳定装置的缩尺应使 Da_{NP} 不变;火箭推力室缩尺可按照缩尺因子改变火箭推力室的数量实现。

3) 发动机缩尺关系根据理论推导获得,后续将开展仿真和试验研究进一步验证缩尺关系的适用性。

参考文献:

- [1] MUTZMAN R, MURPHY J, HANK J. The X-51A scramjet engine flight demonstration program: AIAA 2008-2540 [R]. Reston: AIAA, 2008.
- [2] 李文杰,牛文,叶蕾. 美国准备地面试验 10 倍于 X-51A 的超燃冲压发动机[J]. 飞航导弹, 2015(3): 10-13.
- [3] PULSONETTI M V, STALKER R. A study of scramjet scaling: AIAA 96-4533 [R]. Reston: AIAA, 1996.
- [4] CURRAN E T, MURTHY S N B. Scramjet propulsion: AIAA education series [R]. USA: AIAA, 2000.
- [5] SEGALCorin. The scramjet engine processes and characteristics [M]. UK: Cambridge University Press, 2009.
- [6] 张红军,沈清. 新型高超声速进气道边界层人工转捩方法研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(2): 75-78.
- [7] 周正,贺旭照,卫锋,等. 密切曲内锥乘波前体进气道低马赫数性能试验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(8): 1455-1460.
- [8] 高文智,李祝飞,杨基明. 一种鼻锥钝化高超声速轴对称进气道流动特性实验,航空学报[J], 2015, 36(1): 302-310.
- [9] 杜声同,严传俊. 航空燃气轮机燃烧与燃烧室[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1994.
- [10] LIN K C, KENNEDY P J, JACKSON T A. Penetration heights of liquid jets in high-speed crossflows: AIAA 2002-0873 [R]. Reston, USA: AIAA, 2002.
- [11] 严传俊,范玮. 燃烧学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2005.
- [12] CHUNG K L. Combustion physics [M]. UK: Cambridge University Press, 2006.
- [13] DRISCOLL J F, RASMUSSEN C C. Correlation and analysis of blowout limits of flames in high-speed airflows [J]. Journal of propulsion and power, 2005, 21(6): 111-119.
- [14] SCHEFER R W, NAMAZIAN M, KELLY J, et al. Effect of confinement on bluff-body burner recirculation zone characteristics and flame stability [J]. Combustion science and technology, 1996, 120(1): 185-211.
- [15] 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.
- [16] 马列波,丰松江,冯伟,等. 隔板喷嘴排列方式对推力室燃烧流场影响研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(3): 26-32.

MA Liebo, FENG Songjiang, FENG Wei, et al. Influence of baffle injection distribution on combustion fluid field in thrust chamber[J]. Journal of rocket propulsion, 2016, 42(3): 26-32.

(编辑:马 杰)