

固液混合火箭发动机缩尺效应研究

余 佳, 田 辉, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 全尺寸固液混合火箭发动机试验耗费大, 通常采用缩比发动机进行试验。为确保缩比试验代替全尺寸试验的准确性和有效性, 对固液混合火箭发动机进行了相似性理论研究。结果表明当缩尺发动机与全尺寸发动机几何相似、采用相同的氧化剂和燃料组合, 且氧化剂流率与药柱内径比值相同时, 理论上缩比试验一定程度上能够反映全尺寸发动机的特性。

关键词: 固液混合火箭发动机; 缩尺效应; 相似性分析

中图分类号: V436-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 02-0033-05

Investigation on scale effects of hybrid rocket engines

YU Jia, TIAN Hui, CAI Guo-biao

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

Abstract: Since it is very expensive to execute the test of the full-scale hybrid rocket engine, the scale hybrid rocket engine is usually adopted for the test. In order to improve the cost-efficiency ratio of the test, the similarity analysis is carried out for the hybrid rocket engine to determine the conditions under which a laboratory scale hybrid rocket engine should be tested to simulate the firing of a full-scale system and to define the relevant scaling rules for hybrid propulsion system. Similarity requirements are given and analyzed in consideration of liquid oxidizer. The relative significance of the requirements is evaluated, and are established. The performance of hybrid rocket engine is predicted according to the scaling rules established for the full-scale hybrid engine.

Keywords: hybrid rocket engine; scale effect; similarity analysis

0 引言

固液混合火箭发动机通常采用液体氧化剂和固体燃料, 多采用单孔或多孔圆柱形聚合固体燃料与从喷注器中喷出的液体氧化剂一同燃烧的模式。如图 1 所示, 固液混合火箭发动机的燃烧是

在边界层内和固体燃料气化表面之间相当薄的扩散火焰中进行的。Marxman 等人奠定了固液混合燃烧的基础^[1-3], 揭示了推进剂组合、几何构型、发动机尺寸、流动及工作条件对燃烧的影响。

典型的固液混合发动机性能预测都是基于简化的经验方法和经验公式开展的, 而经验公式的

收稿日期: 2015-03-01; 修回日期: 2015-04-07

作者简介: 余佳 (1985—), 博士研究生。研究领域为固液混合火箭发动机总体技术

系数是通过试验得到的,因此,当把经验公式应用到不同尺寸、不同工作条件下的发动机时,常常得到错误的结果。Estey 等人对此进行了研究^[4],强调了不同尺寸参数外推的局限性。

本文建立了固液混合火箭发动机的相似性准则,通过定义缩尺模型的工作条件来模拟全尺寸系统的流场特性。

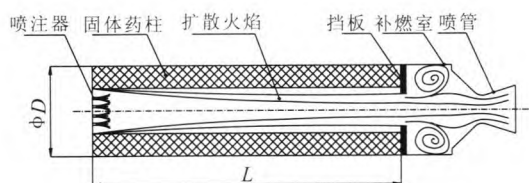


图1 固液混合火箭发动机典型几何结构

Fig.1 Representative geometry of a hybrid rocket engine

1 相似性分析

相似分析法^[5]是根据相似现象的基本定义,即各个物理量的场对应成比例,对与过程有关的量引入两个现象之间的一系列比例系数,然后应用描述该过程的数学关系式,导出制约这些相似倍数之间的关系,从而得出相应的相似准则数。

1.1 几何相似性

系统相似的必要条件(或基本条件)之一是几何相似性,也就是保持不同发动机中的线性尺寸的固定比。如果用发动机药柱内径 D 代表尺度,那么可以用 L 来代表发动机装药长度,即

$$L \propto D \quad (1)$$

当使用单孔实验发动机来模拟多孔全尺寸发动机时,几何相似性是必需满足的基本条件,这在不同的燃烧器相似分析中都得到了应用^[6-11]。

在固液混合火箭发动机燃烧室中,几何结构直接影响了流场结构,因此,几何相似性是一项基本要求。沿着固体燃料药柱充分发展的边界层,几何结构对燃烧特性的影响非常明显,在燃烧室中占据了主导地位。但是,不同于其他的燃烧类型,由于燃料退移,固液混合火箭发动机燃烧室中的药柱内径逐渐增大,导致初始尺寸比和缩尺因子相应发生变化。

1.2 输运现象

输运现象在固液混合火箭发动机的整个流动和燃烧过程中均非常重要。输运现象影响了流动类型、边界层、燃料传热、扩散、混合和火焰特性。固液混合火箭发动机内的流动是由边界层效应主导的湍流内部流动,因此控制流动和输运现象最重要的参数是 Re 。这些特性的相似性可以通过要求相关发动机对应横截面上拥有相同的 Re 来实现,即满足

$$Re = \rho u D / \mu = \text{const} \quad (2)$$

1.3 加热规则

加热规则相似性要求对壁面传热量与总生成热之比为常数,也就是对流场的供热率不变。固液混合燃烧室的传热主要是湍流强制对流换热,同时伴随着较少的热辐射换热。由于燃烧表面面积和流动横截面面积都正比于 D^2 ,有

$$h(T_i - T_w)D^2 \propto \rho u D^2 c_p (T_c - T_i) \quad (3)$$

式中, T_i 为流场初始温度; T_c 为燃烧室出口的总平均温度; T_f 为火焰温度; T_w 为壁面温度。式(3)左边表示对壁面的传热;右边表示生热率。

保持了温度场的相似性,也就意味着在各个流场对应点具有相同的物理属性。在典型燃烧区域内,这一要求是通过保持 Re 不变来实现的。

固液混合发动机燃烧过程中扩散火焰的特点强调了保持 Re 不变的重要性,与化学动力学方面相比,混合燃烧的物理过程占主导作用。

1.4 化学动力学方面

化学动力学相似性要求温度场相似和组分浓度场相似。考虑到阿累尼乌斯公式的气相化学动力学常数的高度非线性特性, $k = A \cdot \exp(-E/R_0 T)$,这一要求非常重要。由于扩散火焰的建立倾向于发生在化学当量氧燃比处,所以在此氧燃比下, T_f 基本接近于绝热火焰温度,并且不是总氧燃比的直接函数。

不同的氧化剂和燃料组合会产生不同的化学当量氧燃比和不同的燃烧热量。此外,燃料热解气体的增加率反比于汽化热或固体燃料分解热。考虑过程的复杂性,模型显然要求使用相同的燃

料和氧化剂组合, 以及定常总氧燃比

$$O/F=\text{const} \quad (4)$$

众所周知, 碳氢燃料的特征化学反应时间与压力成反比, $\tau_{\text{ch}} \propto 1/p$; 点火延迟时间 τ_{ig} 也与压力成反比。另一方面, 停留时间可以用 $\tau_{\text{res}} \propto D/u$ 来估计。 $\tau_{\text{res}}/\tau_{\text{ch}}$ 比恒定, 导致

$$(pD)/u=\text{const} \quad (5)$$

这就实现了火焰维持特性的相似性。

根据式 (5) 和式 (2), 可知

$$\rho D=\text{const} \quad (6)$$

并且速度场相似。

1.5 可压缩性

保持流场可压缩性效果的相似性是通过保持对应点处马赫数 Ma 不变来实现的。由 $Ma=u/\sqrt{\gamma RT}$ 可知, 当同时满足速度场相似和温度场相似时, 即可满足流场可压缩性相似。

1.6 液相特性和喷注器特性

典型的固液混合火箭发动机包括了气体氧化剂或液体氧化剂的喷注。当使用液体氧化剂时, 鉴于其对总燃烧过程的影响, 应当考虑液体氧化剂的特性。

1.6.1 液滴寿命

液滴寿命主要由液滴蒸发时间决定。为保持不同尺度系统的相似性, 要求液滴蒸发时间 τ_{drop} 与液滴停留时间 τ_{res} 成正比。通常来说, 液滴寿命可以从 d^2 消耗律中得到

$$\tau_{\text{drop}}=d^2/k \quad (7)$$

式中: d 为液滴初始直径; k 为燃烧速率常数。将液滴停留时间 $\tau_{\text{res}}=L/u$ 代入相似性要求

$$ud^2/kL=\text{const} \quad (8)$$

液滴燃烧速率常数 k 与燃烧室压力弱相关

$$k \propto p^\alpha \quad (9)$$

式中 α 的量级为 $1/4$, 得

$$ud^2/p^{1/4}L=\text{const} \quad (10)$$

这和 Stewart 对液滴燃烧做出的结论一致^[6]。将几何相似性要求与 Re 代入到式 (10) 中, 得

$$d^2/p^{5/4}D^2=\text{const} \quad (11)$$

这就得到缩比固液混合燃烧室中液滴尺寸、燃烧室尺度及发动机工作压力之间的理想比例

$$d \propto D \cdot p^{5/8} \quad (12)$$

1.6.2 喷雾动量和穿透

由于喷注、喷雾动量对流动结构和液滴穿透有一定影响, 特征穿透距离可以从液滴尺寸和喷注速率 v_{in} 得到。用 $C_D=24/Re_{\text{drop}}$ 来估计液滴阻力系数, 其中

$$Re_{\text{drop}}=\rho|v-u|d/u \quad (13)$$

可得到初始阶段的液滴减速度。当 $u \approx 0$ 时

$$a=18\mu v_{\text{in}}/\rho_1 d^2 \quad (14)$$

特征穿透距离定义为 $L_{\text{pen}}=v_{\text{in}}^2/2a$, 为实现相似性, 要求穿透距离与发动机长度之比为常数, 即

$$v_{\text{in}} d^2/D=\text{const} \quad (15)$$

由于 $v_{\text{in}} \propto \sqrt{\Delta p}$, 因而有:

$$\Delta p \propto D^{-2} p^{-2.5} \quad (16)$$

2 缩尺模型讨论

实现相似性要求的条件是: 1) 几何相似性; 2) 相同的氧化剂和燃料组合; 3) 对应截面具有相同的 Re ; 4) 缩比模型和原型具有相同的 pD 值; 5) 液滴直径 $D \cdot p^{5/8}$ 与成正比; 6) 喷注器压降根据压降缩尺公式缩尺, 即 $\Delta p \propto D^{-2} p^{-2.5}$ 。

满足了上述条件, 则系统的氧燃比相同、 Re 相同、 pr 相同、 Ma 相同。比较上面列出的各项要求的相对重要性, 建立局部相似性模型, 保留真实系统中最重要的现象, 预测其主要趋势。

2.1 几何相似性

一般而言, 要求系统几何相似, 否则就不是真正相似。

2.2 相同的氧化剂和燃料组合

相同的燃料和氧化剂是必要条件, 分析不同燃料组合的试验结果是非常困难的。

2.3 对应截面具有相同的 Re

由于在固液混合系统中, 物理过程比化学过程更为重要, 因此, Re 是最为重要的相似性工作参数。在相似性条件下, 不同系统的 Re 相同

表明

$$GD=\text{const} \quad (17)$$

$$\dot{m}/D=\text{const} \quad (18)$$

因为

$$\dot{m}=\dot{m}_{\text{ox}}[(1+O/F)/(O/F)] \quad (19)$$

在相似性条件下, 氧燃比为常数, 有

$$G_{\text{ox}}D=\text{const} \quad (20)$$

$$\dot{m}_{\text{ox}}/D=\text{const} \quad (21)$$

2.4 缩比模型和原型具有相同的 pD 值

在吸气式燃烧室中, pD 为常数是重要的相似性条件。它的主要含义是保持气相反应中化学方面的相似性, 还有 Ma 相似性。但对于在固液混合燃烧室, 起主导作用的是物理因素而不是化学因素, 所以这一要求可以放宽。事实上, 大多数研究人员都没有注意到常规工作条件下的压力效应, 只有在低压或非常高的流量下, 燃速才显现出压力依赖性^[2-3,13-14]。可以推断出系统采用的是纯聚合燃料。

2.5 液滴直径与 $D \cdot p^{5/8}$ 成正比

如果系统采用的是纯气体氧化剂, 那么就不用考虑液滴直径要求。如果系统采用的是液体氧化剂, 液滴直径要求主要是为了保证小发动机正常工作。对于低蒸发热氧化剂, 如液氧或是由极细液滴群组成的喷雾, 这一要求可以放宽; 对于高蒸发热氧化剂, 如硝酸和过氧化氢, 其液滴寿命比较长, 这一要求非常重要。Gany 等人计算了 1 m 长的固液混合发动机燃烧室^[14], 结果表明低蒸发热氧化剂在短距离内就能完成蒸发, 而高蒸发热氧化剂只在燃料装药末端部分才蒸发。

2.6 缩尺喷注器压降根据压降缩尺公式缩尺

这一要求也是只与液体氧化剂有关, 穿透距离只对非常小的发动机有一些小影响。Gany 指出, 典型尺寸的喷注液滴在一段相对短的距离之后就会接近周围气体速度^[15]。在不显著影响全过程的情况下, 这一相似性要求亦可以放宽。

3 理论模型预测

保持上述三大工作条件相似的前提下, 可以

预测出不同尺度的发动机系统参数关系。

3.1 燃速预测

燃速 \dot{r} 是固液混合火箭发动机最重要的内弹道参数之一。对于常用的复合/聚合燃料, 燃烧过程由向壁面的对流传热及固体燃料气化热主导

$$\dot{r}=\dot{q}_w/(\rho_s L_v) \quad (22)$$

对于含金属的燃料, 辐射效应不可忽略, 而对于液化燃料, 则必须考虑额外的辐射效应。

主导对流换热

$$\dot{q}_w=h(T_f-T_w) \quad (23)$$

对于相似温度场和相同的 T_f , T_w 和气体属性, Nu 也是相等的

$$Nu \propto Re^n Pr^{0.33} \quad (24)$$

当 Pr 为常数时, 将对流换热表面传热系数 h 和 Nu 联系起来, 得

$$\dot{r} \propto G^n D^{n-1} \quad (25)$$

当系统在相似性条件下工作时, 不必假定 n 的最佳值, 也不必知道沿装药的可能变化, 或者边界层是否充分发展。当 $GD=\text{const}$, 结果是

$$\dot{r}D=\text{const} \quad (26)$$

或

$$\dot{r} \propto 1/D \quad (27)$$

3.2 氧燃比预测

氧燃比定义为

$$O/F=\dot{m}_{\text{ox}}/\dot{m}_f \quad (28)$$

根据相似性分析, 有 $\dot{m}_{\text{ox}} \propto D$, 燃料流率

$$\dot{m}_f=\rho_s \dot{r} A_b \quad (29)$$

因为燃烧表面积 $A_b \propto D^2$ 以及燃速 $\dot{r} \propto D^{-1}$, 所以, 在相似性条件下, 有

$$\dot{m}_f \propto D \quad (30)$$

结果显示在相似条件下, 固液混合系统能够保持相同的总氧燃比。定常氧燃比很重要, 但这并不是其他相似性参数的直接控制因素。

3.3 能量性能与推力水平预测

当氧燃比相同时, 理论特征速度保持不变。

除非工作压力变化导致推力系数 C_F 轻微变化,原则上理论比冲几乎不变

$$I_{sp} \approx \text{const} \quad (31)$$

由关系式 $F = C_F \cdot \dot{m}$ 可知,推力与发动机尺寸大致同步缩尺

$$\widetilde{F} \propto D \quad (32)$$

由于燃料装药质量根据下式缩尺

$$m_f \propto D^3 \quad (33)$$

故而,当氧燃比为常数时,意味着总推进剂质量也与 D^3 成正比,且比冲约为定值,则发动机总冲的缩尺规律为

$$\widetilde{I} \propto D^3 \quad (34)$$

3.4 燃烧效率预测

如前文所述,固液混合发动机的燃烧效率很大程度上受补燃室的影响。理论上,补燃室应当根据 pD 缩尺准则进行缩尺,但是如果保持不了这一条件,可以在试验中采用一个足够大的补燃室来得到理想的燃烧效率。

4 结论

对固液混合火箭发动机进行了相似性分析,得到了固液混合火箭发动机缩尺的要求:

- 1) 几何相似性;
- 2) 相同的燃料和氧化剂组合;
- 3) 对应截面具有相同的 Ma ;
- 4) 缩比模型和原型具有相同的 pD 值;
- 5) 液滴直径与 $D \cdot p^{5/8}$ 成正比;
- 6) 喷注器压降根据压降缩尺公式缩尺。

在此基础上,进一步评估了上述要求的相对重要性,得到了固液混合火箭发动机的缩尺准则,即缩比固液混合火箭发动机的三大工作条件:几何相似性;相同的氧化剂和燃料组合;与药柱内径成正比的氧化剂流率缩尺。

参考文献:

- [1] MARXMAN G A, GILBERT G M. Turbulent boundary layer combustion in the hybrid rocket[C]// Proceedings of

the Ninth International Symposium on Combustion, Pittsburgh, PA: Academic Press, 1963: 371-383.

- [2] WOOLDRIDGE C E, MUZZY R J. International ballistic considerations in hybrid rocket design[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, 4(2): 123-129.
- [3] MARXMAN G A. Boundary layer combustion in propulsion[C]// Proceedings of Eleventh International Symposium on Combustion, Pittsburgh, PA: FQ Research Group, 1967: 269-290.
- [4] ESTEY P, ALTMAN D, MCRARLANE J. An evaluation of scaling effects for hybrid rocket motors, AIAA-91-2517 [R]. USA: AIAA, 1991.
- [5] 杨世铭,陶文铨. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [6] STEWART D C. Scaling of gas turbine combustion systems [M]. London: Butterworth Science, 1956.
- [7] STEWART D C, QUIGG G C. Similarity scale effects in ramjet combustors[C]// Proceedings of the Ninth International Symposium on Combustion, Pittsburgh, PA: Combustion Inst., 1963: 223-236.
- [8] HOTTEL H C, WILLIAMS G C, JENSEN W P, et al. Modeling studies of baffle-type combustors [C]// Proceedings of the Ninth International Symposium on Combustion, Pittsburgh, PA: Combustion Inst., 1963: 111-123.
- [9] BEN-AROSH, R, AND GANY, A. Similarity and scale effects in solid fuel ramjet combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(3): 1423-1432.
- [10] GANY A. Scale effects in hybrid rocket motors under similarity conditions, AIAA 96-2846[R]. USA: AIAA, 1996.
- [11] SWAMI R D, GANY A. Analysis and testing of similarity and scale effects in hybrid rocket motors[J]. Acta Astronautica, 2003, 52(8): 619-628.
- [12] SMOOT L E, PRICE C F. Pressure dependence of hybrid fuel regression rates[J]. AIAA Journal, 1967, 5(1): 134-144.
- [13] KOSDON F J, WILLIAMS F A. Pressure dependence of nonmetallized hybrid fuel regression rates[J]. AIAA Journal, 1967, 5(4): 711-721.
- [14] GANY A, TIMNAT Y M, WOLFSHTEIN M. Two-phase flow effects on hybrid combustion[J]. Acta Astronautica, 1976, 3: 241-263.
- [15] GANY A. Theoretical investigation of a hybrid rocket motor employing liquid oxidizer[D]. Haifa, Israel: Technion-Israel Institute of Technology, 1975.

(编辑: 马杰)