

文章编号: 1000-8055(2000) 0321-04

入口条件对固体燃料冲压发动机推力和比冲的影响分析

谭建国 陈小前 张为华 杨 涛
(国防科技大学 一系, 湖南 长沙 410073)

摘要: 在固体燃料冲压发动机性能分析基础上, 推导了某发动机的推力和比冲与入口流量和温度之间的关系式。然后通过数值模拟得出: 入口流量对推力和比冲影响大, 而对入口温度的影响则较小, 并定性讨论了产生这些影响的原因。同时, 理论分析和数值模拟所得结果比较吻合。本文的研究对于了解固冲的特性和导弹总体设计都有一定意义。

关键词: 固体燃料; 推力; 数值模拟

自由词: 固体燃料冲压发动机

中图分类号: V435

文献标识码: A

1 引言

固体燃料冲压发动机具有结构简单、比冲高、燃气生成自适应等特点, 适合了新一代导弹对速度高、反应快的要求, 具有广阔的应用前景。

由于以空气作为氧化剂、存在突扩台阶和补燃室(图 1 所示, 该发动机 Z 向尺寸较大, 视为单位长度, 可以作为二维处理), 固冲的内流场极为复杂, 燃烧机理也难以把握, 所以国外大多用实验方式对发动机进行研究。大量数据表明^[1~3]: 与火箭发动机不同, 固体燃料冲压发动机的性能除与发动机的尺寸和燃料有关外, 还与入口条件有密切关系。

得到这种关系对于理解固冲的特性、对于导弹—发动机一体化设计都是十分必要的。

本文首先试图从理论上推导发动机的推力和比冲表达式。然后通过对燃烧和流动的数值模拟, 得到它们与入口空气流量和温度之间的具体关系, 并分析了产生这些关系的原因。

2 性能分析

衡量固体燃料冲压发动机的性能指标很多, 最主要的是推力和比冲。像所有吸气式推进装置一样, 固体燃料冲压发动机的有效推力可以表示为:

$$F = \dot{m}_e u_e + (p_e - p_a) A_e - \dot{m}_a u_a \quad (1)$$

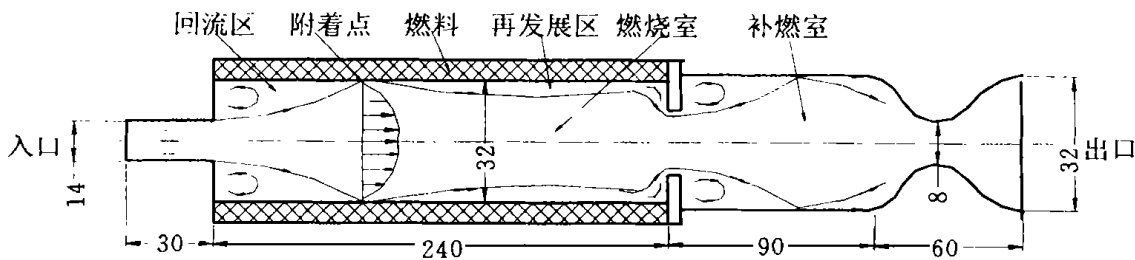


图 1 固体燃料冲压发动机结构和内流场简图

收稿日期: 1999-07-13; 修订日期: 1999-10-15

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59606010)

作者简介: 谭建国(1974-), 男, 国防科技大学一系, 硕士研究生

其中: $\dot{m}_e$ 是出口流量, $\dot{m}_a$ 是入口空气流量, 记 $\dot{m}_g$ 为燃料的质量流量, 则 $\dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_g$ 。 u_e 是发动机喷管的出口速度, u_a 是飞行器的飞行速度, 经过激波压缩后, 来流空气以亚音速进入进气道。由于实际飞行过程中, 燃烧室入口状态与进气道和飞行状态有密切关系, 而这些关系要通过发动机—进气道统一分析得到^[4], 有待于进一步研究。所以本文假设发动机入口空气温度和流量为已知, 研究推力和比冲与这两个量之间的关系。而推力和比冲与发动机结构和燃料之间的关系, 将以此为基础, 另做进一步研究。

假设喷管内为等熵流动, 喷喉处达到了临界状态。则: $u_e = \lambda a^*$, $p_e = p_0 \pi_{\lambda_e}$ 。临界音速 $a^* =$

$\sqrt{\frac{2kRT_0}{k+1}}$, λ_e , π_{λ_e} 取决于喷管扩张比。在理论分析中, 粗略地认为物性参数如 k , C_p 为常数, 不随温度和组分变化。其中, k 取为 1.4, C_p 取为 $1.275 \times 10^3 (\text{m}^2/\text{s}^2 \cdot \text{K})$ 。另一方面, 喷管的临界流量为:

$$\dot{m}_g + \dot{m}_a = \dot{m}_e = \frac{\Gamma p_0 A_t}{R T_0} \quad (2)$$

忽略热量损失, 则燃料释放的热量全部用于加热发动机内气体, 即:

$$(\dot{m}_g + \dot{m}_a) C_p T_0 = \dot{m}_a \left[C_p T_a + \frac{u_a^2}{2} \right] + \dot{m}_g Q \quad (3)$$

其中 Q 是单位质量燃料完全燃烧时的净放热量。由(2)和(3)式联立, 消去其中的 T_0 , 并令:

$$f = (\dot{m}_g + \dot{m}_a) \left[\dot{m}_a C_p T_a + \frac{\dot{m}_a u_a^2}{2} + \dot{m}_g Q \right]$$

则可得到 p_0 的表达式。

$$\Gamma A_t p_0 \left[\frac{k}{k-1} \right]^{1/2} = f^{1/2} \quad (4)$$

另一方面, 根据理论分析、数值模拟和实验结果^[2, 3, 5, 6], 固冲内燃料平均燃烧速率与燃烧室压强 p , 入口空气体积流量 $G = \rho_{\text{air}} u_{\text{air}}$, 燃烧室直径 d_p , 入口空气温度 T_{in} 成指数关系。即:

$$\bar{r} = C_p x_1 G^{x_2} d_p^{x_3} T_{\text{in}}^{x_4} \quad (5)$$

当燃料和发动机尺寸确定时, 线燃速与质量燃速成正比关系。假定燃烧室和补燃室内压强相等(由于燃烧室和补燃室内速度较小, 该假设是成立的, 并已得到了实验的验证^[5, 7])。联立(4)式和(5)式, 消去 p_0 可得:

$$(\Gamma A_t)^{x_1} \left[\frac{k}{k-1} \right]^{x_1/2} \dot{m}_g = C f^{x_1/2} \dot{m}_a^{x_2} T_{\text{in}}^{x_3} \quad (6a)$$

由此式解出质量燃速 $\dot{m}_g$, 并根据上面的分析, 即可得出推力 F 的表达式。

$$F = C_1 f^{1/2} - \dot{m}_a u_a - p_a A_e \quad (7a)$$

其中: $C_1 = \left[\lambda_e \frac{2k}{k+1} + \frac{A_e \pi_{\lambda_e}}{\Gamma A_t} \right] \frac{k-1}{k}$ 是常数。对于图 1 所示的发动机和 HTPB 推进剂和实验结果, 上述常数为 $C = 4.46 \times 10^{-5}$, $x_1 = 0.35$, $x_2 = 0.45$, $x_3 = 0.36$, $C_1 = 1.28$

$$f = (\dot{m}_g + \dot{m}_a) \left[1275 \dot{m}_a T_a + \frac{\dot{m}_a u_a^2}{2} + 2.377 \times 10^7 \dot{m}_g \right]$$

于是(7)式和(8)式为:

$$\dot{m}_g = 1.046 \times 10^{-3} f^{0.175} \dot{m}_a^{0.45} T_{\text{in}}^{0.36} \quad (6b)$$

$$F = 1.28 f^{1/2} - \dot{m}_a u_a - 0.032 p_a \quad (7b)$$

定义固体燃料冲压发动机的比冲为单位质量燃料产生的冲量, 经过简单推导有:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_g} \quad (8)$$

由此可见, 推力和比冲不仅取决于发动机结构和燃料, 还与入口空气温度和流量有关。当发动机确定时, 体积流量和质量流量是成正比关系的, 在后面的讨论中, 将以体积流量代替质量流量。

3 数值方法

本文应用 PHOENICS 软件对固冲发动机内流场进行模拟。PHOENICS 是 Spalding 等人开发的大型流场计算软件。它采用解压力耦合方程的半隐式(SIMPLEST)方法, 求解了连续、动量、能量、组分和湍流 $k-\epsilon$ 方程。流场中, 控制方程的统一形式为:

$$\frac{\partial}{\partial x} (\rho u \Phi) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho v \Phi) = \text{对流项}$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_{\Phi} \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma_{\Phi} \frac{\partial \Phi}{\partial y} \right) + S_{\Phi} = \text{扩散项} + \text{源项}$$

这里 Φ 是各变量, 分别为 $1, u, v, h, \text{fuel}, \text{mixf}, \kappa, \epsilon, \Gamma_{\Phi}$ 是湍流交换系数, S_{Φ} 是源项。各自的含义和表达式见文献[8]。

对于燃烧, 假设壁面热分解符合阿累尼乌斯公式 $r = A \exp \left[-\frac{E}{R_u T_w} \right]$, 其中壁温 T_w 来源于对流传热, 是燃烧速率的决定因素。在气流中, 采用同时考虑了反应速率和扩散混合速率的 EBU 模型 $\bar{w}_s = \min(\bar{w}_{s,T}, \bar{w}_{s,A})$, 其中 $\bar{w}_{s,T}$ 是扩散混合速率, $\bar{w}_{s,A}$ 是按阿累尼乌斯机理的反应速率。

入口条件并不是远前方来流, 而是假设当气

行器在水平面、以 3 马赫飞行时, 经过激波压缩后的空气。入口流量和温度的不同是可以通过不同的进气道来得到的, 本文对此不予考虑。出口条件是大气反压。

本文采用的计算网格为 138×54 , 在 P II 166 上每组运算时间约为 10 小时, 能够较好地收敛。

4 结果及讨论

本文首先分析了入口空气流量对发动机性能的影响(图 2 和图 3)。图中虚线为根据式(6b),

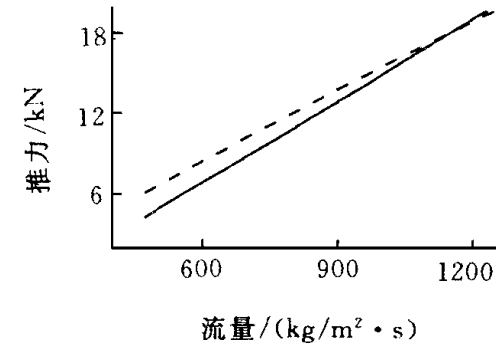


图2 入口空气流量对推力的影响

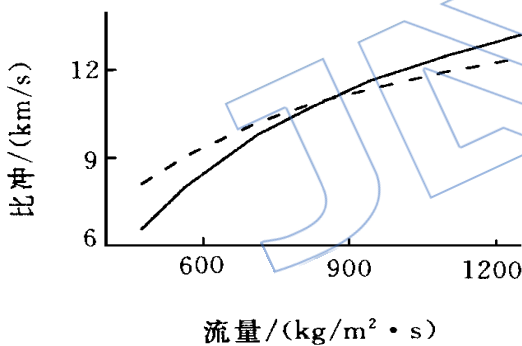


图3 入口空气流量对比冲的影响

(7b)和(8)式计算所得, 实线为模拟值。从图中可以看出: (1) 入口流量越大, 推力越大, 比冲越高。因为增大入口流量, 相应地就增大了参与反应的燃料量, 也就增大了燃烧室内的压强, 这对于提高出口速度和压强都是很有利的, 从而提高了推力和比冲。(2) 推力与流量近似成线性关系, 而比冲则随流量增加逐渐趋于平缓。这是因为: 增大入口流量总是趋向于增大燃速, 增大燃烧室压强, 从而增大了出口流量、流速和压强, 从而增大了推力。然而推力增大的速度比燃速增大的速度要小, 导致了比冲趋于平缓。(3) 比较理论分析和数值模拟可以发现, 二者所得结果比较接近。因此, 在发动机初步设计中, 运用本文建立的理论推导方法, 将

是简单并且有效的。但要获得精确的数据, 还要通过数值模拟和实验验证。

本文还给出了入口空气温度对推力和比冲的影响(图 4、5)。可以看出: 推力随温度增加而增加, 比冲随温度增加而下降。但是, 这种影响是较小的。当温度变化 1 倍时, 推力和比冲变化最大只有 10% 多。这是因为: 当入口空气温度增大时, 燃烧室内温度也将增大, 由阿累尼乌斯公式, 燃料热

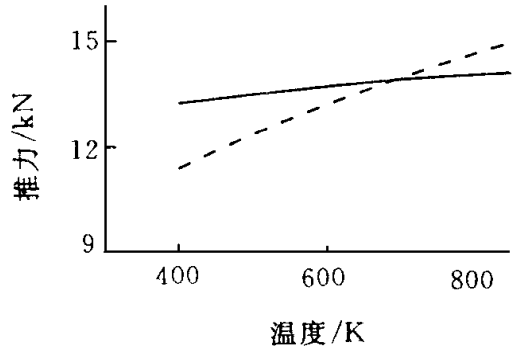


图4 入口空气温度对推力的影响

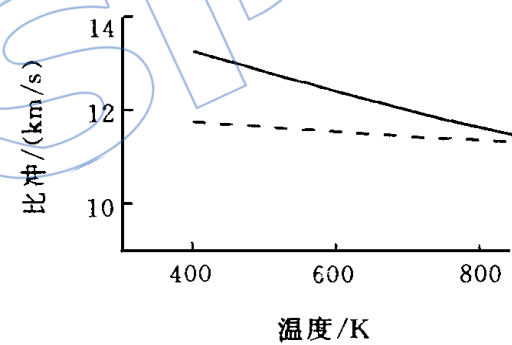


图5 入口空气温度对比冲的影响

分解加快, 从而出口流量加大, 推力增大。但是, 由于出口气体中大部分是空气(氮气), 燃气只有空气的 10% 左右, 燃料对推力的贡献主要在于加热气体, 而不像火箭发动机的推进剂那样, 以其本身的质量喷射产生推力。因此, 燃速增大对推力的贡献并不大, 反而使得比冲下降了。从图中还可以看出: 在理论分析中, 入口空气温度对比冲影响较小; 在数值模拟中, 温度对推力影响较小。但是, 从总体上看, 入口空气温度的影响是较小的, 在导弹—发动机一体化的初步设计中, 可以认为温度对性能无影响, 以有利于建立导弹的运动方程。

5 结束语

本文建立了固体燃料冲压发动机性能与入口参数之间的关系式, 并且通过数值模拟, 分析了入

口温度、流量对推力和比冲的影响。结果表明:

(1) 理论推导与数值模拟符合得较好。理论公式简单且有连续性,适用于导弹优化设计。数值模拟比较准确,适用于对发动机性能的验证。

(2) 推力与入口流量成线性关系,比冲随流量增加而增加,但增速下降。入口温度对发动机性能影响较小。

参 考 文 献

1 Helmy A M. Performance of Polycubanes in Solid Fuel Ramjet [R]. AIAA- 93- 2591

2 Scott C K. An Experimental Investigation of Various Metallic/ Polymer Fuels in a Two Dimensional Solid Fuel Ramjet [Master Thesis] [D]. Naval Postgraduate School, Monterey, CA. 1986

3 Zvuloni R, Levy Y, Gany A. Investigation of a Small Solid

Fuel Ramjet Combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(3):

4 王大珩. 冲压发动机推进系统的统一流分析[J]. 飞航导弹, 1995

5 Schulte G. Fuel Regression and Flame Stabilization Studies of Solid-Fuel Ramjets [J]. Journal of Propulsion and Power, 1986, 2(4):

6 Elands P J M, dijkstra F. Validation of the Flow and Combustion Processes in a Solid Fuel Ramjet[R]. 27th Joint Propulsion Conference, 1991

7 Phaneuf J T, Netzer D W. Flow Characteristics in Solid Fuel Ramjet [Master Thesis] [D]. Navel Postgraduate School, Monterey, CA, 1974

8 周力行. 湍流两相流动与燃烧的数值模拟[M]. 北京: 清华大学出版社, 1991

(责任编辑 杨再荣)

Influence of Inlet Conditions on Thrust
and Specific Impulse of Solid Fuel Ramjet

T an Jianguo, Chen Xiaoqian, Zhang Weihua, Yang Tao

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defense Technology, ChangSha 410073, China)

Abstract: The relations of thrust and specific impulse to inlet air flow and temperature are derived from theoretical analysis of solid fuel ramjet (SFRJ) performance. Then numerical simulation of the SFRJ performance is completed with these relations and the results show that the thrust increases with the inlet air flow and specific impulse also increases, but the rate of increasing slows down as the flow increases. When inlet air temperature rises, the thrust increases but the specific impulse decreases. However, the influence of the inlet air flow is greater than that of the air temperature and reasons for both of the influences are also discussed qualitatively.

Key words: solid fuels; thrust; numerical simulation