

燃油分配对超燃冲压发动机的性能影响仿真分析

姚照辉, 李光熙, 张蒙正, 严俊峰
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 针对超燃冲压发动机两级燃油分配对内流道流动过程、燃烧模态、发动机性能及调节特性的影响问题, 建立了发动机一维流动分析模型; 对马赫数 6/当量比 1, 马赫数 6/当量比 0.6, 马赫数 4/当量比 1 三种工况不同的一级/二级燃烧室燃油分配比例下的流动过程进行了仿真, 并获得了不同燃油分配规律下的发动机性能。通过分析表明: 超燃冲压发动机的两级燃油分配比例直接影响发动机内流道内的流动参数分布、燃烧模态及发动机比冲等性能参数。对于马赫数 6/当量比 1 工况, 当一级燃烧室的燃油分配比例为 30%~70%时, 可在全流道内组织纯超声速燃烧, 最高比冲超过 800 s; 对于马赫数 6/当量比 0.6 工况, 即使将所有的燃油均在一级燃烧室喷入, 流道也不会壅塞, 该工况下最大比冲超过 800 s; 对于马赫数 4/当量比 1 工况, 燃烧室内组织亚声速燃烧, 最大比冲为 1 031.9 s; 为保证亚声速燃烧扰动不传递到燃烧室入口外, 一级燃油分配比例不应过高。

关键词: 超燃冲压发动机; 燃油分配; 发动机性能; 燃烧模态; 热壅塞

中图分类号: V434⁺.13-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 04-0030-06

Simulation and analysis for influence of fuel distribution on scramjet performance

YAO Zhao-hui, LI Guang-xi, ZHANG Meng-zheng, YAN Jun-feng
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Aiming at the influence of the fuel distribution on the flow mechanism in scramjet duct, combustion mode, engine performance and adjustment characteristic, a one-dimensional scramjet analysis model was established. Simulation of flow process in one-stage/two-stage fuel distribution percent is carried under three different cases, including Ma 6/ ψ 1, Ma 6/ ψ 0.6, Ma 4/ ψ 1. Scramjet performance in different fuel distribution is obtained. The analysis results show that the flow mechanism, combustion mode and engine performance are strongly dependent on the one-stage/two-stage fuel distribution percent. For the case of Ma 6/ ψ 1, combustion in the duct can be organized in supersonic flow when one-stage combustor fuel distribution is at the range of 30%~70%, whose maximum specific impulse exceeds 800 s. For the case of Ma 6/ ψ 0.6, combustion is always organized in supersonic

收稿日期: 2013-03-28; 修回日期: 2013-05-28

基金项目: 总装备部预研项目(2007AA05306)

作者简介: 姚照辉 (1982—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为吸气式高超声速推进技术

flow even if all the fuel is injected in one-stage combustor, because the total fuel amounts are too small to choke the combustor duct, whose maximum specific impulse exceeds 800 s. For the case of $Ma \geq 4$, combustion can be organized in subsonic flow and its maximum specific impulse is 1 031.9 s. Furthermore, the one-stage fuel distribution should not be too high, so as to avoid a subsonic combustion disturbance diffusing outside the combustor entrance.

Keywords: scramjet; fuel distribution; engine performance; combustion mode; thermal choking

0 引言

超燃冲压发动机流道内的流动机理十分复杂, 点火-稳焰、激波-附面层相互作用、气动-燃烧-传热耦合、亚燃-超燃模态转换等复杂过程交织在一起, 使得对超燃冲压发动机工作过程的理解非常困难^[1-2]。包含推力、比冲、推力系数的超燃冲压发动机性能参数是支撑高超声速飞行器工作的重要数据, 因此获得包括调节特性在内的更加准确的性能参数就非常重要。

超燃冲压发动机的一维流动特征明显, 很多研究者对发动机性能的评估都是基于一维流动参数的分析结果之上。文献 [3] 提出了双模态冲压发动机的一维非稳态计算方法; 文献 [4-5] 也相继开展了超燃燃烧室的一维性能研究; 文献 [6] 针对氢燃料方案, 研究了不同当量比及不同喷注位置对发动机性能的影响。近年来研究者们仍然对超燃冲压发动机的一维计算感兴趣^[7-8], 这主要在于一维分析方法能够快速定性反映一维流动特征, 且成本低, 在总体性能评估方面尚能发挥一定的作用。

对于超燃冲压发动机, 如何保证发动机正常工作且性能最优是重要的设计目标。超燃冲压发动机的两级燃油喷射规律对流动参数、燃烧模态有重要影响, 并进而影响到发动机性能和调节特性, 分析两级燃油喷射规律对发动机性能的影响就尤为必要。本文将通过一维方法, 分析燃烧室两级喷射规律对发动机内部流动过程、燃烧模态、发动机性能的影响。

1 分析模型

图 1 为超燃冲压发动机的结构示意图, 主要包括进气道、隔离段、燃烧室、尾喷管等。超燃燃烧室一般采用多级燃油喷注, 本文按两级喷注方式进行计算, 将隔离段和燃烧室作为一个整体考虑。

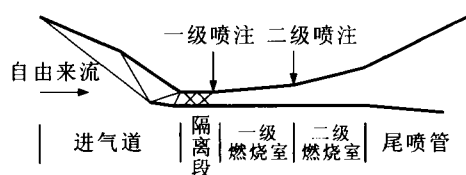


图 1 超燃冲压发动机结构示意图

Fig. 1 Sketch of scramjet structure

1.1 进气道模型

自由来流总温、总压与当地静温、静压的关系如下式所示:

$$p_{t0} = \left\{ 1 + \frac{\gamma(T)-1}{2} Ma^2 \right\}^{\frac{\gamma(T)}{\gamma(T)-1}} p_0 \quad (1)$$

$$T_{t0} = \left\{ 1 + \frac{\gamma(T)-1}{2} Ma^2 \right\} T_0 \quad (2)$$

进气道模型采用三维 CFD 数值模拟结果与理论计算相结合的方法, 其中进气道捕获流量及隔离段出口马赫数是自由来流马赫数及飞行攻角的函数:

$$Ma_2 = Ma_2 (Ma_0, \alpha) \quad (3)$$

$$q_{ma} = q_{ma} (Ma_0, \alpha) \quad (4)$$

气流进入燃烧室前总温不变, 再根据式 (3) 及式 (4), 隔离段出口总温、总压、马赫数已知,

从而其它流动参数均可计算。

1.2 燃烧室模型

燃烧室计算模型采用文献 [4] 中提出的方法, 由质量守恒、动量守恒和能量守恒构成的流动控制方程如下式所示:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} = G \quad (5)$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho A \\ \rho V A \\ \rho E A \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho V A \\ \rho V^2 A + p A \\ \rho V H A \end{bmatrix},$$

$$G = \begin{bmatrix} \frac{\partial \dot{m}}{\partial x} \\ -\frac{\rho V^2 A}{2} \frac{4f}{D} + p \frac{\partial A}{\partial x} \\ h_i \frac{\partial \dot{m}}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: ρ 为气流密度; V 为气流速度; A 为燃烧室截面面积; H 为气流总焓; f 为壁面摩擦系数; D 为水力直径; h_i 为燃烧总焓; p 为气流静压。

上述方程中, 能量释放规律以及燃烧效率对计算结果影响很大, 按照文献 [9] 的结论, 如果能保证两种介质的混合效果, 可近似采用混合效率来代替燃烧效率。事实上, 超燃燃烧室的工作过程非常复杂, 对于液体燃料, 目前条件下只能忽略雾化和蒸发过程, 认为是“即混燃烧”。文献 [10] 给出了一种氢气与空气的混合效率的解析表达式, 如式 (7) 所示:

$$\eta_m(x) = \frac{1 - e^{-A \frac{x}{L_m}}}{1 - e^{-A}} \quad (7)$$

式中: η_m 为混合效率; x 为沿流动方向的位置; L_m 为混合长度, 即该距离后已经充分混合^[11]; A 为一个与燃烧器结构、喷注结构、喷注方式等相关的参数, $A=1.77$ 和 3.4 可适用于后掠和后掠 10° 的喷注方式, $A=4.9$ 适用于高自由流马赫数下的后掠斜坡喷注方式^[12]。

本文计算中采用液态燃料两级喷注方式, 其中燃料特性取自液态火箭煤油。由于目前普遍缺乏碳氢燃料的混合效率经验关系式, 可近似用氢燃料关系式代替。按照上述定义, 理论上混合总

是可以充分进行的, 即只要满足一定的距离后混合效率即可达到 1, 根据这个结论就可以指导燃烧器的结构设计。然而实际的情况是: 无论如何设计都无法实现高的燃烧效率。为此, 对燃烧效率进行修正, 修正后的表达式如下式所示:

$$\eta_c(x) = \frac{1 - e^{-A \frac{x}{L_m}}}{1 - e^{-A}} \eta_{c, \text{total}} \quad (8)$$

式中 $\eta_{c, \text{total}}$ 为总的燃烧效率。

根据经验, $\eta_{c, \text{total}}$ 取值为 0.78 较为合理。按照两级喷注方式, 可得到沿轴向的燃烧效率分布, 如图 2 所示。需指出, 对于不同的发动机几何结构, 燃烧效率的分布也存在差异, 本文针对特定几何结构的发动机, 未考虑结构对燃烧效率分布的影响。

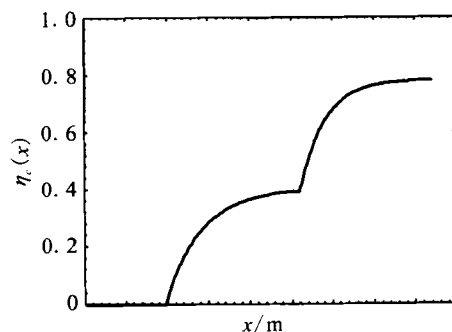


图 2 沿流动方向的燃烧效率分布

Fig. 2 Combustion efficiency distribution along flow direction

根据进气道和燃烧室的模型, 就可以构建计算模型, 开展发动机整机性能计算及优化研究。其中为实现燃烧室的一维计算, 将燃烧室沿长度方向分割为若干小段, 每一段为一个独立的计算节点。燃烧室的入口边界条件采用进气道出口参数, 燃烧室出口边界条件为设置为自然外推, 对出口参数的一阶导数进行平滑。

2 性能计算结果及分析

2.1 马赫数 6 工况性能分析

对于某特定结构的超燃冲压发动机, 马赫数 6/燃油当量比 1.0 工况下发动机内流道内的流动参数分布如图 3 所示, 其中图 3 (a) 为沿程马赫

数分布, 图 3 (b) 为沿程静压分布。不同的曲线型式代表不同的一级/二级燃油分配比例。表 1 进一步给出了不同燃油分配比例下的发动机性能参数。

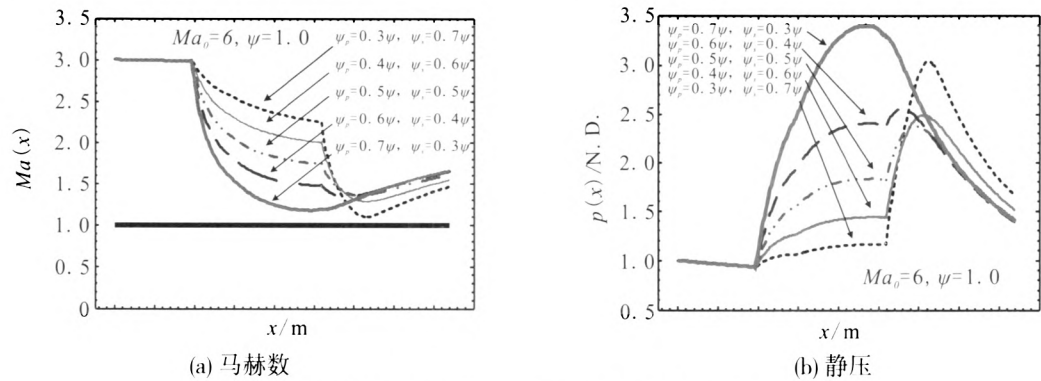


图 3 马赫数 6/ 当量比 1.0 工况下沿流动方向的一维参数分布

Fig. 3 One-dimensional flow parameter distribution along flow direction under condition of $Ma\ 6/\psi 1.0$

表 1 超燃冲压发动机马赫数 6/ 当量比 1.0 工况下的性能

Tab. 1 Performance of scramjet at $Ma\ 6/\psi 1$

序号	一级燃油分配比例/%	二级燃油分配比例/%	比冲/s
1	30	70	856.2
2	40	60	781.9
3	50	50	763.3
4	60	40	797.6
5	70	30	885.2

由图 3 及表 1 可见, 当一级燃油分配比例在 30%~70%之间时, 整个流道内组织超声速燃烧。一级分配比例过低, 二级分配比例过高 ($\psi_p=0.3\psi, \psi_s=0.7\psi$) 时, 二级燃烧室接近壅塞状态,

此时发动机性能较高, 比冲为 856.2 s。在总燃油当量比不发生改变的情况下, 提高一级燃油分配比例, 降低二级燃油分配比例, 此时发动机比冲下降, 这是由于燃烧距离壅塞程度更远。当一级燃油分配比例提高为 50%时, 发动机比冲最低, 为 763.3 s。进一步提高一级燃油分配比例, 一级燃烧室的释热效应开始大于二级燃烧室, 发动机性能又开始上升。当一级燃油分配比例提高为 70%时, 一级燃烧室又接近壅塞状态, 发动机比冲再次达到最高, 为 885.2 s。如果再提高一级燃油分配比例, 燃烧扰动会传递到燃烧室入口, 这是应尽量避免的情况。

图 4 给出了马赫数 6/燃油当量比 0.6 工况下内流道内的流动参数情况, 表 2 同时给出了不同燃油分配比例下的发动机性能。

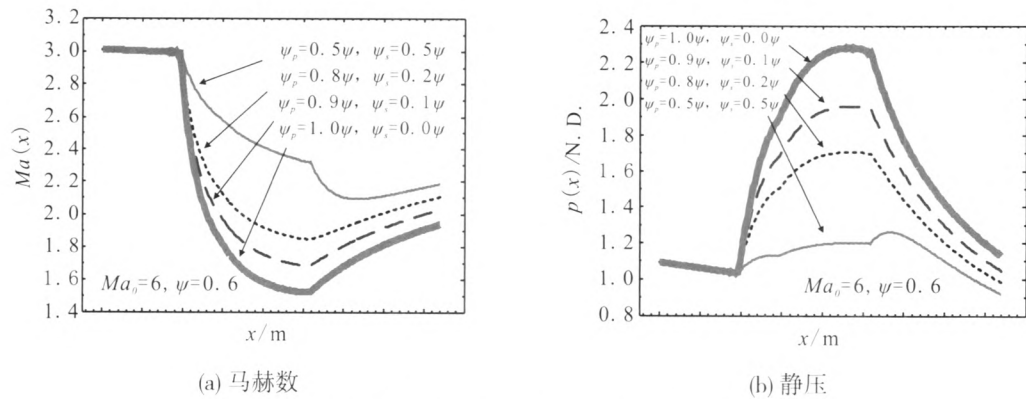


图 4 马赫数 6/ 当量比 0.6 工况下沿流动方向的一维参数分布

Fig. 4 One-dimensional flow parameter distribution along flow direction under condition of $Ma\ 6/\psi\ 0.6$

表 2 超燃冲压发动机马赫数 6/ 当量比 0.6 工况下的性能

Tab. 2 Performance of scramjet at Ma 6/ ψ 0.6

序号	一级燃油 分配比例/%	二级燃油 分配比例/%	比冲/s
1	50	50	486.9
2	80	20	639.0
3	90	10	748.4
4	100	0	886.6

易见, 在总燃油当量比 0.6 工况下, 当一级燃油分配比例为 50% 时, 比冲只有 486.9 s。提高

一级燃油分配比例, 发动机比冲上升; 当所有的燃油都在一级燃烧室喷入时, 比冲最高, 达到 886.6 s, 此时一级燃烧室仍然未发生壅塞。这表明, 对于燃油当量比 0.6 的情形, 可将燃油全部在一级燃烧室喷入, 此时性能最高, 且未发生壅塞, 上游流动不会受到任何扰动。

2.2 马赫数 4 工况性能分析

图 5 给出了某特定结构超燃冲压发动机在马赫数 4/ 当量比 1 工况下的马赫数及静压沿程分布情况, 表 3 给出了该工况下不同燃油分配比例的发动机性能。

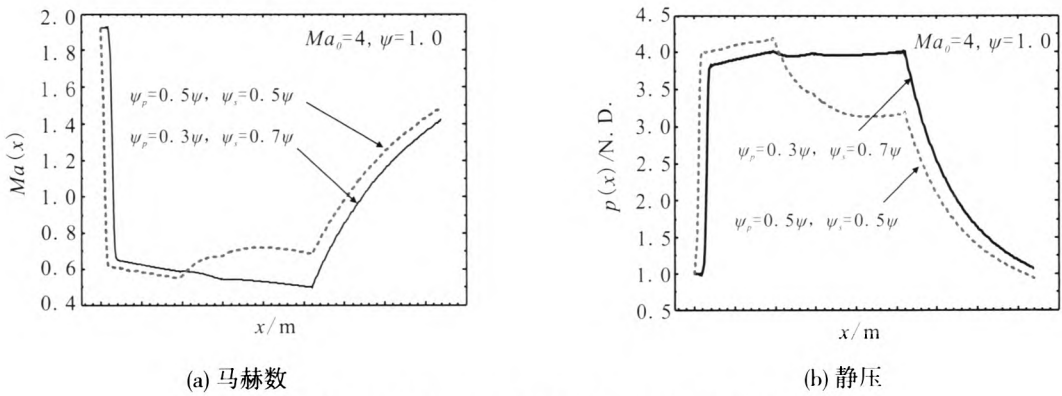


图 5 马赫数 4/ 当量比 1.0 工况下沿流动方向的一维参数分布

Fig. 5 One-dimensional flow parameter distribution along flow direction under condition of Ma 4/ ψ 1.0

表 3 超燃冲压发动机马赫数 4/ 当量比 1.0 工况下的性能

Tab. 3 Performance of scramjet at Ma 4/ ψ 1

序号	一级燃油 分配比例/%	二级燃油 分配比例/%	比冲/s
1	30	70	1 031.9
2	50	50	940.9

由图 5 及表 3 可见, 在马赫数 4/ 燃油当量比 1 工况下, 无论一级/ 二级燃烧室的燃油分配规律如何, 一级燃烧室均组织亚声速燃烧, 二级燃烧室的前段亦为亚声速模态, 只在二级燃烧室的后段大扩张段为超声速模态。当一级/ 二级燃烧室的燃油分配比例为 30% 和 70% 时, 流道内马赫数约为 0.5, 发动机比冲为 1 031.93 s, 此时亚声速燃烧模态尚未影响到燃烧室入口。当一级/ 二级燃烧室的燃油分配比例为 50% 和 50% 时, 亚燃模态已上传到燃烧室入口, 此时比冲为 940.9 s。

根据上述的仿真结果与分析, 对于马赫数 6/ 当量比 1.0 工况, 为保证性能最优, 应该使燃油尽可能多的在一级燃烧室喷入, 此时发动机比冲超过 800 s。但当一级分配比例过高时, 一级燃烧室接近壅塞状态, 影响进气道工作状态。因此一级燃油分配比例不宜超过 70%~80%。对于马赫数 6/ 当量比 0.6 工况, 即使将所有的燃油全部在第一级燃烧室喷入, 所释放的热量也不会造成壅塞, 全流道仍然为超声速流, 此时发动机比冲超过 800 s。对于马赫数 4/ 当量比 1.0 工况, 燃烧室内组织亚声速燃烧。当一级分配比例为 30% 时, 发动机比冲为 1 031.9 s; 当一级燃油分配比例为 50% 时, 扰动已传递至燃烧室入口, 且比冲下降。因此, 为保证亚声速燃烧扰动不传递到燃烧室入口外, 一级燃油分配比例不应过高, 一级燃油分配比例不应超过 30%~40%。

发动机性能优化的关键在于燃油配置与模态

匹配。这是由于对于超燃冲压发动机, 燃烧模态直接受释热规律影响, 而释热规律正是燃油分配规律的表现形式。发动机流道参数分布以及燃烧模态是截面几何参数与释热规律共同作用的结果, 即使对于等截面的燃烧室, 释热规律的不同也会影响燃烧模态, 再考虑截面几何参数的变化, 发动机的燃烧模态将更的复杂。在燃烧室设计实践中, 应根据设计要求反复论证结构参数与释热规律的关系, 使得发动机性能最优。

3 结论与展望

本文分析了某特定结构超燃冲压发动机在马赫数 6/当量比 1, 马赫数 6/当量比 0.6, 马赫数 4/当量比 1 三个工况下一级/二级燃烧室不同的燃油分配比例对发动机燃烧模态及性能的影响。计算结果表明:

1) 对于几何结构确定的超燃冲压发动机, 两级燃油分配比例直接影响发动机内流道的流动参数分布、燃烧模态进而影响到发动机的性能;

2) 对于马赫数 6/当量比 1 工况, 当一级燃烧室的燃油分配比例为 30%~70%时, 可在全流道内组织纯超声速燃烧; 当一级燃烧室的燃油分配比例为 70%时, 发动机比冲最高, 超过 800 s;

3) 对于马赫数 6/当量比 0.6 工况, 即使将所有的燃油均在一级燃烧室喷入, 燃烧室也不会组织亚声速燃烧; 该工况下的最大比冲超过 800 s;

4) 对于马赫数 4/当量比 1 工况, 燃烧室内组织亚声速燃烧。当一级分配比例为 30%时, 发动机比冲为 1 031.9 s; 当一级燃油分配比例为 50%时, 扰动已传递至燃烧室入口。因此为保证亚声速燃烧扰动不传递到燃烧室入口外, 一级燃油分配比例不应过高。

超燃冲压发动机的内流道流动机理十分复杂, 燃油分配及释热规律与燃烧模态、发动机性能密切相关。获得精确的内流动过程, 尚需深入

的机理分析及试验验证。为此, 需要建立更加准确的模型并通过试验数据进行修正, 以期获得更加信服的性能参数, 从而为发动机设计与分析提供依据。

参考文献:

- [1] CURRAN E T. Scramjet engines: the first forty years[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17: 1138-1148.
- [2] 张蒙正, 邹宇. 美国典型高超飞行器项目研发及启示[J]. *火箭推进*, 2012, 38(2): 1-8,37.
- [3] BUSSING T R A, MURMAN E M. A one-dimensional unsteady model of dual mode scramjet operation, AIAA 83-0422[R]. USA: AIAA, 1983.
- [4] 张鹏, 俞刚. 超燃燃烧室一维流场分析模型的研究[J]. *流体力学实验与测量*, 2003, 17(1): 88-92.
- [5] 刘敬华, 凌文辉, 刘兴洲, 等. 超音速燃烧室性能非定常准一维流数值模拟[J]. *推进技术*, 1998, 19(1): 1-6.
- [6] 李建平. 超燃冲压发动机/机体一体化优化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2009.
- [7] SCHEUERMANN T, CHUN J, VON WOLFERSDORF J. One-dimensional modelling of a scramjet combustor reacting flow. AIAA 2008-2643[R]. USA: AIAA, 2008.
- [8] TRAN K. One dimensional analysis program for scramjet and ramjet flowpaths[D]. Virginia, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2010.
- [9] HEISER W H, PRATT D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington DC: AIAA, 1994.
- [10] JACHIMOWSKI C J. An analytical study of the hydrogen-air reaction mechanism with application to scramjet, NASA TP2791[R]. USA: NASA, 1988.
- [11] RIGGINS D W, MCCLINTON C R. Analysis of losses in supersonic mixing and reacting flows, AIAA 91-2266 [R]. USA: AIAA, 1991.
- [12] RIGGINS D W, Clinton C R, ROGERS R C, BITTNER R. D. A comparative study of scramjet ignition strategies of high mach number flows. AIAA 92-3287[R]. USA: AIAA, 1992.

(编辑: 张永秀)