

# 冲压空气涡轮泵供应系统方案设计及特性分析

叶 伟, 徐万武, 陈 健, 宋长青

(国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

**摘 要:** 为了把冲压空气为动力的涡轮泵供应系统从亚燃冲压发动机拓展应用至超燃冲压发动机, 基于煤油燃料的双燃烧室冲压发动机 (DCR) 提出了一种冲压空气涡轮泵供应系统方案。供应系统的设计方案中, 对涡轮泵选型、系统的调控策略及取气/排气方案进行了初步设计。同时, 建立了供应系统的静态模型, 通过系统压力、流量及功率平衡组成非线性方程组, 使用牛顿迭代法对非线性方程组进行数值求解, 得到了冲压空气涡轮泵供应系统在不同工况下的静态特性。最后, 分析了飞行  $Ma$  范围在 3.5~5.5 下涡轮泵的性能和调节的变化规律。结果表明, 涡轮所需的空气流量约占 DCR 发动机捕获空气总流量的 3%, 取气方案对发动机气动性能影响不大; 离心泵的特性参数相对稳定, 可以一直处于高效率工况下工作, 但系统对增压后的燃料利用不足, 造成涡轮功率利用率较低。

**关键词:** 双燃烧室冲压发动机; 燃料供应系统; 冲压空气涡轮泵; 静态特性分析; 非线性方程组

中图分类号: V434.21-34 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374 (2015) 06-0011-05

## Design and performance analysis on fuel feeding system for ram air turbo-pump

YE Wei, XU Wanwu, CHEN Jian, SONG Changqing

(Laboratory of Science and Technology on Scramjet, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** In order to expand the application of turbo-pump fuel feeding system from ramjet to scramjet, which uses ram air as energy source, a scheme of turbo-pump fuel feed system based on kerosene-fueled dual-combustor ramjet (DCR) was proposed in this paper. The selection of turbo-pump, control strategy of the system and intaking and exhausting schemes of the ram air were primarily designed. Based on the balance relationship of pressure, mass flow rate and power of the system, the static models of the system were established, and the Newton iterative method was used to solve the model. With this method, the static characteristics of the system at difference working conditions were obtained. The performance and regulation change law of the turbo-pump at the fight

收稿日期: 2015-06-26; 修回日期: 2015-08-04

作者简介: 叶伟 (1989—), 男, 硕士生, 研究领域为超燃冲压发动机燃料供应系统

Mach number range from 3.5 to 5.5 were analyzed. The results show that the air flow needed by turbine is 3% of the general ram air quantity captured by DCR engine, so the air intaking and exhausting schemes have little influence on the aerodynamic performance of the engine; the feature parameters of the centrifugal pump are relatively stable, so the pump can work with high efficiency for a long time, but the pressured fuel is underutilized, causing low utilization ratio of the turbine power.

**Keywords:** dual-combustor ramjet; fuel feeding system; ram air turbo-pump; static feature analysis; nonlinear equation set

## 0 引言

燃料供应系统是发动机系统的重要组成部分, 供应系统的研究对超燃冲压发动机工程化进程具有十分重要的推动意义。使用冲压空气作为动力的涡轮泵供应系统已在亚燃冲压发动机为动力的导弹中成功得到应用, 如“波马克”、“黄铜骑士”及“海标枪”导弹等<sup>[1]</sup>。但是由于超燃冲压发动机的飞行  $Ma$  大, 来流空气总温高, 涡轮将经受恶劣的热环境而使其拓展应用于超燃冲压发动机的潜力被忽视<sup>[2]</sup>。随着新材料的发展, 材料的耐热温度得到极大的提高, 使这种潜力成为可能, 如铸造高温合金使用温度高达 1000  $^{\circ}\text{C}$ , GE 公司研制的第 3 代单晶合金 ReneN6 和 CMSX-10 能够在 1 150  $^{\circ}\text{C}$  的环境中持久寿命大于 150 h<sup>[3]</sup>。

双燃烧室冲压发动机 (DCR) 作为超燃冲压发动机的一种, 具有工作范围宽 ( $Ma=3.5\sim6.0$ )、点火难度小及低马赫数性能高等优点<sup>[4]</sup>。以 DCR 发动机为动力的 HyFly 导弹已经开展了 4 次飞行试验<sup>[5]</sup>, 其工程应用正走向成熟。本文基于 HyFly 构型的 DCR 发动机, 提出了一种与其飞行  $Ma$  范围 ( $Ma=3.5\sim5.5$ ) 相匹配的冲压空气涡轮泵供应系统方案, 通过对系统建立静态模型, 分析在不同飞行状态下涡轮泵系统的调节特性, 对设计方案的可行性进行论证。

## 1 供应系统方案设计

冲压空气涡轮泵供应系统的原理如图 1 所示, 供应系统中, 煤油从油箱经管路和阀门至泵入口, 经泵增压后流出。部分燃料通过溢流阀返回至泵入口, 剩余燃料流经管路、冷却通道后,

通过喷注器喷注进燃烧室。DCR 发动机无需携带氧化剂, 只需一组涡轮泵组件。这组涡轮泵组件由涡轮和泵共轴组成, 因此涡轮和泵的转速相等。涡轮泵的选型上, 选取流量大、效率高的轴流式涡轮和压头高、流量大的离心泵, 使用压比为 3 的冲击式涡轮, 为了提高叶片直径, 采用半周进气的方式。为满足在 DCR 发动机不同工况下的燃料需求, 需要对燃料的流量和压力进行调控。目前常用的调控策略有 2 种: 阀控和泵控。阀控系统属于节流控制, 效率降低, 但阀控系统的动态响应快、控制精度高。泵控系统属于容积控制, 效率较高, 节能性好, 控制难度较小, 但泵控系统的动态响应较差, 且结构复杂、成本较高<sup>[6]</sup>。本文使用阀控和泵控相结合的方法来实现系统调节, 即通过使用溢流阀对燃料进行分流的方法来实现阀控, 和设置旁路涵道的方法调节涡轮进气流量来调节涡轮泵功率实现泵控。

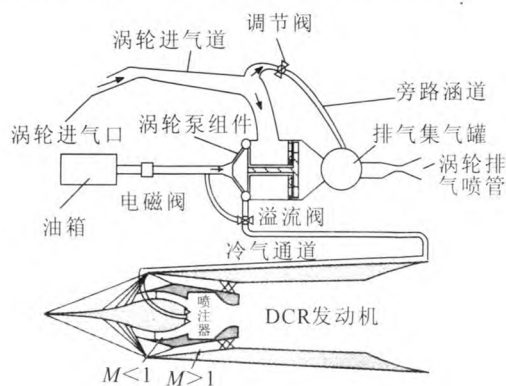


图 1 冲压空气涡轮泵供应系统原理图

Fig. 1 Scheme for fuel feeding system of ram air turbo-pump

涡轮的取气方式可按照空气来源分为外部取

气和内部取气 2 种<sup>[7]</sup>。为了便于供应系统的单独控制, 保证供应系统工作稳定可靠, 本文采用外部取气方案。DCR 发动机有亚燃和超燃 2 类进气道, 涡轮工质使用单独的涡轮进气道取气, 涡轮进气道取气段前段的设计与已有的亚燃进气道的设计类似, 面积为发动机亚燃进气道的 35%。同时假设由涡轮取气口捕获的空气在喉部略下游处通过一道正激波扩压, 随后通过亚声速扩压器进一步减速扩压以获得涡轮入口所需的参数, 并假设激波后气流在随后的扩压滞止过程中总压损失为 40%, 所得涡轮进气道捕获空气的总温、总压如图 2 所示。排气方式上冲压空气通过涡轮后的压降较大, 不能满足喷入燃烧室或尾喷管的压力需求, 因此选取直排大气的开式循环。

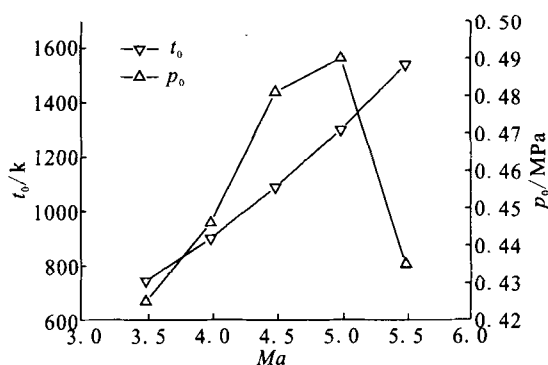


图 2 各状态点涡轮进气道捕获空气参数

Fig. 2 Parameters of captured air in turbine inlet at different cases

## 2 供应系统特性分析

在供应系统的特性分析中, 利用文献 [8] 中的离心泵作为计算模型, 为了确保煤油雾化, 需要煤油的喷前压力  $\geq 3.6 \text{ MPa}$ <sup>[9]</sup>; 同时为了保证 DCR 发动机最大推力并且保证超燃进气道不会出现壅塞现象, 选取当量比为 0.9<sup>[10]</sup>。随着飞行  $Ma$  的变化, 分析涡轮进气道在捕获空气参数变化的情况下涡轮泵系统的静态特性。其中, 发动机系统取如下假设:

- 1) 煤油为常温推进剂, 近似认为泵后推进剂密度、温度等于泵入口参考值;
- 2) 忽略管路, 冷却通道的流阻系数等负载

变化对泵性能的影响;

3) 泵的效率保持不变为 53%;

4) 涡轮入口压力为 0.1 MPa。

### 2.1 供应系统的非线性数学模型

以 DCR 发动机燃料供应系统中的涡轮泵组件、管路阀门组件及冷却通道等组件为研究对象建立各自独立的物理模型, 组成满足系统压力、流量及功率的平衡方程<sup>[11]</sup>。供应系统建立的物理模型和组成的非线性方程组如下所示, 参数中未说明单位的均为 1。

#### 2.1.1 流量平衡

燃料流量平衡:

$$q_p = q_r + q_c \quad (1)$$

式中:  $q_p$  为泵出口燃料流量;  $q_r$  为回路燃料流量;  $q_c$  为燃烧室所需流量。流量单位均为  $\text{kg/s}$ 。

燃烧室所需流量:

$$q_f = \Phi \cdot q_{air} / a \quad (2)$$

式中:  $\Phi$  为当量比;  $a$  为化学当量空-燃比;  $q_{air}$  为 DCR 发动机捕获空气总流量,  $\text{kg/s}$ 。

冲压空气流量平衡:

$$q_i = q_t + q_b \quad (3)$$

式中:  $q_i$  为涡轮进气道流量;  $q_t$  为涡轮所需流量;  $q_b$  为涡轮旁路流量。

#### 2.1.2 压力平衡

$$p_{in} + \Delta p_f = \Delta p_1 + \Delta p_2 + \Delta p_3 \quad (4)$$

式中:  $p_{in}$  为泵入口压力;  $\Delta p_f$  为泵压升;  $\Delta p_1$  为燃烧室喷前压力;  $\Delta p_2$  为泵出口至冷却通道进口的管路及阀门压降;  $\Delta p_3$  为冷却通道压降。压力单位均为 MPa。

#### 2.1.3 功率平衡

$$W_p = W_T \quad (5)$$

式中:  $W_p$  为泵功率;  $W_T$  为涡轮功率,  $\text{kW}$ ;

### 2.2 计算方法

由公式 (1)~(5) 建立的供应系统模型组成非线性方程组为:

$$F_i(X) = 0 \quad (6)$$

式中  $X$  为方程组中的未知量。非线性方程组的求

解需要使用数值方法, 求解方法使用文献 [11] 中给出的牛顿迭代法。为了改善迭代法对初值的要求, 在构造迭代模型时引入可变松弛因子  $h_k$ , 每一步迭代中, 松弛因子依次选取  $h_k=1/k$ , 并满足:  $\|F(X^{(k+1)})\| < \|F(X^{(k)})\|$ 。

### 3 结果分析

数值计算过程中, 分别计算  $Ma$  3.5~5.5 的 5 个工况, 把供应系统的额定参数作为非线性方程组变量的初值, 设置迭代误差为  $10^{-8}$ 。得到不同工况下涡轮进气道捕获空气参数变化状态下供应系统的稳态特性, 通过对比供应系统不同工况下的特性参数, 了解供应系统的工作规律。

图 3 为离心泵的特征参数随飞行  $Ma$  数变化图。由图 3 可知,  $Ma=3.5$  时, 泵的性能最高, 扬程  $H$  为 533.7 m; 体积流量  $Q$  为 3.05 L/s。随着  $Ma$  的增加, 离心泵的性能随之降低, 但降幅较小。例如, 扬程  $H$  降幅为 12.22%; 体积流量  $Q$  降幅为 6.31%。因此, 使用控制涡轮流量和使用泵后回流的调控方法下, 离心泵的特性参数相对稳定, 可以一直处于高效率工况下工作。

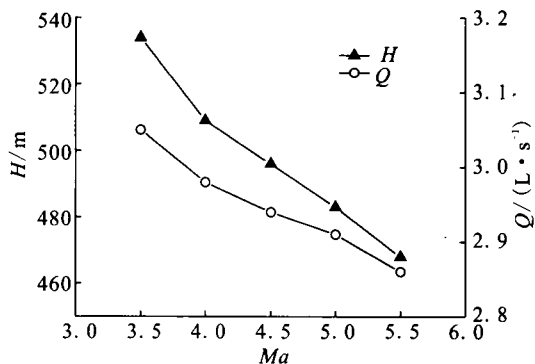


图 3 泵特性参数随  $Ma$  变化图

Fig. 3 Performance of pump versus  $Ma$

由图 4 可知, 涡轮功率  $W_t$  随  $Ma$  的增加而减少, 随着  $Ma$  的增加, 泵做功能力降低, 对涡轮泵的功率需求由 26.33 kW 降至 22 kW, 降幅为 16.41%。涡轮的效率由 28.40% 降低至 19.38%, 降幅为 31.74%, 原因是涡轮进气道空气的总温升高, 致使涡轮等熵膨胀功增加, 加上涡轮转速的降低, 导致涡轮的速度比  $x$  降低, 造成涡轮效

率下降。

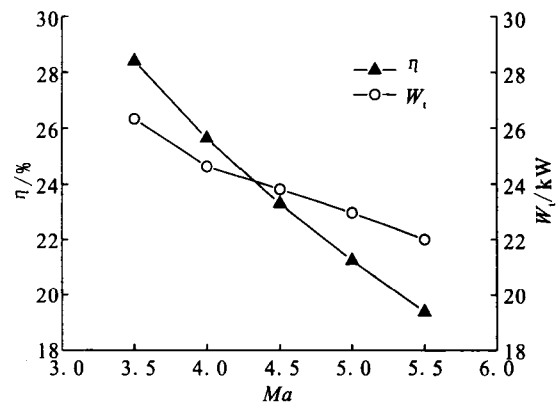


图 4 涡轮参数随  $Ma$  变化图

Fig. 4 Parameter of turbine versus  $Ma$

图 5 为离心泵出口流量、燃烧室所需流量和泵回流流量的煤油燃料流量图。由图 5 可知, 在不同  $Ma$  下, 泵的出口流量  $q_p$  变化不大, 保持在 2.31~2.47 kg/s 之间, 随着发动机捕获空气流量的降低, 燃烧室所需燃料随之减少, 导致涡轮回流流量  $q_r$  随  $Ma$  的增加而增加。然而燃烧室所需流量与泵出口流量的比 ( $q_r/q_p$ ) 不高, 最多为 34.74% ( $Ma=3.5$ ),  $Ma=5.5$  时, 更是低至 19.92%。说明泵后增压的煤油没有得到充分利用, 造成的功率损失比较严重。

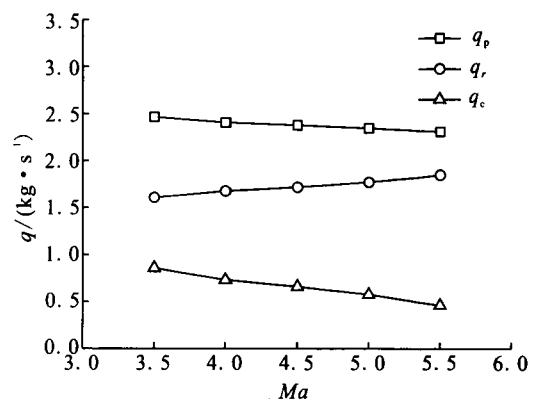


图 5 燃料流量随  $Ma$  变化图

Fig. 5 Fuel flow rate versus  $Ma$

图 6 为涡轮流量随  $Ma$  数变化曲线, 随着  $Ma$  的增加, 涡轮进气道的捕获空气流量  $q_i$  减小, 总温增加, 随着涡轮功率需求的下降, 进入涡轮的空气流量  $q_t$  随之下降, 由 0.42 kg/s 降至 0.24 kg/s, 进入涡轮的空气流量所占比重 ( $q/q_i$ ) 却随着  $Ma$

的增加从 67.25% 增至 71.83%。结果表明,随着  $Ma$  的增加,需要对旁路阀门进行调控,减少旁路的空气流量。

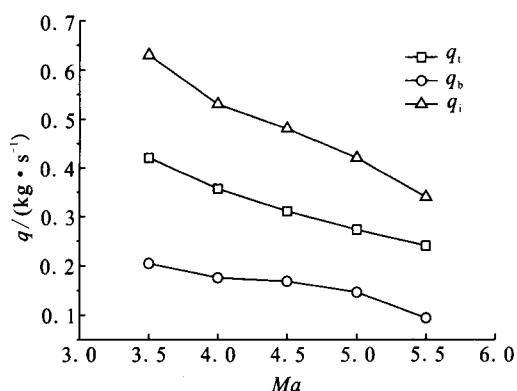


图6 空气流量随  $Ma$  数变化图

Fig. 6 Air flow rate versus  $Ma$

## 4 结论

本文基于双燃烧室冲压发动机 (DCR) 设计了一种以冲压空气为工质的涡轮泵供应系统,提出了外部取气和直排大气的取气/排气方式、调节涡轮进气流量和泵后回流相结合的系统调控方法。建立了供应系统的静态模型,通过求解非线性方程组对供应系统在不同工况下的静态特性进行了分析。得到以下结论:

1) 冲压空气涡轮的效率、功率随  $Ma$  的增加而降低。 $Ma$  在 3.5~5.5 范围内,涡轮所需的空气流量占约 DCR 发动机捕获空气总流量的 3%,使用涡轮进气道捕获空气作为涡轮工质的供应系统设计方案可行。

2) 离心泵的性能随  $Ma$  的变化并不明显,扬程  $H$  的最大降幅仅为 12.22%,体积流量  $Q$  最大降幅仅为 6.31%。说明离心泵处于全流量区域内工作,工作效率高。但是随着  $Ma$  的增加,泵回流流量增加,比重由 65.26% 增至 80.08%。说明

系统对增压后的燃料利用不足,造成涡轮功率损失比较严重。因此,可以对系统的调控方案进行优化,进一步降低涡轮的需求功率。

3) 通过本文的初步论证,说明冲压空气涡轮泵供应系统可以满足 DCR 发动机燃料的供应与调节要求,但在实际应用中还需要进一步对供应系统的动态特性等方面开展研究。

## 参考文献:

- [1] 刘兴洲. 冲压发动机技术的发展 [J]. 战术导弹技术, 1989 (4): 36-43.
- [2] 张铎, 鲍文, 秦江. 碳氢燃料超燃冲压发动机油气涡轮做功能力评估 [J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1708-1712.
- [3] 董志国, 王鸣, 李晓欣. 航空发动机涡轮叶片材料的应用与发展 [J]. 钢铁研究学报, 2011, 23(增刊 2): 455-457.
- [4] BILLIG F S, WALTRUP P J, STOCKBRIDGE R D. Integral-rocket dual-combustion ramjets: a new propulsion concept [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, 17 (5): 416-424.
- [5] 温杰. 美国海军的 HyFly 计划 [J]. 飞航导弹, 2008 (12): 10-13.
- [6] 闫国军, 杨朗, 董泳. 冲压发动机涡轮泵建模及能耗分析 [J]. 节能技术, 2006, 24(3): 257-260.
- [7] 安庆芳. 空气涡轮在弹上的取气问题 [J]. 推进技术, 1985 (4): 74-79.
- [8] 张华. 超燃冲压发动机燃料供应系统方案研究 [D]. 国防科技大学研究生院, 2011.
- [9] 蒲旭阳, 李鳌, 郁峰, 等. 超燃发动机可变流量燃料供应系统研究 [C]// 第十四届全国激波与激波管学术会议论文集. 北京: 中国力学学会, 2010: 78-81.
- [10] 谭建国, 吴继平, 王振国. 双燃烧室冲压发动机直连式实验与数值仿真 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1675-1680.
- [11] 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.

(编辑: 马 杰)