

文章编号: 1000-8055(2006)05-0937-06

氢氧全流量补燃循环发动机 主要参数优化分析

张黎辉¹, 凌桂龙¹, 段 娜¹, 唐家鹏²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 中北大学 机电工程学院, 太原 030051)

摘 要: 根据给定的运载任务, 建立了氢氧全流量补燃循环发动机的能量特性模型、运载器质量模型和轨道模型, 以运载器有效载荷为目标函数, 利用枚举法进行了发动机性能参数的优化研究。通过计算, 验证了质量模型的准确性, 得到了实现单级入轨发动机的最优性能参数, 给出了在当前所能达到的燃烧室压强情况下的优化结果, 为新一代氢氧全流量补燃循环发动机的研制提供指导。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 液体火箭发动机; 全流量补燃循环; 质量模型; 单级入轨; 优化

中图分类号: V443

文献标识码: A

Optimization analysis of the main parameters of hydrogen-oxygen FFSC

ZHANG Li-hui¹, LING Gui-long¹, DUAN Na¹, TANG Jia-peng²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Northern University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: According to the appointed carrier mission and setting the pay load of the space transportation craft (STC) as objective function, energy characteristic model, mass model and orbit model of the hydrogen-oxygen FFSC (Full Flow Staged-Combustion Cycle) were established, and the numerical method was used to optimize the performance parameters. Through calculation, the veracity of the mass model was verified; optimized engine performance parameters for single stage to orbit were obtained and the optimized results with current level of chamber pressure were presented. This method could provide guidance for the development of the new generation hydrogen-oxygen FFSC rocket engine.

Key words: aerospace propulsion system; liquid rocket engine; full flow staged-combustion cycle (FFSC); mass model; single stage to orbit; optimization

在新一代单级入轨运载工具中, 发展发射费用低、可靠性高、完全可重复使用的单级入轨运载器已经成为一种节省费用的选择, 全流量补燃循

环概念就是在这种背景下提出的。图 1 所示的全流量补燃循环发动机系统主要由两套高压涡轮泵组件、两套预压涡轮泵组件、两个预燃室和一个推

收稿日期: 2006-04-11; 修订日期: 2006-07-14

基金项目: 国家 863 资助

作者简介: 张黎辉(1966), 女, 吉林长春人, 北京航空航天大学宇航学院副教授, 主要从事液体火箭发动机系统研究和优化。

力室组成。该系统中几乎所有的推进剂都要经过预燃室然后进入推力室,因而预燃室流量大,这就决定了全流量补燃循环发动机具有如下特点:

(1) 推力室头部采用气-气混合,提高了燃烧效率;
(2) 涡轮功率水平高,易于实现高的燃烧室压强;
(3) 涡轮入口温度低,工作寿命长,增加了发动机可靠性;(4) 富氧燃气驱动高压氧化剂涡轮,不需要确保涡轮燃气与高压液氧隔离的复杂密封技术。

利用上述系统建立相应的数学模型,并对能够实现单级入轨的氢氧全流量补燃循环发动机进行优化分析。

1 模型分析

1.1 发动机能量特性模型

运载器性能主要取决于两个因素:推进系统性能和运载器质量。其中,对推进系统性能影响较大的是发动机能量特性,而该能量特性模型又包括热力计算模型和能量损失模型。

采用化学平衡常数法进行燃烧室和喷管的热力计算。为了提高理论比冲的计算精度,并没有采用拟合式计算,而是直接利用热力计算子程序,这样虽然使得编程难度加大、计算时间增长,但计算精度却大大提高。

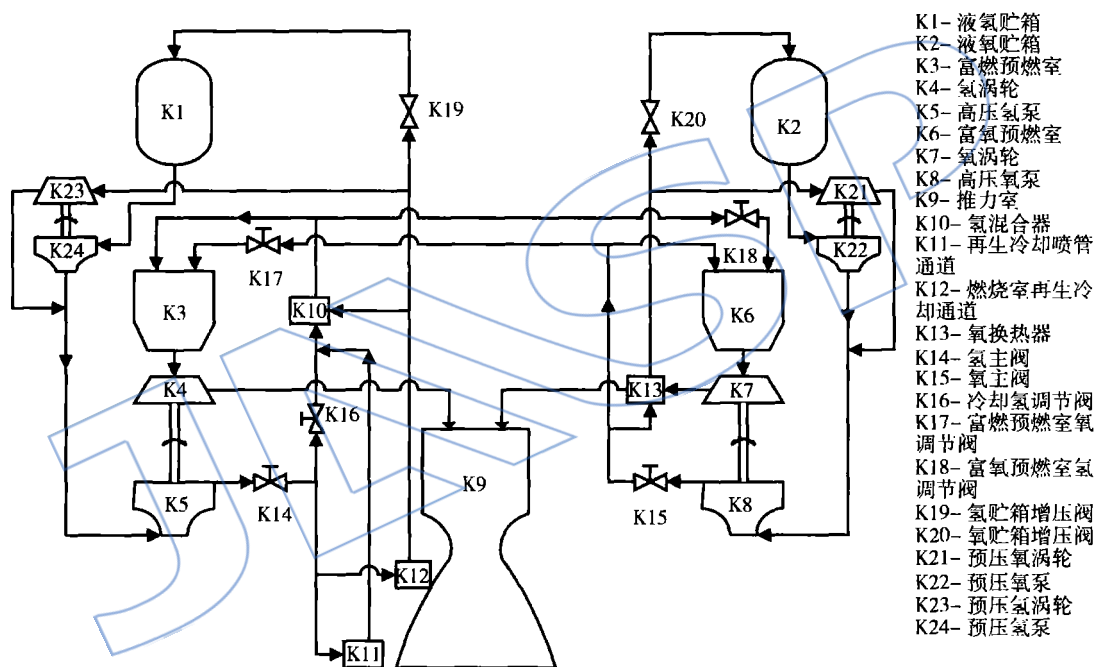


图1 全流量补燃循环发动机系统示意图

Fig.1 Sketch map of the engine of FFSC

能量损失模型主要指比冲损失,发动机的实际比冲 I_{ss} 由下列公式确定:

$$I_{ss} = I_{sl} \varphi_c \varphi_e \quad (1)$$

式中: I_{sl} 为理论比冲; φ_c 为燃烧室冲量系数; φ_e 为喷管冲量系数。 φ_c 的大小主要取决于推进剂组分种类、燃烧室头部推进剂混合完善度、质量混合比及燃烧室压强,现阶段 φ_c 可达到 0.95~0.99,作为原始数据使用,本文取 $\varphi_c = 0.99$; φ_e 的大小主要取决于非轴向流动损失系数 ε_P 、摩擦损失系数 ε_{FP} 、不平衡流动损失系数 ε_H ,现阶段 φ_e 可达到 0.94~0.975,其计算公式如下^[1]:

$$\varphi_e = 1 - \varepsilon_P - \varepsilon_{FP} - \varepsilon_H \quad (2)$$

其中:

$$\varepsilon_P = 10^{-2} [13.2 - (8.9\bar{k} - 9.9)\varepsilon_P^{0.25}] (1 - z)^2;$$

$$\varepsilon_{FP} = \varepsilon_{P0} \left[1 - \left(\bar{k} + \frac{0.014}{\bar{k} - 1} \right) \left(1 - \exp(-(1 - z)^{0.38}) \right) \right];$$

$$\varepsilon_{P0} = 10^{-2} \left[\left(\frac{0.28 + \bar{T}^{0.33}}{\sqrt{1.06\bar{k} - 0.86}} - 1.4 \right) \sqrt{\sqrt{\varepsilon_P} - 1} + \right.$$

$$\left. 1.88^3 \sqrt{\bar{k} - 1} - 1.075 \right];$$

$$\varepsilon_H = \left(\frac{h_0}{r_i} \right)^a \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^b \lg \frac{r_c}{r_i};$$

$$z = 1 -$$

$$\left\{ \frac{\sin \beta_a}{0.6 - (0.018\bar{k} - 0.0175)(\sqrt{\epsilon_p} + 24)} \right\}^{4/3};$$

式中: ϵ_p 为喷管压强比; β_a 为喷管出口型面角; $\bar{k}$ 为平均等熵指数; T 为室壁温度与室温之比; ϵ_a 为喷管面积比; r_e 为喷管出口截面半径; r_t 为喷管喉部截面半径; p_a 为环境大气压; p_c 为燃烧室压强; h_0 、 a 、 b 均为经验系数, 对于液氢/液氧来说, 取 $h_0 = 1.3 \cdot 10^{-3}$, $a = 0.4$, $b = 1.0$ 。

1.2 运载器质量模型

根据国外提出的单级入轨运载器方案和美国航天飞机的成功经验, 单级入轨运载器主要分为弹道式和有翼式两种, 他们的发射方式很重要, 分为垂直发射和水平发射两种^[2]。本文采用垂直发射、水平着陆的运载方式, 箭身为圆筒形, 以提高结构效率。运载器的初始质量包括有效载荷质量、运载器干质量和推进剂质量。

运载器干质量包括发动机质量、推进剂贮箱质量、火箭控制系统质量、整流罩质量、箭体本身质量和着陆机构(包括机翼和着陆装置)质量等。其中对优化结果起主要作用的是发动机质量和推进剂贮箱质量, 因此本文着重对这两部分质量进行详细分析。

发动机系统中, 推力室和涡轮泵组件是核心部分, 这两部分质量占发动机质量的 50% 左右, 甚至更高。所以, 质量模型的建立应围绕推力室和涡轮泵组件这两大部件进行, 全流量补燃循环发动机质量计算形式如下:

$$m_g = nm_i + \sum m_{THA} + \sum m_B + a_1 F + a_2 \tag{3}$$

式中: m_g 为发动机质量; n 为推力室数量; m_i 为推力室质量; m_{THA} 为高压涡轮泵组件质量; m_B 为预压涡轮泵组件质量; F 为单台发动机真空推力; a_1 、 a_2 为修正系数。

建立各部件的质量模型时, 应结合发动机的性能参数和结构尺寸, 同时考虑工艺制造和材料性能等因素。推力室质量 m_i 主要由五部分组成: 燃气导管、喷注器、推力室圆柱段、喷管收敛段和喷管段; 计算公式如下^[11]:

$$m_i = A \left\{ \gamma_c (\bar{S}_z + \bar{S}_s) + \gamma_k \bar{S}_k + \frac{3.962 \cdot 10^6}{(p_c \dot{m} c^*)^{0.25}} + 17.58 (p_c \dot{m} c^*)^{0.125} - \frac{13.3}{A_t} \right\} \tag{4}$$

其中:

$$\begin{aligned} \gamma_c &= 3.03 \frac{p_c 10^{-6}}{\sqrt{d_t}} - 17; \\ \gamma_k &= 5.894 \cdot 10^{-2} \left(\frac{p_c}{\sqrt{\epsilon_p} \cdot d_t} \right)^{0.475} - 23.58; \\ \bar{S}_z &= 3.544 L_{np} \sqrt{\frac{p_c \dot{q}_c}{m}} - \frac{2}{\sqrt{q_c c^*}} + \sqrt{q_c c^*} + 1; \\ \bar{S}_s &= \frac{2}{q_c c^*} + \frac{0.818}{\sqrt{q_c c^*}} - 0.974; \\ \bar{S}_k &= S_0 \left[1 - \left(1.415 - \frac{0.274}{\sqrt{\epsilon_k}} \right) \cdot (1 - \exp(\sqrt[3]{1-z})) \right]; \end{aligned}$$

式中: γ_c 为燃烧室和喷管收敛段的面密度; γ_k 为喷管段的面密度; $\bar{S}_z$ 为推力室圆柱段相对面积; $\bar{S}_s$ 为喷管收敛段相对面积; $\bar{S}_k$ 为喷管段相对面积; A_t 为喷管喉部截面积; $\dot{m}$ 为推力室推进剂质量剂流; L_{np} 为燃烧室特征长度; $\dot{q}_c$ 为燃烧室流量强度, $\dot{q}_c = \dot{m} / (A_c p_c)$; c^* 为特征速度; 其中相对面积定义为该段表面积与喷管喉部截面面积之比。

两套独立的高压涡轮泵组件中, 燃料泵为三级增压, 氧化剂泵为单级增压, 均可用下列公式计算:

$$m_{THA} = 19 + 0.232 \cdot 10^{-3} D \tag{5}$$

$$2.93 \cdot 10^4 \leq D \leq 1.82 \cdot 10^6 \tag{6}$$

$$D = \sum_i \frac{\dot{m}_i}{\omega} \left(\frac{p_{Bki} - p_{Bli}}{\rho_i} \right) \tag{7}$$

式中: $\dot{m}$ 为涡轮泵的各级流量; ω 为涡轮泵的角速度; p_{Bli} 为涡轮泵级出口压力; p_{Bk} 为涡轮泵级入口压力; ρ 为燃料或氧化剂密度; i 为泵的级数。

两套独立的预压涡轮泵组件质量公式如下:

$$m_{E0} = a_3 + a_4 \frac{F n r g_0}{(r + 1) I_{ss} \rho_{nE0}} \tag{8}$$

$$m_{E^*} = a^5 + a^6 \frac{F n g_0}{(r + 1) I_{ss} \rho_{nE^*}} \tag{9}$$

式中: a^3 、 a^4 、 a^5 、 a^6 为修正系数; m_{E^*} 、 m_{E0} 为燃料预压泵、氧化剂预压泵质量; n_{E^*} 、 n_{E0} 为燃料预压泵、氧化剂预压泵转速; r 为推进剂质量混合比; g_0 为地面重力加速度; ρ_0 为氧化剂密度。

推进剂贮箱质量主要包括燃料贮箱质量和氧化剂贮箱质量。虽然推进剂贮箱具有不同的形状和结构, 但无论何种贮箱, 都是一种薄壁容器, 故采用面密度法来表示贮箱的结构质量。

推进剂贮箱采用椭球形箱底, 考虑贮箱结构和形状因素, 假定贮箱未充满系数为 0.02, 则其

计算公式为:

$$V_{1z} = 1.02 V_1 \quad (10)$$

$$L = \frac{4V_{1z}}{\pi D^2} - \frac{D}{2h} - \frac{D}{6h^3} \quad (11)$$

$$m_{1z} = \rho_A A = \rho_A \pi D \left(L + \frac{D}{2h^2} + \frac{D}{2} \right) \quad (12)$$

式中: V_{1z} 为贮箱体积; V_1 为推进剂体积; L 为贮箱圆柱段总长; D 为贮箱圆柱段直径; h 为箱底半径与高度之比; m_{1z} 为贮箱质量; ρ_A 为贮箱面密度, 定义为贮箱单位面积的结构质量; A 为贮箱表面积。

由于篇幅有限, 运载器的其它部分质量在此不一一介绍。

1.3 轨道模型

在整个飞行过程中, 只有上升段主动段弹道消耗推进剂质量最多, 对运载器质量影响最大, 故只考虑上升段主动段弹道, 同时考虑重力和空气阻力的影响, 弹道方程为:

$$m \frac{dv}{dt} = \dot{m}_p I_{sp} - mg \sin \theta - \frac{1}{2} C_x \rho_y v^2 S \quad (13)$$

$$\frac{dy}{dt} = v \sin \theta \quad (14)$$

式中: v 为运载器瞬时飞行速度; m 为运载器瞬时质量; $\dot{m}_p$ 为推进剂瞬时质量流量; g 为 y 高度处的重力加速度; C_x 为气动阻力; ρ_y 为 y 高度处的大气密度; S 为运载器箭体横截面积; θ 为运载器俯仰角。

1.4 设计变量和目标函数

本文给定的运载任务: 运载器起飞重量 600 t, 由 4 台全流量补燃循环发动机并联组成, 单台发动机推力 200 t, 能使有效载荷达到 8 200 m/s 的速度增量。取发动机的 3 个主要性能参数室压 p_c 、混合比 r 和喷管面积比 ϵ_A 为设计变量, 相应的约束条件为 $10 \text{ MPa} \leq p_c \leq 50 \text{ MPa}$ 、 $4.0 \leq r \leq 8.0$ 、 $40 \leq \epsilon_A \leq 80$ 。目标函数为有效载荷最大, 其表达形式如下:

$$m_e = f(p_c, r, \epsilon_A) \quad (15)$$

2 优化方法

性能参数优化是一个多变量寻优过程, 分为直接法和间接法两大类。直接法是直接面向目标函数的计算方法, 间接法是通过计算目标函数的导数的形式进行优化的计算方法。

实际工程中, 由于发动机各参数之间的关系是离散的, 并没有确定的数学表达式, 很难对目标

函数求导, 因此不能采用间接法优化。故本文采用直接法中的枚举法进行多变量优化, 该算法结构简单, 求解稳定, 最大限度地考虑了各种情况, 从而为求出最优解创造了条件, 但运算量大是它的缺点。

为了改善枚举法运算量大的缺点, 本文做了如下改进: 对自变量先进行大范围大步长搜索, 确定最优点的大致范围, 然后再阶段性的逐渐缩小范围、减小步长, 一步步接近最优点, 直到满足精度为止。

发动机性能参数优化流程简图如图 2 所示, 利用上述模型, 进行运载器性能的优化分析。

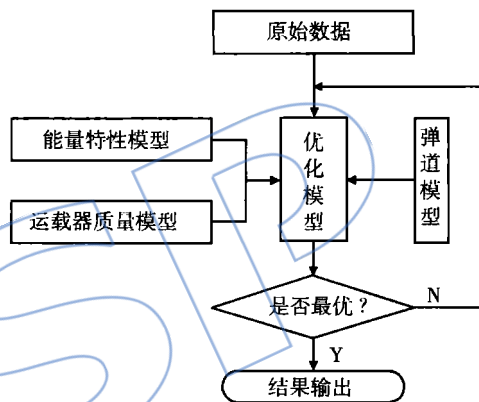


图2 优化流程简图

Fig.2 The flow process diagram of optimization

3 结果与分析

3.1 质量模型的验证

以氢氧高压补燃循环发动机 SSME 为例进行发动机质量模型的验证, 计算结果如表 1 所示。利用上述模型得到的 SSME 质量为 2 901.6 kg, 而 SSME 的实际质量为 3 000 kg, 计算误差为 3.3%, 可见, 该公式具有良好的准确性。

3.2 室压的影响

室压对发动机质量 m_g 、推进剂贮箱质量 m_z 、运载器干质量 m_{gan} 和有效载荷质量 m_e 的影响如图 3 所示。由图中可以看出发动机质量随室压的增加而明显增大, 这是推力室质量减小和涡轮泵装置质量增加共同作用的结果。发动机贮箱质量随室压的增加而减小, 但减小的幅度不大。

运载器干质量随室压的增加先减小后增大, 在 p_c 为 20 MPa 左右时达到最小值, 这是发动机质量增加和推进剂贮箱质量减小共同作用的结

表 1 SSME 质量比较
Table 1 Mass comparison of SSME

SSME	推力室质量	高压氧涡轮泵	高压氢涡轮泵	氧预压涡轮泵	氢预压涡轮泵	发动机总质量
实际值/ kg	992. 08	260. 4	351. 54	90. 3	80. 7	3000
计算值/ kg	975. 89	254. 7	339. 372	93. 6	75. 46	2901. 6

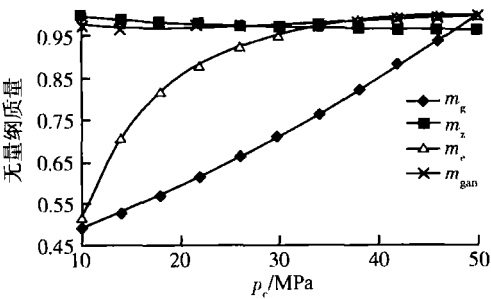


图 3 燃烧室压强对运载器质量的影响
Fig. 3 Effect of chamber pressure on the mass of the STC

果。本文的研究与文献[4]基本相符,但是应该注意,室压对其影响是相当小的。

有效载荷质量随着室压的增加而增大,但当室压超过 35 MPa 时,有效载荷质量增加幅度较小。实际上,发动机的室压不可能取得很高,因为发动机的最大室压还受到涡轮泵功率平衡和发动机冷却等方面的限制,在现有氢氧发动机中,SSME 的室压最大,为 20.5 MPa。

3.3 混合比的影响

混合比对单级入轨运载器性能的影响如图 4 所示。从图中可以看出:随着混合比的增加,发动机质量减小,但减小幅度不大;贮箱质量减小,且减小幅度很大;有效载荷质量先增加后减小,且混合比在 6 左右时达到最大值。

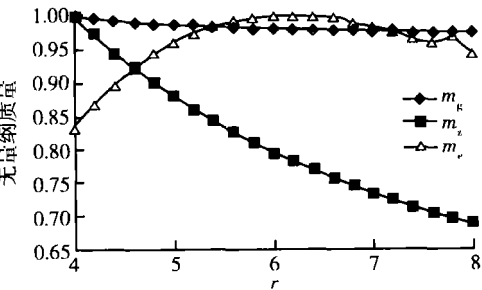


图 4 混合比对运载器质量的影响
Fig. 4 Effect of mixture ratio on the mass of the STC

由热力计算可知,当混合比在 4.6 左右时,发动机比冲达到最大值;但是考虑到贮箱质量时,最佳混合比应为 6 左右。这表明,要想提高单级入轨运载器性能,就必须牺牲推进剂比冲来提高密度比冲。这一结论正是三组元发动机和变混合比发动机提出的理论依据。

3.4 面积比的影响

喷管面积比对单级入轨运载器性能的影响如图 5 所示。从图中可以看出:随着面积比的增加,发动机质量增加,且增加幅度很大;贮箱质量减小,但减小幅度不大;有效载荷质量增加,且增加幅度小于发动机质量的增加幅度,这是贮箱质量减小和发动机质量增加共同作用的结果。但发动机面积比的增加还要受到箭体外径的影响,在运载器箭体外径允许的条件下,应尽量提高面积比。

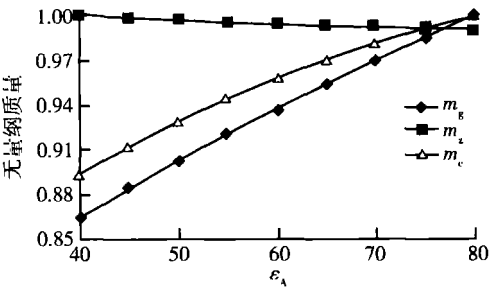


图 5 面积比对运载器质量的影响
Fig. 5 Effect of area ratio on the mass of the STC

4 结 论

在给定的运载任务和优化条件下,以有效载荷最大为目标函数时,燃烧室压强越高越有利,但当室压超过 35 MPa 时,有效载荷质量增加幅度较小,得益不多;混合比在 6~7 之间变化较平缓,最优点在 6 附近取得;喷管面积比受到箭体外径及工艺水平的限制,在二者允许的情况下,尽量取得大些。

在当前所能达到的燃烧室压强 21 MPa 情况下,得到最大有效载荷为 19.2 t,此时对应的混合比为 6, 喷管面积比为 80。

上述研究工作可为新一代氢氧全流量补燃循环发动机的研制提供参考。

参考文献:

[1] Кудрявцев В К и др. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей [М]. Москва «Высшая школа», 1993,

103, 310-370.

[2] Тихонравов М К и др. Основы теории полёта и элементы проектирования искусственных спутников Земли [М]. Машиностроение, 1967, 295.

[3] Ковалёв А А, Новиков В Н, Соловьев Е В. Системы питания и управления ЖРДУ [М]. Машиностроение, 1988.

[4] MANSKI D, GOERTZ C, SABNICK H D, et al. Cycles for earth to orbit propulsion [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 639-644.

