

渐变式三组元发动机实现单级入轨的最优控制*

谭建国, 徐万武, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 通过对推进剂组分进行连续控制, 渐变式三组元发动机能够很好地满足单级入轨对比冲和密度比冲的要求。建立这种新概念发动机实现单级入轨的控制方程, 得到了液氢燃料比和余氧系数的变化规律。结果表明: 渐变式三组元发动机比传统双模式发动机或渐变式氢氧发动机的性能分别高 25% 和 11%。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 三元推进剂; 单级入轨; 推进剂控制

中图分类号: V434 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2003) 06-0488-04

Optimal control analysis on gradual tripropellant engine for SSTO

TAN Jian-guo, XU Wan-wu, WANG Zhen-guo

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Gradual engine can meet the needs of specific impulse and density specific impulse of single stage to orbit (SSTO) because the propulsion combination was changed gradually. The control equations of gradual tripropellant engine for SSTO were established. The variation law was attained for excess oxygen coefficient and hydrogen-fuel ratio by solving the equations. Results show that performance of gradual tripropellant engine was 25% higher than that of traditional tripropellant engine and 11% higher than that of gradual LOX/LH₂ engine.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Tripropellant; Single stage to orbit; Propellant control

1 引 言

三组元发动机在低空具有高密度比冲, 在高空具有高比冲, 满足单级入轨的需要^[1,2], 美俄成功改制了两种三组元发动机^[3]: RD-0120TP 和 RD-704。传统三组元发动机工作于两种模式^[4], 其间有转工况过程。如果工况连续变化, 发动机性能将更高。渐变式发动机与连续变混合比氢氧发动机类似。但后者为了调节密度比冲, 推进剂要工作于远离化学当量比情况下, 造成了能量损失。而前者则可以在化学当量比附近, 通过改变燃料中的液氢含量达到改变密度比冲的目的。Colasurdo^[4]对双燃料发动机实现单级入轨应用了最优控制方法, 但没有考虑重力的影响, 推进剂组成的变化不是连续的。本文建立了渐变式三组元发动机实现单级入轨的基本方程, 更详细和精确的模型以及实现方法还有待进一步研究。

2 状态方程

2.1 控制变量

本文研究推进剂组成对实现单级入轨的影响, 所以, 室压、喷管膨胀比等参数作为定值或者推进剂组成的函数。推进剂组成包含混合比 r 和液氢燃料比 α 。在两组元发动机中, 混合比和余氧系数是一一对应的。但在三组元中, 混合比则和液氢燃料比有关。所以选择余氧系数 δ 作为独立变量, 对液氢/液氧/煤油三组元推进剂, 由热力计算可得三者关系为:

$$r = r_{\text{crit}} \delta = (4.512\alpha + 3.422) \delta \quad (1)$$

$$0 \leq \alpha \leq 1; \quad 0.5 \leq \delta \leq 1.2$$

2.2 控制方程

考虑到 $r = \dot{m}_{\text{O}}/(\dot{m}_{\text{H}} + \dot{m}_{\text{RP}})$, $\alpha = \dot{m}_{\text{H}}/(\dot{m}_{\text{H}} + \dot{m}_{\text{RP}})$, $\dot{m}_{\text{p}} = \dot{m}_{\text{O}} + \dot{m}_{\text{H}} + \dot{m}_{\text{RP}}$ 及式(1), 可得:

$$\frac{dm_{\text{H}}}{dt} = \dot{m}_{\text{H}} = \frac{\alpha}{1 + (4.512\alpha + 3.422) \delta} \dot{m}_{\text{p}} \quad (2)$$

* 收稿日期: 2002-12-08; 修订日期: 2003-02-24。基金项目: 国家“八六三”基金项目资助 (863-2-3-4-8)。

作者简介: 谭建国 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为三组元液体火箭发动机系统分析。E-mail: tanjg@mail@sohu.com

$$\frac{dm_{RP}}{dt} = \dot{m}_{RP} = \frac{1-\alpha}{1+(4.512\alpha+3.422)\delta} \dot{m}_{\text{TP}} \quad (3)$$

$$\frac{dm_O}{dt} = \dot{m}_O = \dot{m}_{\text{TP}} - \dot{m}_H - \dot{m}_{RP} \quad (4)$$

其中 $\dot{m}_{\text{TP}}$ 是总的推进剂流率, m_H 是消耗的氢质量, m_O 是消耗的氧质量, m_{RP} 是消耗的煤油质量。上述方程中, 式(4) 只是一个代数方程, 所以, 只有 m_H 和 m_{RP} 为状态变量。

忽略空气阻力, 单级入轨运载器的弹道方程可为

$$M(dV/dt) = \dot{m}_{\text{TP}} I_{sp} - Mg \sin(\theta) \quad (5)$$

其中 V 是速度, M 为运载器的当地质量, g 是重力加速度($g=9.81$), θ 为预先设定好的攻角。

假定无量纲变量 λ 是消耗的推进剂质量与起飞质量 M_0 之比, $\lambda = \int_0^t \dot{m}_{\text{TP}} dt / M_0$, 则可得到如下方程:

$$dt = M_0 / \dot{m}_{\text{TP}} d\lambda \quad (6)$$

$$M = (1-\lambda)M_0 \quad (7)$$

对状态变量无量纲化 $x_1 = m_H / M_0$, $x_2 = m_{RP} / M_0$, $x_3 = V / V_{\text{ref}} = V / 7910$, u_1 代替 α , u_2 代替 δ , 则式(2), (3), (5) 变为:

$$\frac{dx_1}{d\lambda} = \frac{u_1}{1+(4.512u_1+3.422)u_2} \quad (8)$$

$$\frac{dx_2}{d\lambda} = \frac{1-u_1}{1+(4.512u_1+3.422)u_2} \quad (9)$$

$$\frac{dx_3}{d\lambda} = \frac{1}{1-\lambda} \frac{I_{sp}}{V_{\text{ref}}} - \frac{M_0 g}{\dot{m}_{\text{TP}} V_{\text{ref}}} \quad (10)$$

这就是渐变式三组元发动机实现单级入轨的控制方程。边界条件为: $\lambda=0$ 时, $x_1=x_2=x_3=0$; $\lambda=\lambda_f$ 时, $x_3=1=x_{3f}$ 。该终点相对速度 x_{3f} 适当选取, 以研究不同的飞行任务。

2.3 发动机性能

发动机最重要的性能参数是比冲和发动机重量。式(10)中, 比冲与很多因素有关, 本文只考虑了与推进剂组成的关系。比冲随液氢燃料比和余氧系数的变化曲线如图1所示, 该曲线可以用多项式拟合为:

$$f_1 = I_{sp} / V_{\text{ref}} = 0.0816(-u_1^2 + 2.24u_1 + 4.88) \cdot (\xi^3 - 3.27\xi^2 + 3.35\xi - 0.0296) \quad (11)$$

其中, $\xi = u_2 - (u_1 - 0.5)/3$ 。

2.4 喉部压比

喉部压比与推进剂组成几乎无关, 定义为:

$$TPR = p_c / (M_{\text{engine}} g / A_t) \quad (12)$$

式中 $M_{\text{engine}} g / A_t$ 为发动机重量作用于喉部的虚压力, 反映了发动机质量和流率之间的关系, 喉部压比

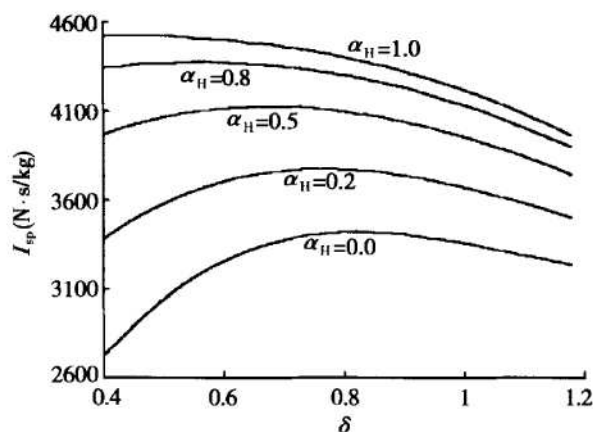


Fig. 1 Specific impulse vs. excess oxygen coefficient

同时考虑了流率和室压, 与推重比一样反映了发动机的设计水平。表1是一些高水平发动机的 TPR 。Num 是推进系统中的发动机数, Fuel 是燃料名。

Table 1 TPR of different engines

Name	Num	Fuel	p_c / MPa	A_t / m^2	M_0 / kg	TPR
RD-120	1	RP	16.3	0.0172	1220	23.4
HM-7	1	LH	3.01	0.0107	149	22.0
LE-7	1	LH	13.2	0.0424	1560	36.6
RD-170	4	RP	25.3	0.1681	9755	44.4
SSME	3	LH	21.3	0.0827	3800	47.3
F-1	5	RP	7.62	0.5780	9080	49.4

从表中看出: 喉部压比不随发动机显著变化, 当发动机数目相同时变化很小, 喉部压比也不随推进剂组成变化。本文假设三组元发动机的 $TPR=50$ 。

考虑到喉部的临界条件 $\dot{m}_{\text{TP}} = \frac{\Gamma p_c A_t}{\sqrt{RT_c}}$, 则式(10)

的第二项可以表示为:

$$f_2 = \frac{M_0 g}{\dot{m}_{\text{TP}} V_{\text{ref}}} = \frac{M_0}{M_{\text{engine}}} \cdot \frac{M_{\text{engine}} g / A_t}{p_c} \cdot \frac{1}{(\Gamma / \sqrt{RT_c}) V_{\text{ref}}} \quad (13)$$

其中 $\Gamma / \sqrt{RT_c}$ 由室压和推进剂组成决定, 与比冲一样, 也可以用多项式拟合。拟合公式为:

$$\frac{\Gamma}{\sqrt{RT_c}} = 8.384 \times 10^{-5} (-u_1^3 + 2.4576u_1^2 - 2.4050u_1 + 4.1043) \cdot (-\xi^3 + 2.743\xi^2 - 2.0236\xi + 2.0105) \quad (14)$$

其中 $\xi = u_2 - (u_1 - 0.5)/3$ 。考虑到喉部压比的定义, 且设 $M_{\text{engine}} / M_0 = 0.02$, 式(13)可以表示为 u_1 和 u_2 的函数。将式(11)和(13)代入到式(10)中, 则由 u_1 和 u_2 控制的状态方程变为

$$\frac{dx_3}{d\lambda} = \frac{1}{1-\lambda} (f_1 - f_2) \quad (15)$$

2.5 目标函数

对可重复使用运载器,结构的制造费用相当昂贵,但由于多次重复使用分担了费用,推进剂的费用却由于一次性使用变得昂贵起来。所以,采用起飞质量,而不是干质量作为目标函数更为合理。

起飞质量包括两部分:与推进剂相关部分和无关部分。前者包括推进剂本身和推进剂贮箱,后者包括载荷、发动机、翼等。于是

$$M_0 = M_{\text{load}} + M_{\text{engine}} + M_{\text{cons}} + M_{\text{H}} + M_{\text{O}} + M_{\text{RP}} + M_{\text{tank, H}} + M_{\text{tank, O}} + M_{\text{tank, RP}} \quad (16)$$

以起飞质量 M_0 为基,将上述方程无量纲化,

$$\bar{M}_{\text{load}} = 1 - \bar{M}_{\text{engine}} - \bar{M}_{\text{cons}} - \bar{M}_{\text{H}} - \bar{M}_{\text{O}} - \bar{M}_{\text{RP}} - \bar{M}_{\text{tank, H}} - \bar{M}_{\text{tank, O}} - \bar{M}_{\text{tank, RP}} \quad (17)$$

根据运载器质量分析,令 $\bar{M}_{\text{engine}} = 0.02$, $\bar{M}_{\text{cons}} = 0.02$ 。贮箱质量与推进剂体积从而是推进剂质量相关, $M_{\text{tank}} = V\varepsilon = M\varepsilon/\rho$, 其中 M 是推进剂质量, ρ 是推进剂密度, ε 是贮箱容积密度,显然,推进剂质量即是飞行终点 f 时消耗的推进剂量,则可得贮箱质量与推进剂质量的关系式为: $\bar{M}_{\text{tank, H}} = 0.130x_{1f}$, $\bar{M}_{\text{tank, RP}} = 0.0105x_{2f}$, $\bar{M}_{\text{tank, O}} = 0.00886(\lambda_f - x_{1f} - x_{2f})$ 。

于是目标函数从最小起飞质量变为了最大有效载荷系数 $\bar{M}_{\text{load}}$, 为

$$J_{\text{max}} = 0.96 - 1.00886\lambda_f - 0.1211x_{1f} - 0.00164x_{2f} \quad (18)$$

3 结果和讨论

本文不讨论对最优控制方程(8), (9), (15) 和 (17) 的求解方法,只给出结果。图2是余氧系数 δ 和液氢燃料比 α 随推进剂消耗量 λ 的最优变化规律。不同液氢燃料比下对应最大比冲的余氧系数 ($\delta_{\text{Max } I_{\text{sp}}}$) 也在图中给出。可以得到以下结论:

首先,用于单级入轨的最佳余氧系数总是比产生最大比冲的余氧系数大,这可以在某种程度上增加推进剂的密度比冲。但二者的差别并不大,这使得推进剂的能量没有受到严重损失,而变混合比氢氧发动机的最佳余氧系数严重偏离最大比冲余氧系数,使得推进剂能量损失严重。

其次,随飞行高度增加(总推进剂消耗量增加),液氢燃料比从0增加到0.96,使得密度比冲下降而比冲增加,与单级入轨的要求相适应。这正是研究三组元发动机的原因,传统的三组元发动机中,液氢燃料比只存在两种状态,而不像本发动机这样连续变化。

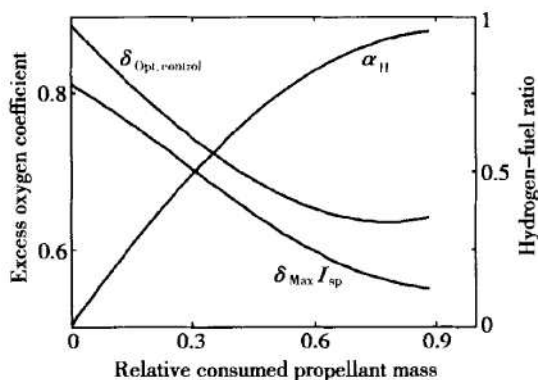


Fig. 2 Optimal variation of excess oxygen coefficient and hydrogen-fuel ratio

图3给出了渐变式氢氧发动机、渐变式三组元发动机、传统两工况三组元发动机的性能。首先,渐变式三组元发动机的性能比其它两种都高,显然,也比传统氢氧发动机性能高^[5]。当终点相对速度 $x_{3f} = 1.0$ 时,传统三组元发动机的 $\bar{M}_{\text{load}} = 0.0309$,渐变式氢氧发动机的 $\bar{M}_{\text{load}} = 0.0352$,而渐变式三组元发动机的 $\bar{M}_{\text{load}} = 0.039$,后者比前者提高了11%,比传统三组元发动机性能提高了25%。与氧反应时,在相同条件下,煤油的密度比冲比氢大,而比冲比氢小,最佳的推进剂组合都应当是密度比冲和比冲的合理折衷。任何对这种折衷的限制都将降低发动机性能。不幸的是:氢氧发动机和传统三组元发动机概念都在一定程度上限制了最佳组合。

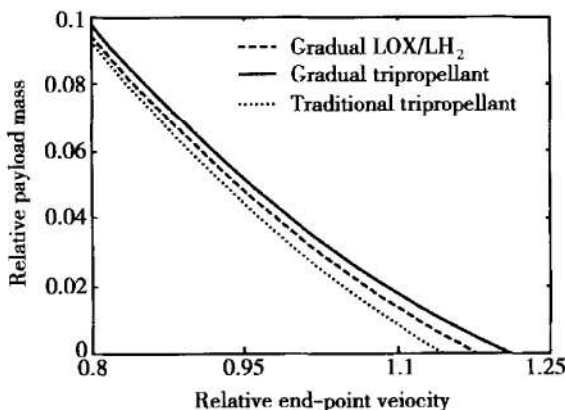


Fig. 3 Payload mass vs. end-point velocity

其次,所有这些先进发动机用于单级入轨时,都只适合低地轨道(LEO)。对传统三组元发动机,可以达到的终点最大相对速度为1.145;渐变式氢氧发动机能达到1.178;渐变式三组元发动机能达到的终点最大相对速度为1.211。也就是说,这些发动机不能完成高于该速度限制的任务。(下转第504页)

5 结 论

(1) 建立了脉冲爆震发动机结构参数设计方法, 并根据该方法对不同推力水平的发动机进行了设计。

(2) 在发动机设计过程中, 存在发动机工作域度问题, 当设计点靠近频率限制面时, 推力增大的域度变小, 反之增大。

(3) 利用积分法确定了 K 值, 发现经验常数随爆震频率的增大呈指数关系减小, 并拟合建立了经验常数随爆震频率变化的关系曲线。

(4) 推力壁上压力的作用时间随爆震频率的增大呈指数关系减小。

(5) 爆震频率极限随发动机长度呈指数关系减小, 建立了爆震频率极限随发动机长度变化的关系曲线。

参考文献:

- [1] Eidelman S, Grossmann W. Pulsed detonation engine: experimental and theoretical review[C]. *AIAA* 92-3168.
- [2] Stuessy W S, Wilson D R. Experimental investigation of an annular multi-cycle pulsed detonation wave engine[C]. *36th*

Aerospace Sciences Meeting, Reno, 1997.

- [3] Bratkovich T E, Amio M, Williams J T, et al. An introduction to pulse detonation rocket engines[C]. *AIAA* 97-2742.
- [4] Brophy C M, Netzer D W, Forster D. Detonation studies of JP-10 with oxygen and air for pulse detonation engine development[C]. *AIAA* 98-4003.
- [5] Chao T, Wintenberger E, Shepherd J E. On the design of pulse detonation engines[R]. *GALCIT Report FM00-7, Graduate Aeronautical laboratories, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91125, 2001.*
- [6] 张 群, 严传俊, 范 玮, 等. 直径对脉冲爆震发动机性能的影响[J]. *工程热物理学报*, 2002, 23(2).
- [7] 张 群, 严传俊, 范 玮, 等. 填充系数对脉冲爆震发动机压力波影响的实验研究[J]. *燃烧科学与技术*, 2002, 8(5).
- [8] 严传俊, 范 玮, 黄希桥, 等. 新概念脉冲爆震发动机的探索性研究[J]. *自然科学进展*, 2002, 12(10).
- [9] Zitoun R, Desbordes D. Propulsive performances of pulsed detonations[J]. *Combust. Sci. and tech.* 1999, 144: 93~ 114.

(编辑: 朱立影)

(上接第 490 页)

今后将通过弹道优化进一步提高性能, 还应当考虑气动阻力, 考虑更细节的运载器质量模型和发动机性能计算模型。但下一步研究中, 首要的问题是如何实现推进剂组成的连续变化。

4 结 论

建立了渐变式三组元发动机实现单级入轨的控制方程, 得到了液氢燃料比和余氧系数的变化规律。结果表明渐变式三组元发动机的性能比传统三组元发动机和渐变式氢氧发动机的性能都高。

如果能实现推进剂组成的连续变化, 则渐变式三组元发动机将非常有前途。

参考文献:

- [1] Martin J A. Effect of tripropellant engine on earth to orbit vehicles[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1985, 22(6).
- [2] Goracke D B, Levack D J H. Tripropellant drive cycle consideration for SSTO application[R]. *AIAA-95-2950.*
- [3] Manski D. Cycles for earth to orbit propulsion[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5).
- [4] Colasurdo G, Pastrone D, Casalino L. Optimal performance of a dual-fuel single stage rocket[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(5).
- [5] Huang W D, Wang K C, Chen Q Z. Effects of rocket engine on single stage to orbit[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1997, 35(2).

(编辑: 朱立影)