

变混合比及三组元发动机用于单级入轨^{*}

黄奕勇 张育林

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 研究了氢氧变混合比以及三组元发动机在单级入轨飞行器上的应用, 包括了普通固定膨胀比发动机和塞式发动机。依据最优弹道计算, 分别讨论了燃料混合比控制方案以及组元分配方案。分析了燃料混合比连续可变时的飞行器性能, 克服了以往分析中只设定两种混合比及分析过于理想化的问题。

主题词: 单级入轨, 氢氧发动机, 推进剂混合比, 三元推进剂

分类号: V430

VARIABLE MIXTURE-RATIO AND TRIPROPELLANT ROCKET FOR SSTO

Huang Yiyong Zhang Yulin

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: The variable mixture-ratio hydrogen-fuel rocket and tripropellant engine for SSTO were discussed. The ordinary and aeropike engines were discussed too. In previous works, some were made too many simplification and some were only analysed dual-mixture-ratio rocket, so they couldn't reflect the influence made by variable mixture-ratio rocket really. We discuss the optimal mixture-ratio process during ascent based on trajectory optimization. The percents of propellant when using tripropellant engine were also discussed. The simplification made in analysis is reasonable.

Subject terms: Single-stage-to-orbit, Hydrogen oxygen engine, Propellant mixture ratio, Tripropellant

1 引 言

在单级入轨飞行器的推进系统研究中, 较多的集中在变混合比发动机、三组元发动机、双膨胀发动机、气动塞式喷管以及其他先进喷管和其他性能优越的推进剂方面。对应采用何种推进系统则有不同的认识^[1~6], 但均认为变混合比的氢氧发动机和三组元发动机较为优越。文献 [7] 将氢氧发动机的混合比取两个值: 一个用于地面、一个用于高空。文献 [8, 9] 虽然将混合比设定为连续可变的并利用极大值进行了分析, 但考虑过于理想化, 忽略了重力和气动力。

本文研究了氢氧发动机 (包括普通发动机和气动塞式发动机) 的连续可变混合比控制问

^{*} 收稿日期: 1997-12-12, 修回日期: 1998-04-09

题。对于三组元发动机,则分析了各组元的比例。研究中充分考虑了发动机性能随混合比变化的情况,在弹道计算中采用点质量模型,对弹道进行了优化,使分析得到的数据更加具有可比性。

2 理论分析

2.1 性能分析方法

要分析变混合比发动机在单级入轨飞行器上的性能,需要建立质量与发动机性能分析模块、弹道与混合比过程优化计算模块以及气动力计算模块。逻辑过程见图 1。

进行过程优化的方法有直接法和间接法两种。由于实际弹道的强非线性,由极大值原理求解的间接法,产生的两点边值问题是困难的。近来的实践认为配点法计算稳定,是一种有效的求解最优控制问题的直接方法。本文中采用高阶配点法进行最优控制的计算^[10]。

混合比优化和弹道优化都是过程优化,可合并为一个优化模块。但在实际计算中可能出现大量的局部极值。本文仍采用分别优化,构成分层次优化,使局部极值大为减少。气动力的计算采用航天飞机的气动参数。

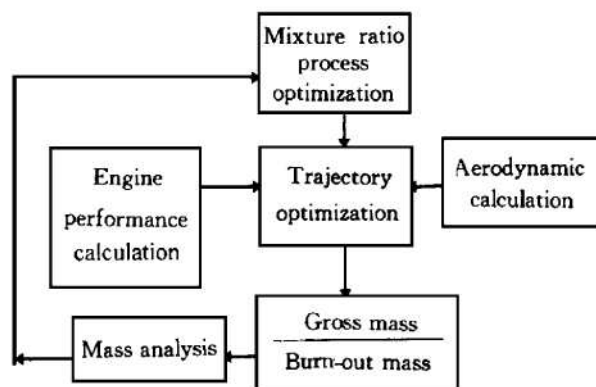


Fig. 1 Analysis process

2.2 计算中对发动机性能的假设

发动机采用氢氧推进剂,喷管采用固定膨胀比。比冲、秒流量和推力随混合比变化的关系都依据热力计算得到,其中比冲的确定是利用比冲效率对为热力计算得到的理论比冲加以修正。假设发动机的喉部是可变的,最大喉部对应于起始推重比。随着飞行器质量的减少,加速度增大,当径向加速度超过 $3g$ 时认为喉部面积可以连续变化,使径向加速度始终保持在 $3g$ 。这个假设对总体性能并没有大的影响。

2.3 质量方程

液氢、液氧的储箱质量根据储箱的体积计算。发动机的推重比为 70。其余的结构质量参照文献 [11]。本文还将宇航员的座舱质量作为有效载荷的一部分。

2.4 优化目标函数的选取

单级入轨飞行器的性能参数一般认为和飞行器的干质量密切相关,将飞行器干质量作为目标函数是合适的。文献 [8, 9] 中首先设定有效载荷的质量,然后求飞行器的干质量,这样做的优点是可以进行直观的比较。但因在求飞行器的总质量时需要反复迭代,从而增加大量的计算。为了避免上述问题,采用固定飞行器起飞质量,求最小的飞行器干质量与有效载荷的比值,作为优化的目标函数(文献 [7] 也采用此目标函数),事实上这两种目标函数得到的结论是一致的。

3 计算及结构分析

3.1 两组元发动机

3.1.1 固定膨胀比氢氧发动机

在计算中取下列参数,起始推重比为 1.35,燃烧室压力 20MPa,液氢/液氧推进剂的比冲效率为 97.5%,煤油/液氧推进剂的比冲效率为 94.5%。发动机推重比为 70。最终轨道定为 100km 的圆轨道。为了比较,同时计算了普通发动机(混合比保持不变)的飞行器性能参数。计算发现固定混合比氢氧发动机的最优混合比为 7.2。对应的飞行器干质量与有效载荷比值(目标函数)为 2.16。

图 2 为飞行器采用两工况发动机时的性能曲线。发动机在两种混合比下工作,即首先使用的混合比应使燃料具有大密度的特点,而在高空使用的是具有较大比冲的混合比。计算表明最优的混合比组合为 7.6 和 6.4,最优组合所对应目标函数为 2.1222,比使用固定混合比下降了 1.79%。

文献 [9] 对无阻力、无重力情况下的燃料使用时机进行了理论分析。认为混合比的最优变化过程实际上是连续的,即两工况发动机是对最优控制过程的一种近似。为了有效分析变混合比发动机所具有潜力,计算了混合比连续可变情况下的最优控制问题。图 3 为计算结果,图中的时间为无量纲值,乘以 806.3s 后得到真实时间。整个混合比变化过程为:燃料密度由高向低变化,发动机的比冲由低向高变化。最优过程的起始混合比为 7.8616,在混合比 7.52 左右处曲线平坦,随后又开始迅速下降;在上升轨道接近结束时,混合比的变化再次变缓,最后达到混合比的最小值 6.18。

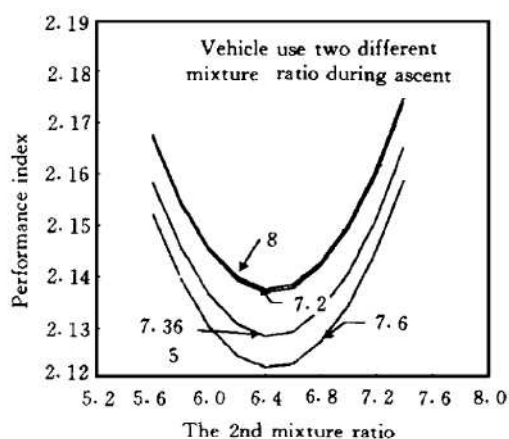


Fig. 2 M. R vs performance using two M. R

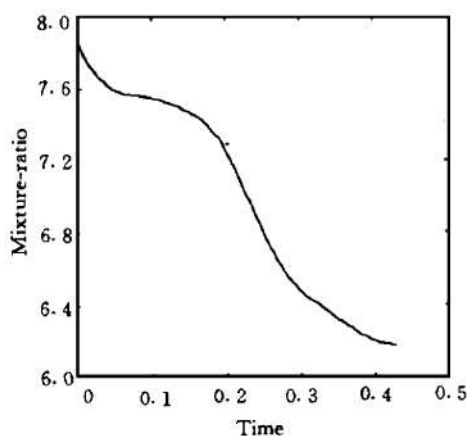


Fig. 3 Opt. control process of fixed M. R engine

最优控制过程所对应的目标函数值为 2.10,比两工况情况下降了 1%,比固定混合比的情况下降了 2.77%。

3.1.2 气动塞式氢氧发动机

气动塞式氢氧发动机的设计膨胀比为 100,飞行器起始推重比为 1.35,发动机推重比为 70,比冲效率为 0.95,燃烧室压力 20MPa。最终轨道定为 100km 的圆轨道。

固定混合比时塞式发动机的性能曲线如图 4 所示。混合比为 7.2 时具有最佳性能指标为 1.7352。与普通喷管固定混合比相比,气动塞式发动机的性能提高了 19.7%。可见气动塞式发动机有很大的优越性,主要体现在低空具有高度补偿性能,可以提高比冲。

两工况气动式发动机的性能曲线如图 5 所示。图中的数字为首先使用的混合比。最佳组合为 8 和 7.2,对应于质量与载荷比为 1.7294,比使用固定混合比提高性能 0.3%。

塞式发动机的混合比连续最优控制过程与图 3 相似,对应性能指标为 1.72255,比两工况

提高 0.396%，比固定混合比提高 0.7%。

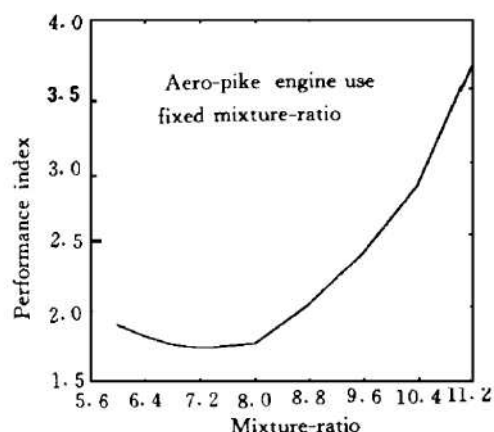


Fig. 4 Aero-pike engine perf. using fixed M. R

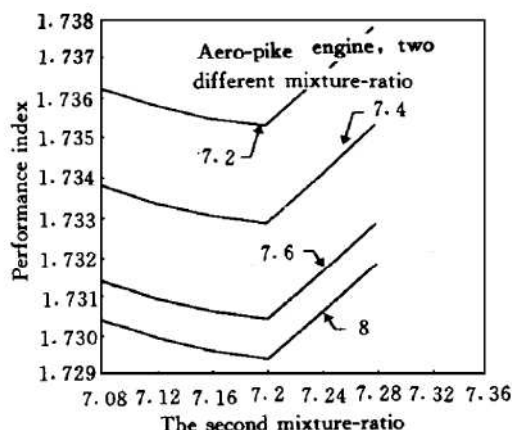


Fig. 5 Perf. of aero pike engine using two M. R

3.2 三组元发动机（液氧、煤油、液氢）

三组元固定混合比与可变混合比发动机用于 SSTO 时的性能曲线如图 6 所示。最佳性能指标为 2.0164。所对应的最优组合为煤油/液氧混合比为 2.988，液氢/液氧混合比为 6.96，液氧煤油发动机的工作时间占总工作时间的 12%。从图 7 中可见最佳飞行器干质量与有效载荷比值为 2.0022。最优工作给出如下：飞行器起飞时使用混合比为 3.056 的液氧煤油燃料，工作时间占总时间的 13%。在余下的时间内使用氢氧燃料，首先使用的燃料混合比为 7.28，接着为 6.32，二者的工作时间相同（工作时间相同是计算时的假设，其量均为优化值）。

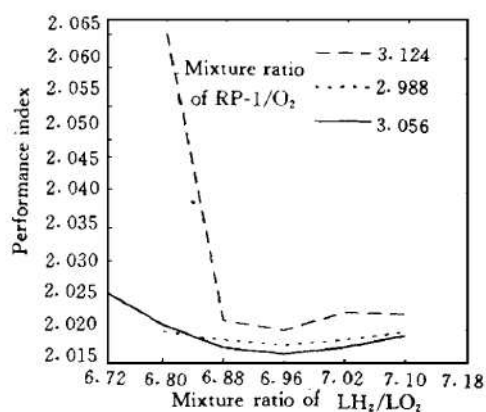


Fig. 6 Fixed M. R tripropellant engine perf.

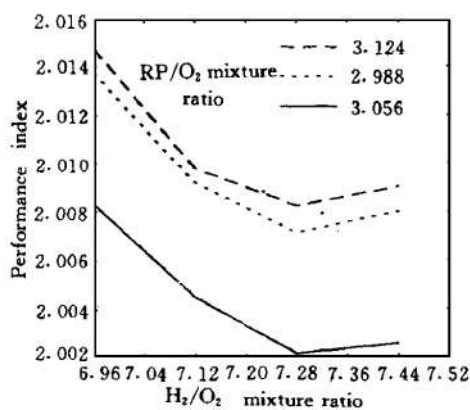


Fig. 7 Variable M. R ratio triprop. engine perf.

由上述计算可以看出，三组元变混合比发动机、三组元固定混合比发动机、氢氧变混合比发动机的性能分别为 2.0022，2.0164，2.122，最佳方案是三组元变混合比发动机。它比其他两种方案分别提高性能 0.71% 和 5.98%。如果考虑返回时的燃料，那么上述类型的性能差异将进一步扩大。

4 结 论

(1) 单级入轨通过采用变混合比氢氧发动机可以使飞行器的性能提高 2.77%。两工况氢氧发动机比固定混合比氢氧发动机性能提高 1.79%。对于气动塞式发动机上面的两个数据分别为 0.3% 和 0.7%。

(2) 单级入轨飞行器采用气动塞式发动机比固定发动机性能可提高 19.7%。

(3) 单级入轨飞行器采用三组元变混合比发动机比三组元固定混合比发动机及两组元变混合比发动机有更好的性能。三组元发动机的燃料选择对飞行器的性能会有很大的影响, 这种影响将大于采用变混合比发动机所能带来的收益。

(4) 单纯的变混合比发动机的性能比最简单的三组元固定混合比发动机都远为逊色。

参 考 文 献

- 1 James A M. Effects of tripropellant engine on earth-to-orbit vehicles. JOURNAL OF SPACECRAFT, 1985, 22 (6)
- 2 Beichel R. The dual-expander rocket engine——key to economical space transportation. astronautic & aeronautics. 1977. 11
- 3 Douglas O S. Propulsion system optimization for advanced manned launch system vehicles. Journal of Spacecraft, 1989, 27 (3)
- 4 James A M. History of propulsion for single-stage-to-orbit and mutiple-stage vehicles. Journal of Spacecraft, 1995, 11 (1)
- 5 Detlef Manski. Evaluation of innovation rocket engines for single-stage earth to orbit vehicles. Journal of Propulsion, 1991, 7 (6)
- 6 Goracke David. Tripropellant engine option comparison for SSTO. AIAA 95-3609
- 7 Lorenzo Cusolino. Optimization of a dual-mixture-ratio hydrogen-fuel rocket. Journal of spacecraft and Rockets, 1997, 34 (4)
- 8 James A M. Variable-mixture-ratio and other rocket engines for advanced shuttles. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7 (4)
- 9 Colasurdo G. Mixture-ratio control to improve hydrogen-fuel rocket performance. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34 (2)
- 10 Herman Albert. Direct optimization using collocation based on high-order gauss-lobatto quadrature rules. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1996.
- 11 祁 锋. 火箭型单级入轨的初步分析. 推进技术, 1996, 17 (4)