

文章编号: 1000-8055(2010)09-2111-06

基于液体火箭发动机的亚轨道 飞行器性能参数分析

凌桂龙, 张建伟

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对一种环保推进剂组合, 建立了亚轨道飞行器设计仿真模型、质量模型和弹道模型, 以燃烧室压强、余氧系数及喷管出口截面压强为分析变量, 对亚轨道飞行器的性能进行了分析. 所得结论表明: 在给定飞行任务下, 为提高亚轨道飞行器性能, 燃烧室压强越高越有利; 最佳余氧系数在 0.99 处取得; 喷管面积扩张比受到箭体外径及工艺水平等限制, 在条件允许的情况下, 尽量取大. 研究结果为其他同类亚轨道飞行器的系统方案研究提供参考.

关 键 词: 液体火箭发动机; 亚轨道飞行器; 环保推进剂; 燃烧室压强; 余氧系数; 喷管出口压强
中图分类号: V435.3 **文献标识码:** A

Analysis of the parameter of repetitious air launch adjacent space aircraft based on liquid rocket engine

LING Gui-long, ZHANG Jian-wei

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: For a environment propellant group, the simulation model, mass model and orbit model of adjacent space aircraft were established. By setting combustion chamber pressure, ample oxygen coefficient and nozzle exit pressure as variables, the performance of adjacent space aircraft was analyzed. The results show that it will be better with higher combustion chamber pressure under specific task for improving adjacent space aircraft performance. The best ample oxygen coefficient can be achieved at 0.99. If permitted, the nozzle area expansion ratio deployed should be as big as possible, since it is limited by rocket outer diameter and technology level, etc. The correlation study could provide a guidance for the system project study of other similar adjacent space aircrafts.

Key words: liquid rocket engine; adjacent space aircraft; blue propellant;
combustion chamber pressure; ample oxygen coefficient;
nozzle exit pressure

亚轨道飞行器是一种能迅速穿越大气层, 往返于地球和外层空间, 并能在空间长期驻留、机动、可重复使用的航天作战与航天运输两用飞行器. 亚轨道飞行器工作高度一般在 20~100 km 左右, 由于目前世界上绝大多数作战飞机和地空导

弹都无法到达这一高度, 这给亚轨道飞行器提供了相对安全的工作环境^[1]. 开展亚轨道飞行器的研究具有广阔的应用前景和巨大的军事价值. 根据文献[2]的报道, 大部分亚轨道飞行器均采用火箭发动机发射或利用大型气球运载. 本文以液体

收稿日期: 2009-07-30; 修订日期: 2010-05-04

作者简介: 凌桂龙(1981-), 男, 黑龙江绥芬河人, 助理实验师, 硕士, 主要从事液体火箭发动机系统优化研究.

火箭发动机组合方式为基础,对用于空中发射的亚轨道飞行器的性能参数进行分析。

1 数学模型

泵压式液体火箭发动机性能参数分析的数学模型主要包括发动机性能计算模型、发动机系统参数计算模型、发动机质量计算模型、飞行器质量计算模型、弹道计算模型和优化方法选择模型等。本文把这些计算模型融入到以下几方面进行相应的建模。

1.1 发动机系统仿真流程

泵压式发动机系统仿真是建立在系统参数平衡基础上的^[3],以泵压式液体火箭发动机为例,仿真过程如图1所示。

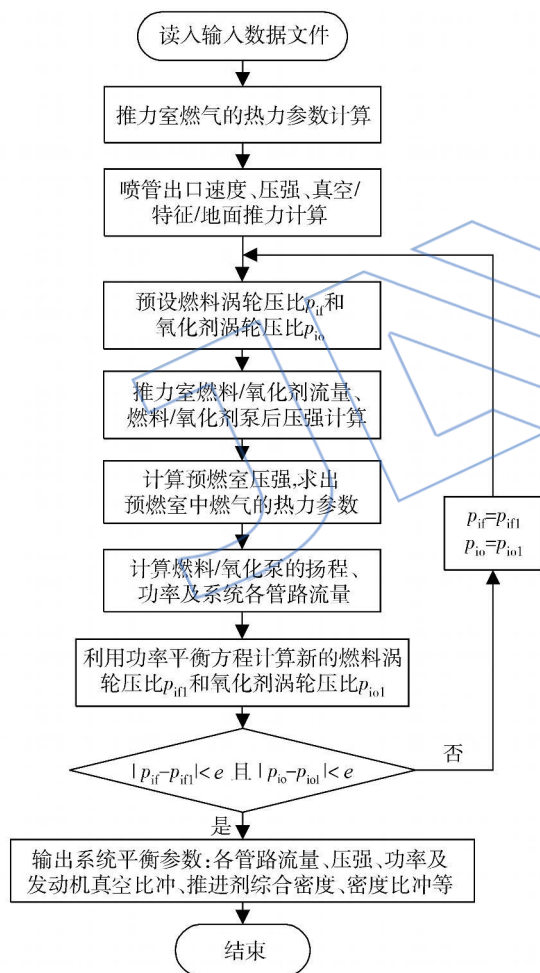


图1 系统设计仿真流程图

Fig. 1 System design simulation flow chart

输入数据文件主要包括燃烧室压强、余氧系数、喷管出口截面压强、预燃室混合比、燃料/氧化剂泵前压强、燃料/氧化剂泵转速等。

1.2 飞行器质量计算

质量模型是系统优化的核心,其建立的优劣直接影响优化精度,本文主要围绕亚轨道飞行器建立质量模型。亚轨道飞行器质量主要包括有效载荷质量、飞行器干质量和推进剂质量。飞行器干质量又包括发动机质量、贮箱质量、飞行器控制系统质量等。对优化结果起主要作用的是发动机质量和贮箱质量。其中,发动机质量模型的建立是根据泵压式液体火箭发动机的实际特点,考虑了发动机性能参数、结构尺寸及工艺制造等影响因素,利用理论推导、统计学及面密度等方法得到的。飞行器质量模型的具体建立过程参考文献[3-5]。

1.3 弹道计算^[6-8]

为了便于分析,对亚轨道飞行器的飞行环境作如下假设:

- 1) 大气为标准大气,通过拟合得到不同高度的温度、压力、密度等大气参数;
- 2) 重力加速度大小随高度变化;
- 3) 控制系统是理想的,不存在推力偏心问题,不考虑侧向干扰、飞行器滚转,整个过程完全按程序飞行;
- 4) 发动机推力能瞬时进入额定状态。

对于空中发射的亚轨道飞行器来说,在主动段飞行阶段,采用给定俯仰角的飞行方案,图2所示的主动段上升段弹道可以看成是俯仰角等速递增的转弯段。亚轨道飞行器的整个飞行过程中受到重力加速度 g 、空气阻力加速度 a_x 和推力加速度 a_p 的作用。

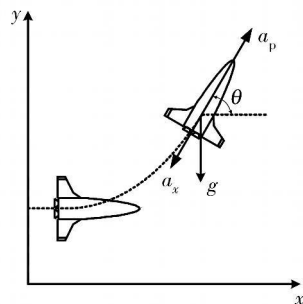


图2 亚轨道飞行器主动段飞行轨道示意图

Fig. 2 Adjacent space aircraft boost phase flight trajectory schematic diagram

根据上述条件,在平面自然坐标系中建立亚轨道飞行器的主动段弹道方程

$$\frac{dy}{dt} = u \sin \theta$$

$$\begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= u \cos \theta \\ \frac{du}{dt} &= \frac{\dot{m}_p I_{sp}}{m} - g \sin \theta - \frac{C_x u^2 \rho S}{2m} \\ \frac{dm_p}{dt} &= 0\end{aligned}$$

式中 y 为飞行器飞行的垂直高度; x 为飞行器飞行的水平距离; u 为飞行器飞行速度; $\dot{m}_p$ 为飞行器推进剂质量流量; θ 为俯仰角, 是时间的函数; C_x 为空气阻力系数; S 为飞行器参考面积; I_{sp} 为发动机瞬时比冲; ρ 为大气密度, 是高度的函数。

2 亚轨道飞行任务分析

为了减少研制周期和费用, 可以借鉴国外的可重复使用亚轨道飞行器的研究方法和经验. 本文提出了一种用于空中发射的亚轨道飞行器的初步设计方案, 亚轨道飞行任务如下. 整个飞行任务大致包括三个阶段: 第一阶段, 采用我国现有大型运输机携带亚轨道飞行器飞到约 10 km 高空, 此时亚轨道飞行器与母机分离, 分离速度约为 200 m/s; 第二阶段, 亚轨道飞行器锁定控制面自由下滑飞行一段时间, 当亚轨道飞行器与母机安全分离后, 发动机点火爬升, 直到所携带推进剂消耗完毕为止, 此后靠其惯性飞行达到最大飞行高度 100 km; 第三阶段, 亚轨道飞行器利用控制系统调整飞行器姿态进行返回着陆飞行。

3 结果计算及分析

取发动机的 3 个主要性能参数燃烧室压强、余氧系数和喷管出口截面压强为分析变量. 设定亚轨道飞行器的主要技术指标为

- 1) 空中发射高度: 采用我国现有大型运输机伊尔-76 携带亚轨道飞行器在 10 km 高度发射.
- 2) 分离速度: 200 m/s.
- 3) 主动段飞行高度: 参数分析时, 主动段爬升段飞行高度取 60 km.
- 4) 质量特性: 为保证飞行器具有极大的机动性和灵活性, 要求飞行器有尽量小的质量, 亚轨道飞行器的总质量参考 X-37, 为 4.5 t.
- 5) 推进系统: 采用泵压式液体火箭发动机形式, 发动机数量 1 台.

6) 推进剂: 采用新型环保推进剂组合^[9-12], 氧化剂为过氧化氢, 燃料为丙烷、煤油、酒精三种, 这几种推进剂组合不但热力性能好, 而且满足亚轨道飞行器可重复使用、可长期贮存等特点。

3.1 燃烧室压强的影响

以过氧化氢/丙烷为例, 如图 3~ 图 5 所示, 随着燃烧室压强的增加, 发动机的真空比冲增加, 达到相同高度时所消耗的推进剂质量减小, 相应的飞行器干质量增加. 可见, 如果能有效的控制高室压下的发动机质量和贮箱质量, 就可以增加飞行器的有效载荷质量, 进而提高飞行器性能。

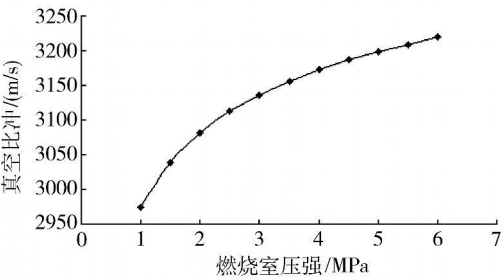


图 3 真空比冲随燃烧室压强变化

Fig. 3 Vacuum specific impulse with combustion chamber pressure change

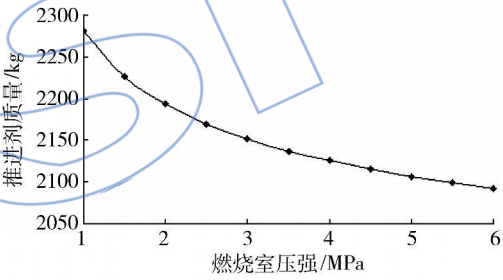


图 4 消耗的推进剂质量随室压变化

Fig. 4 Consumed propellant quantity with chamber pressure change

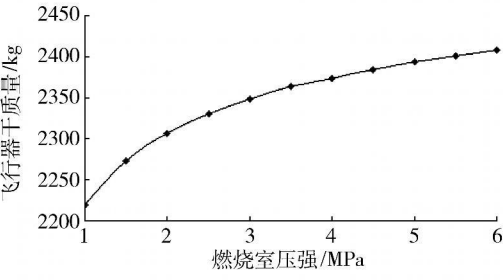


图 5 飞行器干质量随室压变化

Fig. 5 Aircraft dry mass with chamber pressure change

实际上, 燃烧室压强不可能取得很高, 因为泵压式液体火箭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. 参照美国 X-37 采用的 AR-2/3 发动机(其室压为 3.86 MPa, 且推力、推进剂基本相同)和 X-34 采用的 Fastrac 发动机(其室压为 4.14 MPa), 本项目初步选取燃

烧室压强为 4 MPa.

3.2 余氧系数的影响

以过氧化氢/丙烷为例,如图 6~图 8 所示,随着余氧系数的增加,发动机的真空比冲先增加后减小,达到相同高度时所消耗的推进剂质量先减小后增加,相应的飞行器干质量先增加后减小.极值均在 0.99 处取得,在此值附近选取余氧系数可以提高亚轨道飞行器性能.

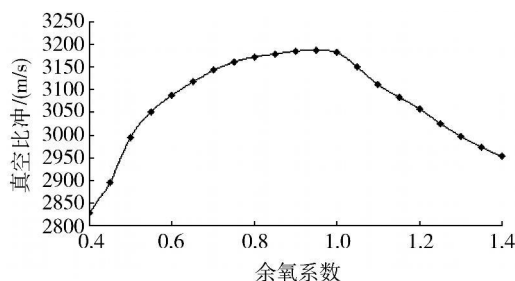


图 6 真空比冲随余氧系数变化

Fig. 6 Vacuum specific impulse with ample oxygen coefficient

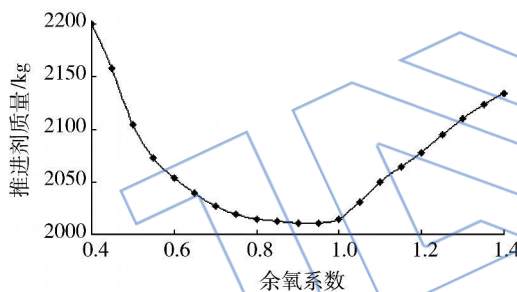


图 7 消耗的推进剂质量随余氧系数变化

Fig. 7 Consumed propellant quantity with ample oxygen coefficient change

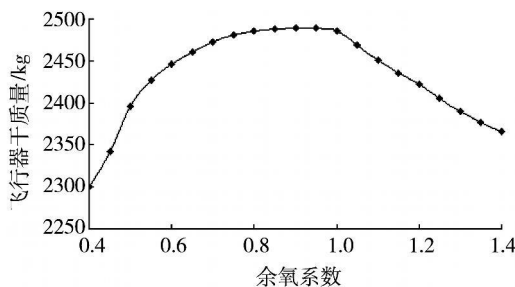


图 8 飞行器干质量随余氧系数变化

Fig. 8 Aircraft dry mass with ample oxygen coefficient

3.3 喷管出口截面压强的影响

以过氧化氢/丙烷为例,如图 9~图 11 所示,随着喷管出口压强的增加(喷管面积扩张比减小),发动机的真空比冲减小,达到相同高度时所

消耗的推进剂质量增加,相应的飞行器干质量减小.可见,减小喷管出口压强(提高喷管面积扩张比)可以提高亚轨道飞行器性能.

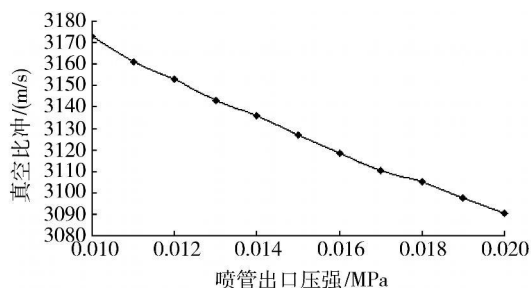


图 9 真空比冲随出口压强变化

Fig. 9 Vacuum specific impulse with exit pressure

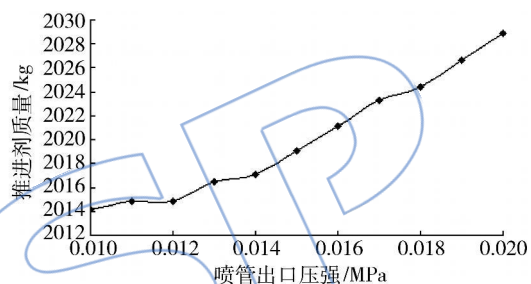


图 10 消耗的推进剂质量随出口压强变化

Fig. 10 Consumed propellant quantity with exit pressure

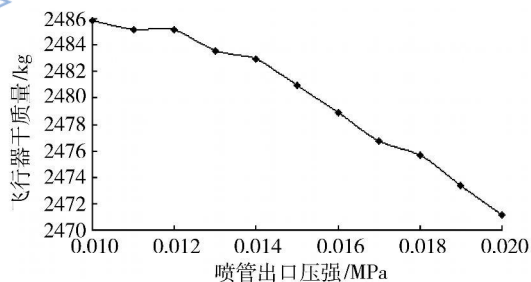


图 11 飞行器干质量随出口压强变化

Fig. 11 Aircraft dry mass with exit pressure

亚轨道飞行器多采用空中发射,因此发动机的设计高度相应比较高,很大一部分取决于主动段飞行的高度.一般情况下,主动段飞行高度越高,喷管面积扩张比越大.喷管面积扩张比的增大虽然能带来高比冲,但也增加了亚轨道飞行器的重量,同时喷管面积扩张比也受飞行器外廓尺寸的限制.因此,在最初设计阶段,可以根据目前正在研制的亚轨道飞行器的现状进行选取.对于从 10 km 高度发射的亚轨道飞行器来说,其设计高度应该高于 10 km,几个设计高度下的喷管面积扩张比如表 1 所示.

表 1 最佳余氧系数下的喷管面积扩张比

Table 1 Nozzle area expansion ratio at ample oxygen coefficient

设计高度/ km	设计高度环 境压力/MPa	过氧化氢		
		煤油	丙烷	酒精
10	0.026 5	18. 761	18. 598	18. 202
11	0.022 7	21. 181	20. 982	20. 527
12	0.019 4	23. 885	23. 198	23. 73
13	0.016 58	27. 024	26. 843	26. 222
14	0.014 17	30. 581	30. 265	29. 542
15	0.012 11	34. 612	34. 243	33. 4
20	0.005529	64. 044	63. 259	61. 472
25	0.002549	118. 12	116. 49	112. 77

3.4 发动机工作时间的确定

发动机工作时间(飞行器主动段弹道飞行时间)要根据飞行器实际任务来确定,计算条件:飞行器到达 100km 高度时对应的垂直速度为零,通过迭代确定主动段飞行时间.各种推进剂组合下的发动机工作时间如表 2.

表 2 发动机工作时间(单位:s)

Table 2 Motor working time (unit:s)

设计高度/ km	过氧化氢		
	煤油	丙烷	酒精
10	131. 917	132. 479	130. 986
11	132. 524	133. 08	131. 574
12	133. 078	132. 139	132. 139
13	133. 699	134. 282	132. 859
14	134. 365	134. 425	134. 425
15	135. 146	135. 688	135. 097
20	139. 668	140. 177	138. 383
25	148. 671	149. 111	146. 663

3.5 推进剂装载量的确定

与主动段飞行时间相对应,各种推进剂组合的推进剂装载量如表 3 所示,可以看出,同样达到 100km 高度,随着发动机设计高度的增加,需要消耗的推进剂质量先减小后增加.设计高度大概在 15 km 时存在最佳点.15 km 高度对应的大气压强为 0. 012 11 MPa.通过对 X-34(设计高度处环境压力 0. 012586MPa)设计高度的计算,可知

X-34 的设计高度为 14. 7 km. 计算结果与 X-34 相近.

表 3 推进剂装载量(单位:kg)

Table 3 Propellant load (unit: kg)

设计高度/ km	过氧化氢		
	煤油	丙烷	酒精
10	2 132. 79	2 117. 65	2 155. 48
11	2 126. 94	2 112. 05	2 149. 85
12	2 122. 42	2 106. 38	2 144. 24
13	2 117. 91	2 101. 93	2 141. 78
14	2 114. 71	2 100. 99	2 115. 66
15	2 113. 88	2 099. 26	2 137. 25
20	2 128. 81	2 113. 96	2 151. 38
25	2 219. 55	2 203. 17	2 235. 37

4 结 论

在给定的飞行任务及采用泵压式发动机作为推进系统的条件下,要想提高亚轨道飞行器性能,燃烧室压强越高越有利,但要受到发动机涡轮泵功率平衡等方面的限制;最佳余氧系数在 0. 99 处取得;喷管面积扩张比受到箭体外径及工艺水平的限制,在两者允许的情况下,尽量取得大些,但当给定飞行器到达 100 km 高度时对应的垂直速度为零这一条件时,设计高度大概在 15 km 时存在最佳点,计算结果与 X-34 相近.

上述部分结果是基于给定的飞行任务得到的,今后还需研究不同的飞行任务对亚轨道飞行器性能的影响.

参考文献:

[1] 朱福娟,张华.一种亚轨道飞行器的新型发射方法[J]. 装备指挥技术学院学报,2006,17(5): 61-63.
ZHU Fujuan,ZHANG Hua. A new launch method of the near spacecraft[J]. Journal of the Academy of Equipment Command and Technology, 2006, 17(5): 61-63. (in Chinese)

[2] Martin J C, Law G W. Suborbital reusable launch vehicles and applicable markets[R]. The Aerospace Corporation Report, 2002.

[3] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国防工业出版社,1995: 66-73.

[4] 张黎辉,凌桂龙. 氢氧全流量补燃循环发动机主要参数优化分析[J]. 航空动力学报,2006,23(5): 937-942.
ZHANG Lihui, LING Guilong. Optimization analysis of

- the main parameters of hydrogen oxygen FFSC[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 23(5): 937-942. (in Chinese)
- [5] 凌桂龙, 张黎辉, 唐家鹏. 泵压式氢氧液体火箭发动机质量分析[J]. 火箭推进, 2007, 33(1): 1-6.
- LING Guilong, ZHANG Lihui, TANG Jiapeng. Mass analysis of pump pressurized hydrogen/oxygen liquid propellant rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(1): 1-6. (in Chinese)
- [6] 张黎辉, 凌桂龙. 基于遗传算法的液体火箭发动机参数优化分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 916-920.
- ZHANG Lihui, LING Guilong. Optimization of liquid propellants rocket engine based on genetic algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 916-920. (in Chinese)
- [7] 谭建国, 徐万武, 王振国. 氢氧发动机实现单级入轨的优化分析[J]. 上海航天, 2003(2): 14-17.
- TAN Jianguo, XU Wanwu, WANG Zhenguo. Optimal analysis of hydrogen oxygen engine for SSTO[J]. Aerospace Shanghai, 2003(2): 14-17. (in Chinese)
- [8] 竺苗龙. 星际飞行中的几个问题[M]. 西安: 陕西科学技术出版社, 1980.
- [9] Lormand B M, Purcell N L. Development of non toxic hypergolic miscible fuels for homogeneous decomposition of rocket grade hydrogen peroxide: US, 6419772[P]. 2002-07-16.
- [10] Andrews D. Advantages of hydrogen peroxide as a rocket oxidant[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 1990, 43(7): 319-328.
- [11] Moser D. Low cost liquid upper stage for small launch vehicles[R]. AIAA Paper 94-3024, 1994.
- [12] Mavris D N, Brian J G, Branscome E C, et al. An evaluation of green propellants for an ICBM post2 boost propulsion system [R]. New York: AIAA MSC-2000 AF, 2000.