

## 三组元液体火箭发动机实现单级入轨的优化分析\*

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:** 建立了三组元液体火箭发动机性能计算模型、单级入轨可重复使用运载器质量模型和弹道模型, 以起飞质量为目标函数, 优化得到了实现单级入轨的发动机基本参数。结果显示: 三组元发动机性能比氢氧发动机高 10%。本研究是三组元发动机系统设计和分析的基础。

**关键词:** 单级入轨; 三组元液体火箭发动机; 优化设计

中图分类号: V434.1 文献标识码: A

## Optimal Analysis of Tripropellant Engine for SSTO

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

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

**Abstract:** The trajectory model and the mass model of SSTO reusable vehicle and the performance model of tripropellant liquid rocket engine are established. Optimal analysis whose objective is minimizing the vehicle gross mass is performed to attain the engine parameters. Results show that the performance of tripropellant engine is 10% higher than that of LH/LOX engine. This research is the basis of design and analysis of tripropellant propulsion system.

**Key words:** single stage to orbit; tripropellant liquid rocket engine; optimal design

为大幅度降低航天运载的费用, 以三组元液体火箭发动机为动力的可重复使用单级入轨方案已进行了广泛研究<sup>[1-5]</sup>。俄罗斯和美国合作, 成功研制了三组元发动机 RD-0120TP 和 RD-701<sup>[1]</sup>。当前, 国内外研究的三组元主要集中在液氢/液氧/煤油上, 采用两种工作模式: 模式 1 时三组元同时燃烧以利用其高的密度比冲, 模式 2 时只有液氢液氧燃烧以利用其高比冲。与氢氧发动机相比, 三组元发动机用于单级入轨至少存在三方面优点: (1) 有效降低储箱结构质量; (2) 降低运载器尺寸; (3) 较大的起飞推重比。依据已有的运载器和发动机, 建立三组元发动机性能计算模型、单级入轨运载器质量模型、弹道模型, 以起飞质量为目标函数, 优化发动机基本设计参数, 可为后续三组元液体火箭发动机系统设计和分析打下基础。

## 1 优化分析模型

设运载任务为把 10t 载荷送入 200km 近地圆轨道, 并能从轨道再入着陆。

本文研究了实现该任务的三组元发动机推进方案, 为了比较, 也考虑了氢氧发动机推进方案。

## 1.1 运载器方案

根据其它单级入轨方案<sup>[1,3]</sup>和航天飞机方案, 采用垂直起飞、水平降落可重复使用运载器, 其结构如图 1。箭身为圆筒形。直径  $D$  与推进剂体积有关。头部采用大钝头曲线结构。采用平行翼, 翼面积应满足再入和着陆要求, 且上升段阻力应尽可能

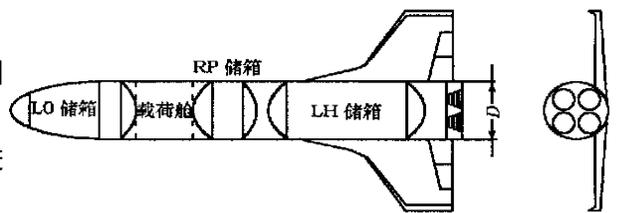


图 1 单级入轨运载器结构示意图

Fig. 1 Schematic figure of SSTO vehicle

\* 收稿日期: 2002-09-05

基金项目: 国家 863 高技术项目资助

作者简介: 谭建国(1974-), 男, 博士生。

小。三个独立的推进剂储箱。推进系统为4个独立的发动机。

## 1.2 运载器质量模型

运载器起飞质量包括载荷、运载器干质量和推进剂质量。

采用文献[5]的质量模型,但有两点不同:

(1) 发动机组件取两种模式下的最大质量,并加上模式转换控制系统的质量。所以,应使发动机系统在两种模式下达到一定平衡。如涡轮泵两种模式下工况相差太远,则存在较大的质量冗余。

(2) 以推进剂容积来衡量储箱质量并不准确,因为容积是推进剂的容积,而不是结构本身的体积,容积密度 $\rho_v$ 并没有反映储箱密度的本质含义。例如,用容积密度方法并不能反映共底储箱与独立储箱的区别。所以,应当直接从储箱本身来考虑其质量。

由于储箱是薄壁结构,所以可用面密度来表达质量。面密度定义为储箱单位面积的结构质量:

$$\rho_a = M/A \quad (1)$$

对椭球形箱底,设箱底半径与高度之比为 $\bar{h}$ ,则对直径为 $D$ ,长度为 $L$ 的储箱,其表面积为

$$A = \pi D(L - D/\bar{h}) + 2 \times \frac{\pi D^2}{4} \left[ 1 + \frac{1}{\bar{h} \sqrt{\bar{h}^2 - 1}} \ln \left( \bar{h} + \sqrt{\bar{h}^2 - 1} \right) \right]$$

体积为

$$V = \pi D^2(L - D/\bar{h})/4 + 2 \times \frac{1}{12} \frac{\pi D^3}{\bar{h}}$$

假设储箱未充满系数为0.02, $\bar{h} = 5$ 。可得储箱的结构质量计算表达式为:

$$M_{\text{tank}} = A_{\text{tank}} \rho_a = \rho_a (\pi DL + 1.0895 D^2) \quad (2)$$

该公式由于考虑到了结构和形状因素,所以应当比较准确。对美国航天飞机和俄罗斯“能源号”运载器的储箱进行分析,取 $\rho_{a,H} = 19 \text{ kg/m}^2$ , $\rho_{a,O} = 19 \text{ kg/m}^2$ , $\rho_{a,RP} = 13.3 \text{ kg/m}^2$ 。

## 1.3 发动机性能计算模型

尽管发动机性能与燃烧室压强、喷管膨胀比、飞行高度等有密切关系,但只要当喷管收缩比大于4时,燃烧产物的热力学属性基本上只由推进剂组分和室压决定。这样,可以把发动机性能计算分为两个彼此独立的部分:热力学部分和流体力学部分。前者得到燃烧室内燃气的热物理属性,比如燃烧产物的温度 $T_c$ 、比热比 $k$ 、气体常数 $R$ 等。后者则根据喷管滞止假设,得到发动机性能参数。例如,理论比冲的计算公式为:

$$I_{sp} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_c \left( 1 - (p_e/p_c)^{\frac{k-1}{k}} \right)} + \frac{A_t \varepsilon}{m_p} (p_e - p_a) \quad (3)$$

其中,燃烧室压强 $p_c$ ,喷管喉口面积 $A_t$ ,喷管膨胀比 $\varepsilon$ 为需要优化的参数,推进剂质量流量 $\dot{m}_p$ 可以根据室压和燃气产物的属性得到,出口压强 $p_e$ 与喷管膨胀比有关。

## 1.4 弹道模型

对可重复使用运载器,其飞行弹道包括:垂直上升段、转弯段、入轨段、轨道飞行段、再入转弯段、滑翔段、着陆段。本文在弹道模型上只考虑了上升和入轨,但是,在质量模型中,则考虑了用于再入、滑翔和着陆的结构和推进剂。弹道方程为:

$$\begin{cases} M \frac{dV}{dt} = \dot{m}_p I_{sp} - Mg \sin \theta - \frac{1}{2} C_x \rho_{\text{air}} V^2 S_{\text{body}} \\ \frac{dY}{dt} = V \sin \theta \end{cases} \quad (4)$$

上式中, $V$ 是飞行速度, $Y$ 是飞行高度。 $M$ 是运载器瞬时质量,为起飞质量减去消耗的推进剂质量。 $\dot{m}_p$ 是推进剂流率,与喷管尺寸、燃烧室压强、推进剂组比比有关。 $g$ 是重力加速度。 $C_x$ 是气动阻力,由气动计算得到。 $\rho_{\text{air}}$ 是在飞行高度 $Y$ 上的大气密度。 $S$ 是运载器箭体横截面积, $S = \pi D_{\text{body}}^2/4$ ,而直径 $D_{\text{body}}$ 根据优化参数得到。 $\theta$ 是俯仰角,为事先装订的,与时间相关的函数。

### 1.5 设计变量和目标函数

共 8 个设计变量, 为:

- (1) 模式 1 的室压  $p_{c1}$  和模式 2 的室压  $p_{c2}$ 。当前, 氢氧发动机的最大室压为 20MPa, 液氧煤油发动机的最大室压为 26MPa。
- (2) 模式 1 时的氢燃料比  $\alpha_H$  和余氧系数  $\delta_1$ ; 模式 2 时的余氧系数  $\delta_2$ 。
- (3) 喉部面积  $A_{t0}$ 。
- (4) 模式 1 和模式 2 的喷管膨胀比  $\epsilon_1$ 、 $\epsilon_2$ 。
- (5) 模式转换时间点  $t_1$ , 也就是模式 1 工作结束, 模式 2 开始工作的时间点。

尽管可重复单级入轨的目标函数可以取为运载器干质量, 但用起飞质量应当更合理, 原因是:

- (1) 从经济性上说, 由于多次重复使用, 运载器昂贵的结构费用被分担了。相反, 推进剂每次都必须消耗掉, 所以, 推进剂的费用反而占据了总费用的大部分。
- (2) 从技术上说, 起飞质量更能反映单级入轨的实现可能性, 运载器干质量只能说明其性能的相对好坏, 而不能直接说明是否确可以入轨。

### 2 优化方法

为求解上述优化问题, 首先采用 Kuhn-Tucker 方法将约束问题转化为无约束问题  $L(x, \lambda) = f(x) + \sum_{i=1}^m \lambda g_i(x)$ , 然后用序贯二次规划(SQP)法求解。其中,  $f$  为目标函数, 本例为起飞质量  $M_{00}g$  为约束条件, 除线性约束外, 最主要的约束是入轨速度。  $\lambda$  为拉格朗日乘子。步骤为:

- (1) 使用 BFGS 方法更新拉格朗日函数  $L$  的海森矩阵,  $H_{k+1} = H_k + \frac{q_k q_k^T}{s_k^T s_k} - \frac{H_k^T s_k}{s_k^T s_k}$ 。其中  $s_k = \begin{bmatrix} V_{k+1} - V_k \\ Y_{k+1} - Y_k \end{bmatrix}$ ,  $q_k = \dot{y} f(x_{k+1}) + \sum_{i=1}^n \lambda_i \cdot \dot{y} g_i(x_{k+1}) - \left( \dot{y} f(x_k) + \sum_{i=1}^n \lambda_i \cdot \dot{y} g_i(x_k) \right)$
- (2) 用二次规划法求满足约束的最优值  $d_k$ , 使得  $\min q(d_k) = d_k^T H_k d_k / 2 + \dot{y} f(x_k)^T d_k$ 。
- (3) 线性搜索和迭代,  $x_{k+1} = x_k + \alpha_k d_k$ , 其中, 步长  $\alpha_k$  应当使罚函数有足够大的下降。

### 3 氢氧发动机实现单级入轨

用氢氧发动机实现单级入轨的优化分析模型与三组元相似, 只有少量差别: (1) 没有煤油储箱。(2) 没有煤油涡轮泵及相应的预燃室和供应管路。(3) 相应的设计变量大为减少。

图 2 是室压对起飞质量  $M_0$ , 运载器干质量  $M_d$  和发动机质量  $M_e$  的影响(单位为 t), 为了同时表达三种质量, 进行了归一化处理, 用于归一化的数值是 12MPa 到 28MPa 的平均值。可以看出:

- (1) 提高室压增加了发动机系统质量, 因为高室压需要更高的涡轮泵出口压头和更厚的管路。
- (2) 随室压升高, 运载器干质量先降低后升高, 在 20MPa 左右达到最小值。这是发动机质量增加和推进剂储箱质量降低共同作用的结果。以干质量为目标函数, Manski 认为最佳压强为 20MPa, Martin 认为最佳压强为 23MPa<sup>[2]</sup>, 与本文结论相符。但要看到干质量受室压影响相当小。
- (3) 从起飞质量来看, 室压越大, 性能越好。优化结果指示: 越高的室压越有利, 尽管随着室压升高, 运载器起飞质量的降低越来越小。另一方面, 发动机所能达到的最大室压受到功率平衡的限制, 受到涡轮泵和冷却的限制, 受到当前材料和技术水平的限制。

从图 2 还可以得出: 以起飞质量和运载器干质量为目标函数所得的优化结果并不相同。

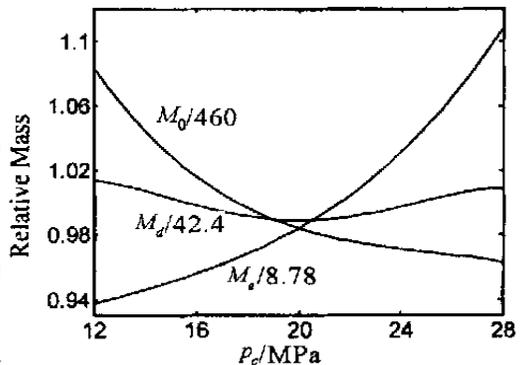


图 2 燃烧室压强对运载器质量的影响  
Fig. 2 Vehicle mass vs. combustor pressure

## 4 三组元发动机实现单级入轨

### 4.1 室压的影响

首先考虑两种模式的室压组合对运载器起飞质量的影响,如表1所示。

表1 不同室压组合下的最小起飞质量

Tab. 1 Minimum launching mass in different pressure combination

$p_{c2}$ / $p_{c1}$	14	16	18	20	22	24	26	28	30
12	446.4	436.2	430.0	430.4	431.1	432.5	435.9	441.3	446.8
14		431.8	422.3	421.3	420.4	421.3	422.4	426.2	433.7
16			422.2	413.6	411.1	411.0	415.1	417.1	423.6
18				414.1	408.7	406.9	407.4	412.3	414.5
20					409.8	407.4	405.7	406.8	409.9

随着模式2燃烧室压强 $p_{c2}$ 增大,运载器起飞质量降低,这与氢氧发动机相同。但与氢氧发动机不同的是:降低速率受到模式1室压 $p_{c1}$ 的影响。从表中得到的另一个结论是:相对而言,提高 $p_{c1}$ 没有提高 $p_{c2}$ 的效果明显。例如,以最大和最小值来衡量,在 $p_{c1}$ 为22MPa时,起飞质量从431.1t降到408.7t的压强差为6MPa,平均压强一性能系数为3.73t/MPa。在 $p_{c2}$ 为16MPa时,从最大值422.2t下降到411.0t时,压强差为6MPa,平均压强一性能系数为1.87t/MPa。

但是,单纯提高模式1的室压并不总是能降低起飞质量,在相同模式2室压下,起飞质量随模式1的室压增大而先增大后减小。理由在于:模式1和模式2之间必须互相匹配,这种匹配包含多方面,有流动和控制上的匹配,有结构上的匹配,也有发动机性能上的匹配。例如,对质量,如果两种模式相差太大,则为了达到某个模式所必须的结构质量(比如涡轮泵系统质量),在另一种模式下却完全没有必要,这就造成了质量冗余。

所以,在以三组元液体火箭发动机为动力的单级入轨运载器中,对性能影响最大的因素并不是模式1和模式2的室压,而是模式2的室压和模式1、2之间的压差。正是基于这种考虑,图3为模式2室压下,运载器起飞质量和模式压差的关系。从图中可得到如下结论:

- (1) 存在一个最优模式压差,使运载器起飞质量最小。该最优压差在6~8MPa,但不固定。
- (2) 在所分析的室压范围内,20~26MPa的室压组合成为了最优组合。
- (3) 比较图2和图3可以得到,只要选用合理的压强组合,则三组元发动机的起飞质量比相同压强(指最大压强)下的氢氧发动机的起飞质量下降了10%。三组元发动机可以使有效载荷比达到2.5%,而使用氢氧发动机,有效载荷比只有2.2%。

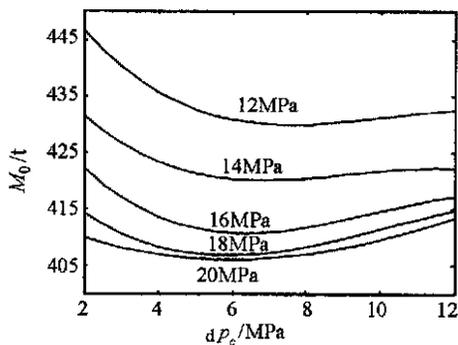


图3 起飞质量和模式压差的关系

Fig. 3 Launching mass vs. pressure difference

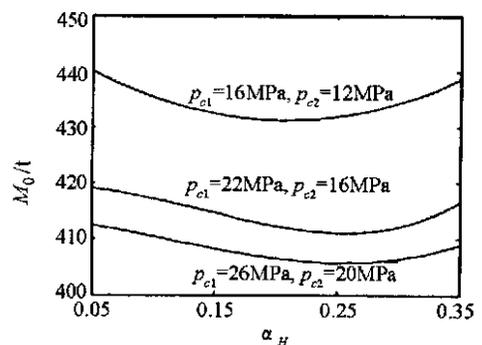


图4 氢含量对起飞质量的影响

Fig. 4 Launching mass vs. hydrogen fraction

## 4.2 液氢燃料比的影响

有别于氢氧发动机,三组元发动机的重要特点是在模式1时,液氢与煤油共同燃烧。所以,液氢燃料比就成为了需要重点考虑的对象。

从设计角度来说,液氢必须要满足冷却和预燃的需要,一定的氢含量还能够增加煤油的燃烧稳定性,加大氢含量还能够显著提高发动机比冲。但是,太多的氢无疑增大了氢储箱质量,这与三组元发动机的初衷是背道而驰的。图4显示了氢含量对起飞质量的影响。

结果显示:由于氢含量不同,运载器起飞质量先下降后上升,最佳氢含量在20%~25%之间。质量分析表明:氢涡轮泵质量由模式2决定,当在模式1采用较大的氢含量,意味着模式1的氢流量也大,这样,氢涡轮泵的质量冗余就越小。

本文并不列出所有设计变量(如喷管膨胀比)对运载器性能的影响,仅列出其最优值。就本例而言,设计变量的优化值为:室压 $p_{c1}=26\text{MPa}$ , $p_{c2}=20\text{MPa}$ ;液氢燃料比 $\alpha_H=0.25$ ;喉部面积为 $A_t=0.1247\text{m}^2$ ;模式1的余氧系数 $\delta_1$ 为0.73,模式2的余氧系数 $\delta_2$ 为0.74;模式1的喷管膨胀比 $\varepsilon_1$ 为10.2,模式2的喷管膨胀比 $\varepsilon_2$ 为150;模式转换时间点 $t_1$ 为78.2s,模式2的飞行时间 $t_2$ 为251.9s。

## 5 结论

应用本文建立的模型,得到了氢氧发动机和三组元发动机实现单级入轨的最优参数。在各自的最优条件下,三组元发动机方案比氢氧发动机方案性能提高了10%。

## 参考文献:

- [1] Goracke B D, Levack D J H. Tripropellant Engine Option Comparison for SSTO[R]. AIAA95-3609, 1995.
- [2] Manski D, Goertz C. Cycles for Earth-to-Orbit Propulsion. Journal of Propulsion and Power[J]. 1998, 14(5).
- [3] Martin J A. Effects of Tripropellant Engines on Earth-to-Orbit Vehicles. Journal of Spacecraft and Rocket[J]. 1985, 22(6).
- [4] 黄卫东,王克昌,陈启智.单级入轨运载器推进系统方案分析[J].中国空间科学技术,1998(5).
- [5] 黄奕勇.以火箭为动力单级入轨飞行器推进理论研究[D].国防科技大学,1999.