

# 液氧/甲烷/液氢三组元发动机方案优化

南柯，李家文

北京航空航天大学宇航学院北京 100191

南柯，硕士研究生，研究领域为液体火箭发动机设计，联系方式：15010471642，nankezhijia@qq.com

**摘要：**三组元发动机作为一种新型的火箭发动机，是未来可重复使用单级入轨运载火箭的重要部分。本文旨在通过分析研究甲烷用于三组元发动机的可行性。首先通过研究分析给出了数种系统方案。随后建立运载器质量模型、弹道模型并进行了相关优化计算，得出液氧/甲烷/液氢三组元发动机的最优参数。结果表明：两工况下均为双组元的发动机性能较优，通过计算给出了发动机最优参数，为后续甲烷用于三组元发动机的研究提供了诸多借鉴。

**关键词：**三组元发动机，甲烷，优化分析

## 1 引言

自从 1971 年 Robert Salked 提出了混合推进原理以来，世界各国都开始开展对三组元液体火箭发动机的研究。三组元液体火箭发动机是一种可用于未来可重复使用单级入轨运载器的新型火箭发动机，其能够大幅降低运载器的结构质量、提高发射的可靠性同时大幅降低发射所需的费用。目前比较成功的三组元发动机是俄罗斯和美国合作研制的 RD-0120TP 和 RD-701<sup>[1]</sup>，均为液氧/煤油/液氢三组元发动机，我国对三组元发动机的研究也主要集中在液氧/煤油/液氢三组元发动机上。但是，甲烷作为一种优秀的燃料和冷却剂始终没有脱离人们的视野。本文依据现有的发动机和运载器数据，首先分析数种不同的系统方案，随后建立运载器质量模型、发动机性能模型、弹道模型等，以最大轨道能量为目标函数，以发动机的混合比、燃料中含氢量等基本设计参数为优化变量，进一步对液氧/甲烷/液氢三组元发动机进行优化，为后续三组元发动机的设计和分析打下基础。

## 2 系统方案

在阅读大量文献的基础上总结和设计出了下述数种发动机系统方案。

方案一：富燃分级燃烧循环-氢冷却

如图 1 所示，该方案有一个氢泵、一个氧泵、一个甲烷泵，有三个富燃预燃室进行预燃，利用预燃后的燃气驱动三个涡轮。采用液氢进行冷却。

第一工况下推进剂为液氧/甲烷/液氢，预燃室内工质为液氧/液氢。第二工况下关闭甲烷，只供应液氧/液氢，预燃室内工质为液氧/液氢。冷却推力室的工质为液氢，冷却后的氢进入富燃预燃室，随后带动三个涡轮。

方案二：富燃分级燃烧循环-甲烷冷却

如图 2 所示，该方案有一个氢泵、一个氧泵、一个甲烷泵，有三个富燃预燃室进行预燃，利用预燃后的燃气驱动三个涡轮。采用甲烷进行冷却。

第一工况下推进剂为液氧/甲烷/液氢，预燃室内工质为液氧/甲烷。第二工况下推进剂为液氧/甲烷/液氢，预燃室内工质为液氧/甲烷。冷却推力室的工质为甲烷，冷却后的甲烷进入富燃预燃室，随后带动三个涡轮。

方案三：富燃分级燃烧循环-氢/甲烷冷却

如图 3 所示，该方案有一个氢泵、一个氧泵、一个甲烷泵，一个富燃预燃室燃气驱动氢涡轮，一个富燃预燃室燃气驱动氧涡轮，一个富燃预燃室燃气先驱动甲烷涡轮。两工况下采用不同的工质对推力室进行冷却。

第一工况下推进剂为液氧/甲烷，氢路关闭，冷却推力室的工质为甲烷，冷却后的甲烷进入氧路与

甲烷路预燃室，随后带动涡轮。第二工况下氢路开启甲烷路关闭，推进剂为液氧/液氢，预燃室内工质为液氧/液氢，冷却后的液氢进入氧路与氢路预燃室，随后带动涡轮。氧路预燃室存在工质的转换问题。

#### 方案四：全流量分级燃烧循环

如图 4 所示，该方案有一个氢泵、两个氧泵、一个甲烷泵，一个富燃预燃室燃气驱动氢涡轮，两个富氧预燃室燃气分别驱动两个氧涡轮，一个富燃预燃室燃气驱动甲烷涡轮。采用液氢进行冷却。

第一工况下推进剂为液氧/甲烷/液氢，液氧/液氢全流量分级燃烧部分预燃室内工质为液氧/液氢，冷却推力室的工质为液氢，冷却后的液氢进入预燃室，随后带动涡轮。液氧/甲烷全流量分级燃烧部分预燃室内工质为液氧/甲烷。第二工况下直接关闭液氧/甲烷全流量分级燃烧部分，只保留液氧/液氢全流量分级燃烧部分，推进剂为液氧/液氢，预燃室内工质为液氧/液氢。

#### 方案五：富氧分级燃烧循环

如图 5 所示，该方案有一个氢泵、一个氧泵、一个甲烷泵，有三个富氧预燃室进行预燃，利用预燃后的燃气驱动三个涡轮。采用液氢进行冷却。

第一工况下推进剂为液氧/甲烷/液氢，预燃室内工质为液氧/液氢。第二工况下关闭甲烷，只供应液氧/液氢，预燃室内工质为液氧/液氢。冷却推力室的工质为液氢，冷却后的氢进入富氧预燃室，随后带动三个涡轮。

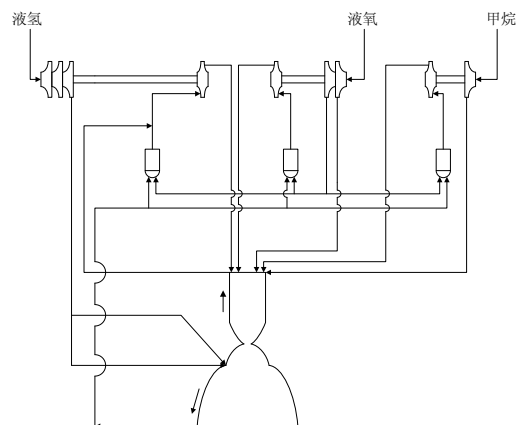


图 1

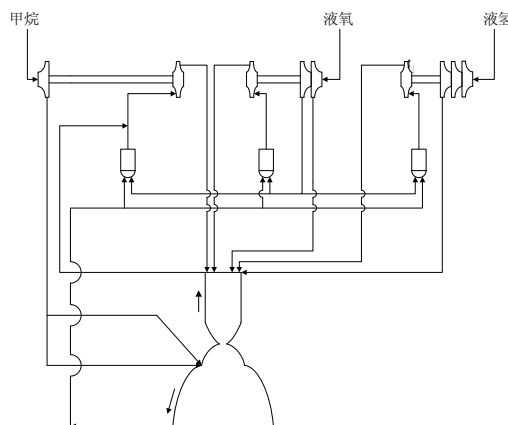


图 2

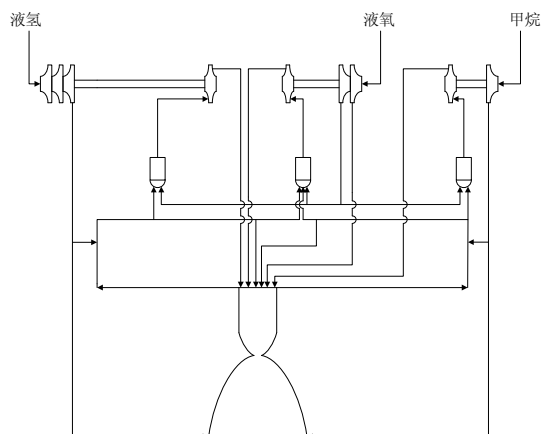


图 3

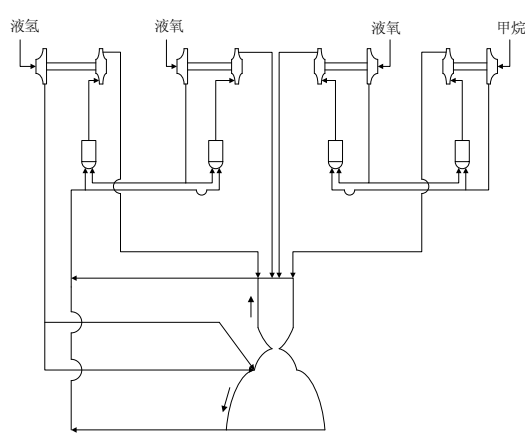


图 4

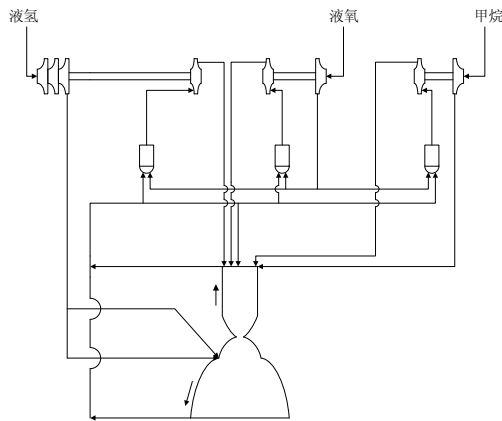


图 5

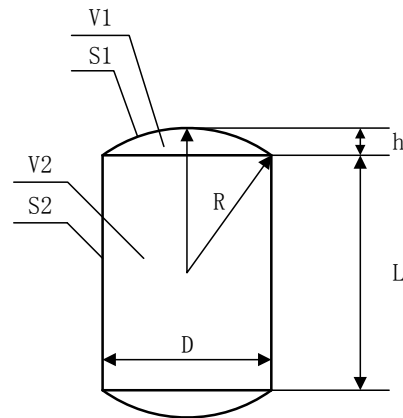


图 6 贮箱结构示意图

### 3 数学模型

在系统方案分析的基础上对液氧/甲烷/液氢三组元发动机进行数学建模，通过定量计算对其进行进一步的研究。

#### 3.1 运载器方案

根据国内外提出的单级入轨运载器方案和已经获得成功的美国航天飞机的经验，采用垂直起飞，水平着陆的可重复使用运载器<sup>[2]</sup>。箭身采用火箭状圆筒形，直径为  $D$ ，长度  $L$  与贮箱容积有关。添加平行翼结构并加装翼端尾翼以满足再入需求。推进系统采用 1 台液氧/甲烷/液氢三组元发动机。

#### 3.2 运载器质量模型

为对上述提出的方案进行定量计算，需要对运载器质量进行建模。运载器起飞质量包括有效载荷  $m_{load}$ 、运载器干质量  $m_{dry}$  和推进剂质量  $m_{prop}$  三部分。有效载荷为定值。运载器干质量包含了发动机质量、贮箱质量、基本机身质量、机翼质量、姿轨控系统质量、电源电子控制系统质量等，其中起主要影响的是发动机质量和贮箱质量，在此主要对这两项进行建模，其他质量可设为一个定值以简化计算。

发动机质量主要包括推力室质量、涡轮泵质量、预燃室质量、活门与自动器质量和总装元件质量几大部分。本文主要采用文献[3]所建立的质量模型，其主要通过统计学的方法，拟合出发动机各部件质量与发动机设计工况参数之间的关系，得出相应的经验公式。如燃烧室质量的经验表达式为：

$$m_c = 0.0126 F^{0.8} \sqrt{\varepsilon} / p_c^{0.15} \quad (1)$$

在上式中  $m_c$  为推力室的质量(kg),  $F$  为真空推力(N),  $\varepsilon$  为喷管面积扩张比,  $p_c$  为燃烧室压力(Pa)。

同理可得出涡轮泵质量、预燃室质量、活门与自动器质量和总装元件质量等与发动机各主要参数的关系。

贮箱质量通常使用贮箱的容积密度进行估算，但这种估算方法并不准确，无法反映贮箱结构对其质量产生的影响。本文借鉴文献[4]所提出的面密度法，由于贮箱为薄壁结构，故通过计算贮箱的表面积来对贮箱质量进行估算更加合理。建立贮箱模型如图 6 所示。

采用椭球形的箱底，设箱底半径与高度之比为  $\bar{h}$ ，贮箱的未充满系数为  $\mu$ ，贮箱面密度为  $\rho_A$ ，可得到贮箱质量与推进剂质量关系如下式所示：

$$m_{tank} = \rho_A S_{tank} = \rho_A \left[ \frac{4(1+\mu)m_{prop}}{D\rho_{prop}} + \frac{\pi D^2}{2} \left( 1 - \frac{1}{\bar{h}} + \frac{1}{\bar{h}^2} - \frac{1}{3\bar{h}^3} \right) \right] \quad (2)$$

采用这种估算方法充分考虑了贮箱的结构及形状因素，因此具有较高的准确性。

#### 3.3 发动机性能模型

发动机性能模型主要包含推力室热力计算和预燃室热力计算两部分，在弹道计算过程中主要使用的

是推力室热力计算。在此使用化学平衡常数法对推力室进行热力计算，可视燃气流动状态为等焓模型。通过给定发动机的室压、混合比、含氢量等主要参数得出比冲等。

### 3.4 大气环境模型

本文主要采用美国标准大气模型 SA-76 所提供的数据，通过对原始数据的拟合得出大气压力、大气密度、大气温度随高度变化的函数关系式。

### 3.5 弹道模型

单级入轨运载器的飞行弹道包括了垂直上升段、转弯段、入轨段、轨道飞行段、再入转弯段、滑翔段、着陆段等多个阶段。本文主要为比较两种燃料用于三组元发动机的优劣，故弹道模型只考虑了运载器按指定俯仰角飞行的主动段飞行弹道。

本文所采用的主动段飞行弹道的飞程序角（即俯仰角）为文献[5]中提出的一种典型的飞程序角。其主要包含垂直上升段、俯仰角匀速变化段和俯仰角保持段。具体角度变化如下式所示：

$$\begin{cases} \theta = \theta_1 & t < 7 \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{\theta_2 - \theta_1}{80} & 7 \leq t < 87 \\ \theta = \theta_2 & 87 \leq t \end{cases} \quad (3)$$

$$\text{其中 } \theta_1 = \frac{\pi}{2}, \quad \theta_2 = \frac{\pi}{6}$$

在平面自然坐标系中建立单级入轨运载器的主动段方程如下所示：

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = u \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} = u \sin \theta \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \frac{du}{dt} = \frac{\dot{m}_p I_s}{m} - g \sin \theta - \frac{C_x \rho u^2 \pi D^2}{8m} & n < n_{\max} \\ \frac{du}{dt} = n_{\max} g_0 - g \sin \theta & n = n_{\max} \end{cases} \quad (5)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\dot{m}_p \quad (6)$$

$$\frac{dm_p}{dt} = -\dot{m}_p \quad (7)$$

$$\begin{cases} \frac{d\dot{m}_p}{dt} = 0 & n < n_{\max} \\ \frac{d\dot{m}_p}{dt} = \frac{1}{I_{sy}} \left( -\dot{m}_p g_0 n_{\max} + \frac{C_x \rho \pi D^2}{4} (g_0 n_{\max} - g \sin \theta) \right) & n = n_{\max} \end{cases} \quad (8)$$

在上式中  $x$  为飞行的水平距离， $y$  为飞行高度， $u$  为飞行速度， $\dot{m}_p$  为推进剂质量流量， $m$  为运载器瞬时质量， $m_p$  为推进剂瞬时质量， $C_x$  为空气阻力系数， $\rho$  为大气密度， $D$  为运载器直径， $I_s$  为发动机瞬时比冲， $n$  为过载系数。

## 4 系统参数优化

参考文献[6]，本文为简化处理，采用一台发动机作为推进系统，在这里给定起飞质量 166.67 吨，有效载荷 3 吨，发动机第一工况推力 200 吨，第二工况推力 80 吨，第一工况下室压为 20MPa，发动机型面不变，第二工况下室压取决于三种推进剂组元的比例，可通过计算得出。

一般在比较各不同方案时通常比较其所能达到的最大飞行末速度或最大高度，本文综合考虑运载器的最大飞行末速度和最大高度，引入最大轨道能量来对各个方案进行比较。轨道能量综合考虑了运载器的动能和引力势能，其公式如下所示：

$$E = \frac{1}{2}v^2 - \frac{\mu}{h + R_e} \quad (9)$$

在本文的优化过程中，取发动机的第一工况氧燃比 $r_{01}$ ，燃料中氢含量 $\alpha_{H1}$ ，第二工况氧燃比 $r_{02}$ ，燃料中氢含量 $\alpha_{H2}$ ，模式转换时间 $t_z$ 为设计变量，目标函数为最大轨道能量。

对于液氧/甲烷/液氢三组元发动机，第一阶段氧燃比 $r_{01}$ 范围为3~5，氢含量 $\alpha_{H1}$ 范围为0~0.3，第二阶段氧燃比 $r_{02}$ 范围为4~7，氢含量 $\alpha_{H2}$ 范围为0.9~1，模式转换时间范围为80~195s。

## 5 弹道结果分析

通过优化计算可以得出最佳液氧/甲烷/液氢三组元发动机参数如下：

表 1 液氧/甲烷/液氢三组元发动机参数

	工况 1	工况 2
室压	20MPa	8.4MPa
氧燃比	3.9	6.6
含氢量	0	1
转换时间	160s	
飞行末速度	9431.1m/s	
飞行高度	767020m	
轨道能量	-1.1258e+07J	

其部分参数曲线如下所示：

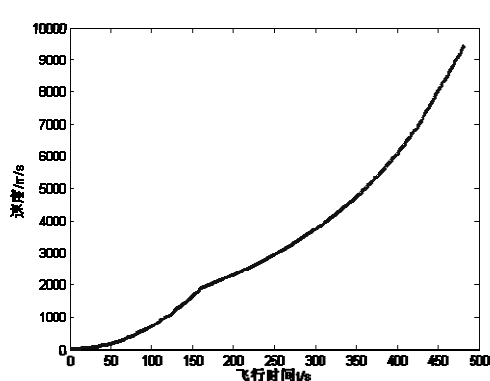


图 7 飞行速度-时间关系曲线

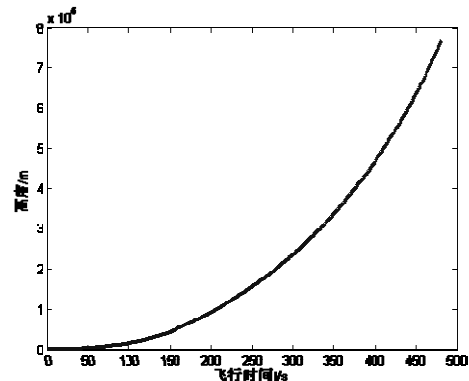


图 8 飞行高度-时间关系曲线

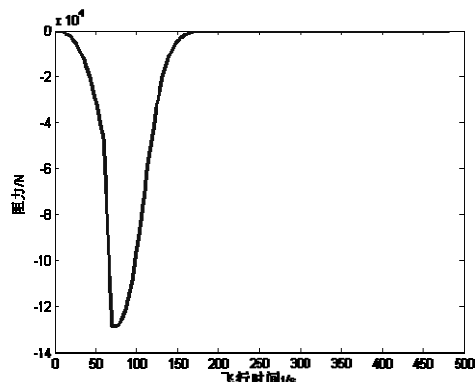


图 9 阻力-时间关系曲线

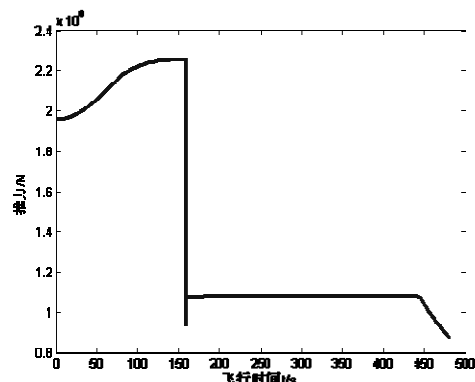


图 10 推力-时间关系曲线

根据计算优化结果可以得出，最优的发动机系统方案为两工况下均使用双组元推进剂的方案，即第一工况下为液氧/甲烷发动机，第二工况下为液氧/液氢发动机，具体参数如表 1 所示。可采用前面所述的方案三进行实现。

## 6 结论

目前三组元发动机主要采用液氧/煤油/液氢作为推进剂,对液氧/甲烷/液氢三组元发动机的研究较少。本文通过对液氧/甲烷/液氢三组元发动机的研究得出了以下结论:

(1) 总结和设计了数种三组元发动机系统方案。

(2) 建立了相关的运载器质量模型、发动机质量模型、发动机性能模型、弹道模型等,并建立了以最大轨道能量为目标函数的优化模型。

(3) 根据计算结果,在室压为20MPa的情况下,最优的发动机方案为两工况下均使用双组元推进剂方案。

## 参考文献

- [1] Goracke B, Levack D, Johnson G. Tripropellant engine option comparison for SSTO: Space Programs and Technologies Conference, 1995[C].
- [2] 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(02):14-17.
- [3] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 国防工业出版社, 1995.
- [4] 凌桂龙,张黎辉,陈海燕. 氢氧全流量补燃循环发动机主要参数对单级入轨运载器性能的影响: 中国航天年会, 2006[C].
- [5] 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, 1981.
- [6] 黄奕勇. 以火箭为动力单级入轨飞行器推进理论研究[D]. 国防科学技术大学, 1999