

液氧/煤油推进剂液体火箭发动机 循环动力平衡分析

陈 杰 王克昌 陈启智

(航天技术系)

摘 要 本文对以液氧/煤油为推进剂的发生器循环和分级燃烧循环方案进行了分析,求出了各种循环方案的最大室压,给出了室压、推力、燃烧室混合比和喷管出口直径对发动机比冲和系统平衡参数的影响,并探讨了平衡参数对效率、涡轮压比和发生器(或预燃室)混合比等设计参数变化的敏感性

关键词 液体推进剂火箭发动机, 动力循环分析

分类号 V434.11

符 号 说 明

A —流量矩阵	G, G_c —燃气发生器循环	η —效率
A_e —增广关联矩阵	I_s —比冲[m/s]	γ —等熵指数
A_e —喷管出口面积[m ²]	M —支路流量列阵	π_c —涡轮压比
B, S —系数矩阵	\dot{m} —流量[kg/s]	ϵ_c —喷管出口 面积比
C —非齐次列阵	MR —混合比	下标: c —燃烧室
C^* —特征速度[m/s]	P —压力[Pa]	g —燃气发生器
C_p —定压比热[J/kg·K]	S, C_c —分级燃烧循环	sl —地面
D_e —喷管出口直径[m]	T —温度[K]	vac —真空
F —发动机推力[N]	ρ —密度[kg/m ³]	

大型运载火箭的第一级发动机采用液氧/煤油推进剂组合,可以获得较大的密度比冲。由于煤油属于地面常温可储存推进剂、无毒、价格低廉、来源丰富、国外有丰富的使用经验可资借鉴,因而它成为大型运载火箭助推发动机的一种具有相当竞争能力的推进剂组合。

本文应用文献[1]中提出的液体火箭发动机动力平衡分析方法,对液氧/煤油推进剂组合的图1所示的燃气发生器循环和图2所示的分级燃烧循环方案的动力平衡特性进行了分析。分析中活门、管路、喷嘴和冷却套压力损失都取经验关系式^[2]。计算结果给出了发动

机比冲和系统平衡参数与燃烧室压力、发动机地面推力、燃烧室混合比、喷管出口直径的关系,给出了各种循环方式下最大室压,并分析了泵效率、涡轮效率、涡轮压比、发生器(或预燃室)混合比、冷却套压降和燃烧效率的变化对系统平衡参数的影响。

1 分析模型

在发动机方案论证阶段,为了对发动机系统动力平衡特性进行分析,需要一个可以对各种系统构型方案都通用的软件。作者在文献[1]中提出了一种软件设计方法。该方法按以下步骤来产生系统动力平衡方程组。

(1) 把发动机系统原理图转变成有向网络图。并给线段和节点编上号(如图1、2所示)。

(2) 系统各元件的连接关系可以用增广关联矩阵 A_e 表示, A_e 的元素定义为:

$$a_{ij} = \begin{cases} 1 & i \text{ 节点是 } j \text{ 支路的入口节点;} \\ 0 & i \text{ 节点与 } j \text{ 支路不连接;} \\ -1 & i \text{ 节点是 } j \text{ 支路的出口节点。} \end{cases}$$

将 A_e 中的出口和入口节点所对应的行去掉后所得到的矩阵称为流量矩阵 A 。用 A 矩阵,流量平衡方程为:

$$A \cdot M = 0 \quad (1)$$

(3) 对于具有 b 条支路、 n 个节点和 m 个出口与入口节点的系统,方程(1)提供了 $(n-m)$ 个独立方程。要求解 b 个支路的流量,还要补充 $(b-n+m)$ 个方程。补充方程包括推力平衡、功率平衡和混合比方程三种类型。它们都可以写成流量的线性方程形式。例如对于图1所示系统,有如下四个补充方程:

$$\begin{cases} I_{w,c} \dot{m}_{10} + I_{w,g} \dot{m}_{11} = F_d \\ \left(\frac{\Delta p_1}{\rho_1 \eta_1} \right) \dot{m}_1 + \left(\frac{\Delta p_2}{\rho_2 \eta_2} \right) \dot{m}_2 - [\eta_{11} C_p T (1 - \pi_t^{\frac{1-\gamma}{\gamma}})] \dot{m}_{11} = 0 \\ \dot{m}_6 - (MR_c) \dot{m}_7 = 0 \\ \dot{m}_8 - (MR_g) \dot{m}_9 = 0 \end{cases} \quad (2)$$

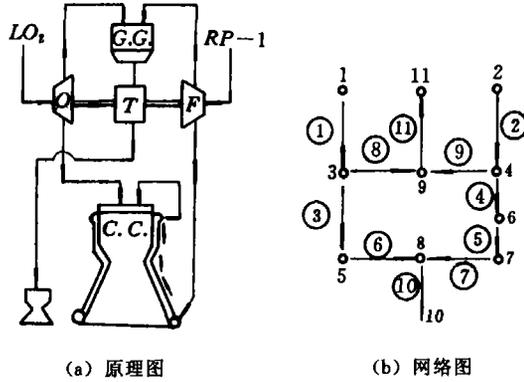


图1 燃气发生器循环系统

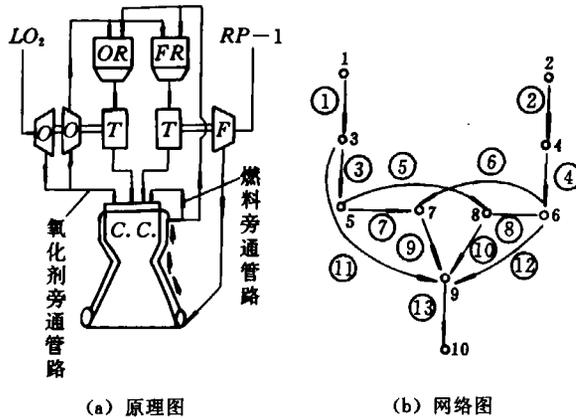


图2 双预燃室分级燃烧循环系统

(4) 联立(1)(2)式得到最终系统方程:

$$B \cdot M = C \quad (3)$$

式中, $B=[A \cdots S]^T$, $C=[0 \cdots F_{ii} \cdots 0]^T$

A 是关联矩阵, S 是补充方程系数矩阵, 而 C 是非齐次项列阵。 C 中只有推力方程中含有非齐次项 F_{ii} 。

(5) 求解方程 (3) 可得流量分布 M 和各平衡参数。在实际计算中, 只给定喷管出口面积, 而喷管出口压力或者喷管出口面积比未知。即推力室比冲 $I_{sl,c}$ 和发生器比冲 $I_{sl,g}$ 未知。因此要迭代求解 $I_{sl,c}$ 、 $I_{sl,g}$ 和平衡参数。

2 计算结果及其分析

本文主要对图1所示的燃气发生器循环和图2所示的分级燃烧循环方案进行了分析。分析中室压、地面推力、推力室混合比、喷管直径和其它一些设计参数, 围绕着额定值的变化范围见表1。

表 1 各设计参数变化范围

循环	室压 P_c [MPa]	推力 F_{ii} [MN]	混合比 MR_c	出口直径 D_c [m]	泵效率 η_p
G.G	9.807~19.61	0.8~1.6	2.2~3.4	0.8~1.6	0.70~0.80
S.C.	9.807~19.61	0.8~1.6	2.2~3.4	0.8~1.6	0.70~0.80

循环	涡轮效率 η_t	涡轮压比 π_t	冷却压降 ΔP_{cool}	发生器混合比 MR_g	燃烧效率 η_c
G.G	0.55~0.75	45~65	$(0.2 \sim 1.0)P_c$	0.29~0.33	0.945~0.985
S.C.	0.60~0.80	1.3~1.7	$(0.2 \sim 1.0)P_c$	0.29~0.33 0.43386 *	0.945~0.985

* 对于不考虑积碳效应的情况

对于燃气发生器循环, 在求涡轮排气比冲时, 假定发生器涡轮排气出口压力与喷管出口压力相同, 并按冻结流进行计算。

对于分级燃烧循环, 假定采用图2所示的双预燃室方案。富氧预燃室的混合比取为40。对于富燃预燃室, 若考虑积碳对混合比的限制^[3], 则取预燃室混合比为0.31; 若不考虑该限制, 则取预燃室温度为1123K 来确定相应的混合比。

(1) 室压对平衡参数影响分析

图3给出了燃气发生器循环和分级燃烧循环发动机地面比冲和真空比冲随室压的变化关系。由图3可知, 室压增加后, 分级燃烧循环发动机系统比冲总是增加的。这是因为推力室比冲总是随室压增加而增加的缘故。而对于燃气发生器循环, 室压增加后, 一方面推力室比冲增加, 另一方面低比冲的涡轮排气流量增加。因此发动机系统比冲先增加到一个最大值后再减少。图中表明, 在室压14.71~17.16MPa 之间, 燃气发生器循环系统比冲达到最大值。将设计燃烧室压力定为下限14.71MPa 或更小一些较好。这时比冲损失很小, 而涡轮泵负担可以大大减轻。在给定的室压范围内, 两种循环的比冲相差120~225m/s。在14.71MPa 室压条件下, 分级燃烧循环比冲比燃气发生器循环比冲高180m/s。

在计算分析中还发现,对于分级燃烧循环发动机,从参数平衡考虑,要求保留两根旁通管路(图2中的11和12号支路)。这两条支路的流量大小反映了系统达到更高室压的潜力。当两根支路中的某一支路流量为零时,这时所对应的室压为发动机能达到的最高室压。计算数据表明对于图2所示的分级燃烧循环,系统能够达到的最高室压为18.412MPa。

(2) 各循环方案的最高室压 $P_{c,max}$

燃气发生器循环的最高室压定义为系统比冲为最大值时所对应的室压。而分级燃烧循环的最高室压定义为涡轮能够提供的功率极限所对应的室压。对于图2所示的分级燃烧循环发动机,前面已说明,当两个旁通管路任何一个流量随室压增加减少为零时,所对应的室压为最高室压。

图4给出了各种系统方案的最高室压值。图中,方案1为燃气发生器循环,方案2为考虑积碳影响的富燃单预燃室分级燃烧循环方案,方案3为富氧单预燃室方案,方案4为图2所示方案,方案5把图2所示两个预燃室交换了位置,方案6、7是方案2、4不考虑积碳对

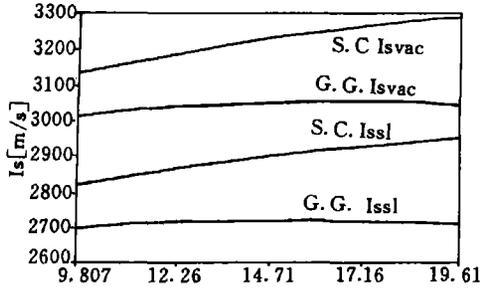


图3 地面与真空比冲随室压变化关系

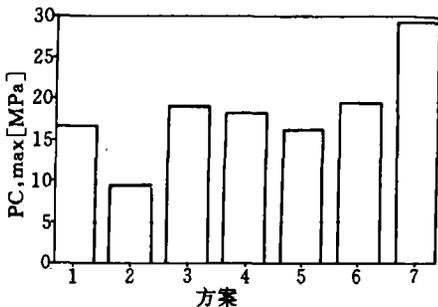


图4 各系统方案的最高室压值

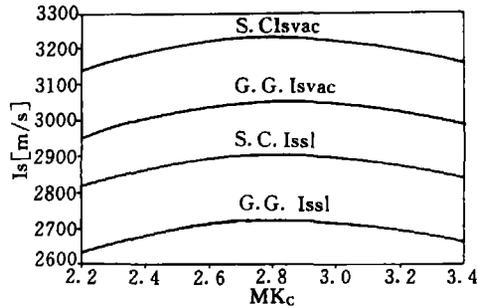


图5 燃烧室混合比对发动机比冲的影响

富燃发生器或预燃室混合比限制时的方案。由图4可知方案6、7的最高室压远远高于2、4的最高室压。同时也说明了,要把室压提高到24.5MPa以上,必须解决涡轮积碳对混合比的限制问题。

(3) 推力室混合对比冲的影响

图5给出了燃气发生器循环与分级燃烧循环推力室混合比 MR_c 对发动机地面比冲和真空比冲的影响。由图中可见,各比冲值均在 MR_c 为2.8时达到最大值。

(4) 发动机地面推力对比冲的影响

图6给出了地面推力对燃气发生器循环与分级燃烧循环发动机地面与真空比冲的影响。由图中可知,随推力增加地面比冲增加,而真空比冲减少。这是因为推力增加时,喷管喉部面积增加。在保持喷管出口直径不变时,喷管面积比减小,从而真空比冲减小。而在参数变化范围内,喷管出口压力始终低于地面大气压,当面积比减少后,出口压力增加,使地面比冲得到改善。

当出口直径为1.28m时推力由0.8MN向1.60MN增加时,地面比冲开始提高较快,到1.2MN时则增加变缓慢。真空比冲的减小与推力几乎成线性关系。因此这时推力取1.2MN较合适。

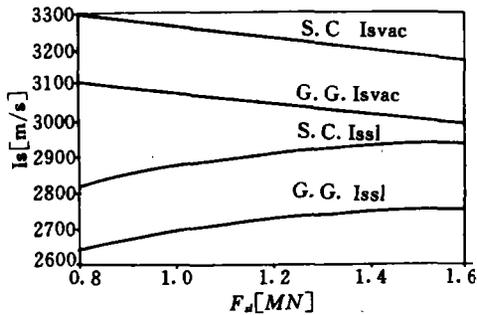


图6 地面推力对发动机比冲的影响

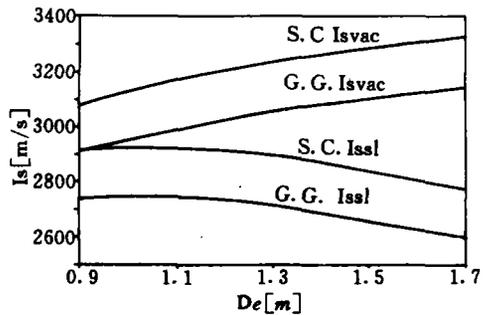


图7 喷管出口直径对发动机比冲的影响

(5) 喷管出口直径对发动机比冲的影响

图7给出了喷管出口直径对发动机比冲的影响曲线。图7的比冲变化规律与图6的规律正好相反。喷管出口直径增加,膨胀比增加,故真空比冲增加,而对于地面状况来说,更加偏离最佳膨胀状态,故地面比冲减少。

(6) 设计参数敏感性分析

图8给出了表1所示设计参数的变化对燃气发生器循环发动机地面比冲的影响。在表1所示参数变化范围内,地面比冲最大变化值±60m/s。由图中可知,燃烧室效率、发生器混合比的变化对比冲影响较大。表1中的其它参数变化对比冲也都有影响。

对于分级燃烧循环,计算表明除了燃烧效率以外,表1中的其它参数变化对发动机比冲都没有影响。但是这些参数的变化影响推力室可以达到的最高室压。对于图2所示系统,最高室压随设计参数的变化可以通过燃料旁通管路流量 m_{12} 的变化来反映。图9给出了在14.71MPa室压条件下, m_{12} 随设计参数的变化规律。图中表明,涡轮压比和预燃室混合比的变化,对 m_{12} (从而对最高室压) 具有较大的影响。而燃烧效率变化所产生的影响非常小。

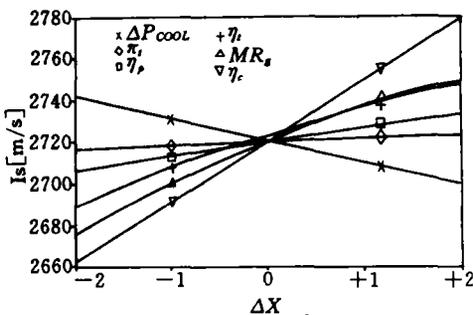


图8 燃气发生器循环各设计参数变化对发动机地面比冲影响

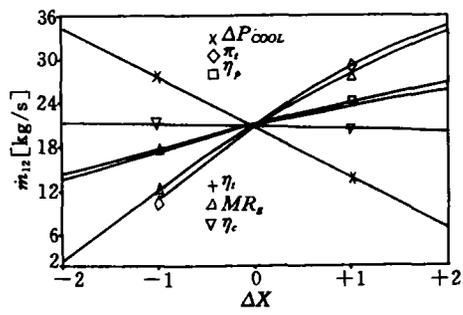


图9 分级燃烧循环各设计参数对燃料旁通管路流量的影响

3 结论与建议

(1) 按文中给定的设计参数条件, 图1所示燃气发生器循环的最高室压约为16.20MPa, 建议实际设计室压不应超过14.71MPa.

(2) 在室压为14.71MPa时, 分级燃烧循环发动机比冲比燃气发生器循环发动机比冲高180m/s.

(3) 对于分级燃烧循环, 为了保持参数平衡, 图2中的两根旁通管路(支路11和12)不可少。在发动机研制成功后, 还可以用这两根管路调整参数偏差。

(4) 考虑积碳对混合比限制时, 双预燃室分级燃烧循环的最高室压只能达到18.14MPa; 而不考虑积碳限制时, 最高室压可达到29.22MPa.

(5) 对于燃气发生器循环, 与涡轮泵系统有关的设计参数的变化对发动机比冲有影响。而对于分级燃烧循环, 涡轮泵系统设计参数变化对发动机比冲无影响, 只影响发动机可以达到的最高室压。

参 考 文 献

- 1 陈杰. 液体火箭发动机系统动力平衡参数通用计算方法. 上海航天, 1991, (4), 1~5
- 2 董锡鉴. 液氧——甲烷液体火箭发动机的参数平衡与最大室压. 航天与导弹动力装置联合会议, 1988
- 3 刘国雄. 液氧——甲烷(丙烷)火箭燃料的结焦和积碳特性. 上海航天, 1987, (6)

Cycle Power Balance Analysis for Liquid Rocket Engine with $LO_2/ RP-1$ Propellant Combination

Chen Jie Wang Kechang Chen Qizhi
(Department of Aerospace Technology)

Abstract

The gas generator cycle and staged combustion cycle with $LO_2/ RP-1$ propellants combination have been analyzed in this paper. The maximum combustion chamber pressure for various cycles has been found. The effect of combustion chamber pressure, sea level thrust, chamber mixture ratio, nozzle exit diameter on engine specific impulse and system balance parameters is given. The sensitivity dependences of efficiencies, turbine pressure ratio, gas generator (or preburner) mixture ratio and other design parameters on balance parameters have been investigated

Key words liquid propellant rocket engines, cycle power balance analysis