

液氧烃类发动机循环系统比较

郑秀琴

摘 要

本文通过理论计算得出两种循环的液氧/烃类发动机参数和性能,计算了混合比、涡轮进口温度、泵效率等参数对发动机性能的影响。利用涡轮功率平衡方程推导出发生器循环的涡轮流量与总流量比和燃烧室压力的关系;分级燃烧循环的燃料泵出口压力与燃烧室压力的关系。最后分析了两种循环的适应范围。

主题词: 液体推进剂火箭发动机

符 号 表

P	压力	下标:	
G	流量	Y	氧化剂
RT	燃气热值	R	燃料
T	温度	K	燃烧室
K	混合比	f	预燃室、发生器
R_b	比冲	W	涡轮
r	密度	F	发动机
k	绝热指数	e	出口
η	效率	o	入口
A	系统损失系数(发生器循环)	a	喷管出口
B	系统损失系数(分级燃烧循环)		

一、前 言

烃类燃料具有密度大、性能高、无毒、无腐蚀的优点,是航天用大型运载火箭助推发动机理想的推进剂。近年来世界各国都对烃类燃料进行了广泛研究,并正积极准备用于型号。目前讨论重点之一是循环系统方案的选择问题,这必须从发动机性能、尺寸和重量、研制周期和费用等方面进行深入分析比较,以获取最佳循环系统方案。

液氧烃类发动机可有三种基本循环方案:发生器循环、分级燃烧循环、膨胀循环。本文

主要对发生器循环和分级燃烧循环进行参数计算, 得出燃烧室压力对系统主要参数和性能的影响关系, 可供循环系统论证中参数选择使用。

二、循环系统及计算方程

图(一)、图(二)分别表示了发生器循环和分级燃烧循环的原理图及各组件之间的参数。

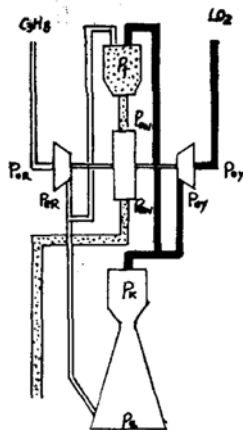


图 1

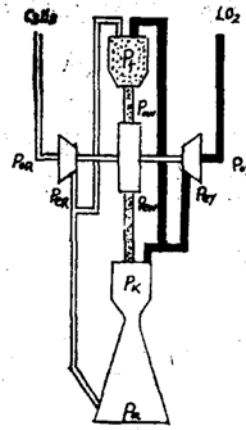


图 2

1. 发生器循环系统

根据涡轮泵功率平衡原理建立各组件参数关系

$$N_y = 98 P_y G_y / r_y \cdot \eta_y$$

$$N_R = 98 P_R G_R / r_R \cdot \eta_R$$

$$N_w = 9.8 G_w \cdot L_{a.o} \cdot \eta_w$$

$$G_R = G_{RK} + G_{Rf}$$

$$G_y = G_{yk} + G_{yf}$$

$$G_{Rf} = G_f / (1 + K_f)$$

$$G_{yf} = K_f G_f / (1 + K_f)$$

$$G_w = G_f$$

由这些关系式可得

$$G_f = \frac{10}{L_{a.o} \cdot \eta_w} \left[\frac{G_y \cdot P_y}{r_y \cdot \eta_y} + \frac{G_R \cdot P_R}{r_R \cdot \eta_R} \right]$$

$$G_y = G_{yk} + \frac{K_f}{1 + K_f} G_f$$

$$G_R = G_{RK} + \frac{1}{1 + K_f} G_f$$

经整理后可得发生器与发动机总流量比和系统参数之间关系为

$$\bar{G}_f = G_f / G_F = 10 \left[\frac{P_y}{\eta_y \cdot r_y} \cdot \frac{K_k}{1 + K_k} + \frac{P_R}{\eta_R \cdot r_R} \cdot \frac{1}{1 + K_k} \right] /$$

$$\left\{ \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \left(\frac{P_{ew}}{P_{ow}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \eta_w - 10 \left[\frac{P_y}{\eta_y \cdot r_y} \left(\frac{K_f}{1 + K_f} - \frac{K_k}{1 + K_k} \right) + \frac{P_R}{\eta_R \cdot r_R} \right] \right. \\ \left. \left(\frac{1}{1 + K_f} - \frac{1}{1 + K_k} \right) \right\} \quad (1)$$

将 $P_R \approx P_{eR}$, $P_{eR} = A_R P_k$, $P_y \approx P_{ey}$, $P_{ey} = A_y P_k$ 代入(1)式, 得出流量比与燃烧室压

力的关系。

另外, 因 $K_F = G_y/G_R$, $K_k = G_{yk}/G_{Rk}$ 。所以

$$K_F/K_k = \frac{G_y}{G_R} \cdot \frac{G_{Rk}}{G_{yk}} \quad (2)$$

将各关系代入 (2) 式, 得出发动机混合比与发生器和燃烧室混合比的关系

$$\frac{K_F}{K_k} = \left(1 + \frac{\bar{G}_f}{1 - \bar{G}_f} \cdot \frac{1 + K_k}{1 + K_f} \cdot \frac{K_f}{K_k} \right) / \left(1 + \frac{\bar{G}_f}{1 - \bar{G}_f} \cdot \frac{1 + K_k}{1 + K_f} \right) \quad (3)$$

发动机推力为燃烧室推力与涡轮排气推力之和, 即 $R_F = R_k + R_f$ 。由此得到发动机比冲关系式为:

$$R_{bF} = R_{bk} - G_f/G_F (R_{bk} - R_{bf}) \quad (4)$$

2. 分级燃烧循环系统 (低 α 预燃室分级燃烧循环)

根据涡轮泵功率平衡方程得下列关系式

$$N_w = G_w \cdot L_{ao} \cdot \eta_w \quad N_y + N_R = \left(\frac{G_y \cdot P_y}{\gamma_y \cdot \eta_y} + \frac{G_R \cdot R_R}{\gamma_R \cdot \eta_R} \right) 98$$

$$G_f = \frac{10}{L_{ao} \cdot \eta_w} \left[\frac{G_y \cdot P_y}{\gamma_y \cdot \eta_y} + \frac{G_R \cdot P_R}{\gamma_R \cdot \eta_R} \right]$$

$$G_f/G_F = \frac{10}{L_{ao} \eta_w (1 + K_k)} \left[\frac{P_y}{\eta_y \cdot \gamma_y} K_F + \frac{P_R}{\eta_R \cdot \gamma_R} \right]$$

$$N_w/G_F = 10/1 + K_F \left(\frac{P_y}{\eta_y \cdot \gamma_y} K_F + \frac{P_R}{\eta_R \cdot \gamma_R} \right)$$

根据 $G_f/G_F = \frac{(1 + K_f) G_R}{(1 + K_F) G_R} = \frac{1 + K_f}{1 + K_F}$ 得涡轮压比关系式为

$$P_{ow}/P_{ow} = \left[1 - \frac{10}{\frac{k}{k-1} RT \cdot \eta_w} \cdot \frac{1}{1 + K_f} \left(\frac{P_y}{\eta_y \cdot \gamma_y} K_F + \frac{P_R}{\eta_R \cdot \gamma_R} \right) \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (5)$$

$$\text{代入} \quad P_{ow} = P_K (1 + B_f), \quad P_y = P_K (1 + B_y) \cdot \frac{P_{ow}}{P_{ow}} \cdot (1 + B_f),$$

$$P_R = P_K (1 + B_R) \frac{P_{ow}}{P_{ow}} (1 + B_f) \quad \text{可得燃烧室压力与燃料泵出口压力关系}$$

式如下:

$$P_k = \frac{P_R}{(1 + B_R)(1 + B_f)} \left[1 - \frac{10}{\frac{k}{k-1} RT \eta_w (1 + K_f)} \left(\frac{P_R (1 + B_y)}{\eta_y \cdot \gamma_y (1 + B_R)} K_F + \frac{P_R}{\eta_R \cdot \gamma_R} \right) \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (6)$$

同理可得出室压与氧化剂泵出口压力关系式。

分级燃烧循环发动机比冲等于燃烧室比冲

$$R_{bF} = R_{bK} \quad (7)$$

3. 计算条件及状态

采用97%浓度的丙烷(C_3H_8)——液氧的热力性能参数, 并假定发动机地面推力 $9.8MN$, 喷管出口内径为 $1M$ 。计算中的参数见表。

计 算 条 件	燃气发生器循环	分级燃烧循环	计 算 条 件	燃气发生器循环	分级燃烧循环
燃烧室混合比 K_k	2.55, 2.91, 3.28	2.91	燃烧效率 φ_K	0.97	0.97
发生器混合比 K_f	0.474, 0.328, 0.219	0.328	比冲系数 φ_b	0.9361	0.9361
涡轮效率 η_w	0.5	0.5	液氧 B_y	0.3	0.3
丙烷泵效率 η_R	0.60, 0.69	0.69	丙烷 B_R	0.6	0.6
液氧泵效率 η_y	0.74	0.74	预燃室 B_f		0.08

三、计算结果讨论

根据上述方程, 将涡轮进口温度、燃烧室混合比、燃料泵效率为参数, 计算出燃烧室压力对发生器循环流量比的影响, 分级燃烧循环中对丙烷泵出口压力的影响, 以及对两种循环发动机比冲的影响。

1. 发生器循环

图3—5表示燃烧室压力对流量比的影响。由曲线看出当 P_k 增加时发生器流量相对值增大, 因此, 发生器循环中, 当 P_k 提高后比冲损失较大。

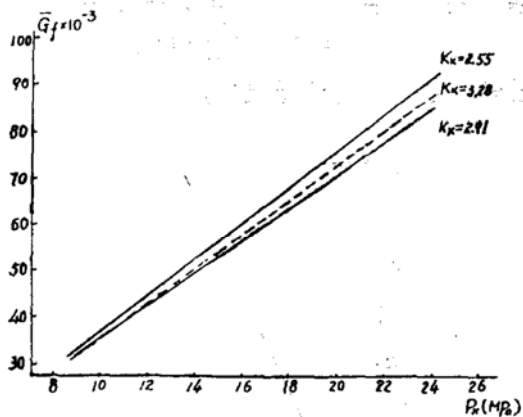


图 3

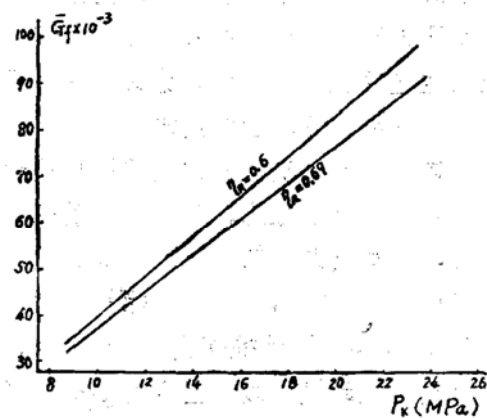


图 4

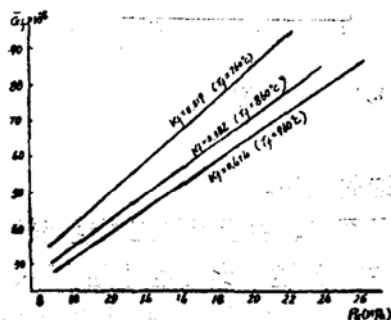


图 5

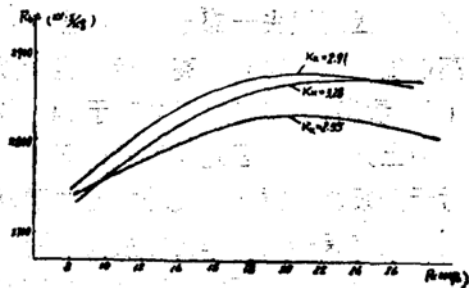


图 6

图6—8表示燃烧室压力对发动机比冲的影响。由曲线看出随着室压提高,比冲上升,室压提高后涡轮排气损失随之增大,性能下降。如图所示在发生器循环中存在性能最高的室压。从计算结果表明,当室压高于18MPa,不适于选用发生器循环。

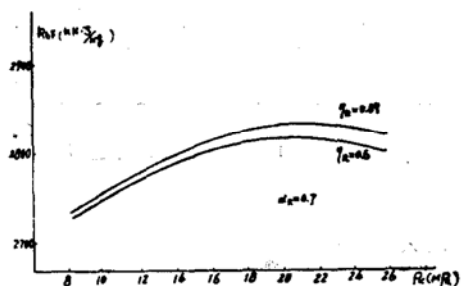


图 7

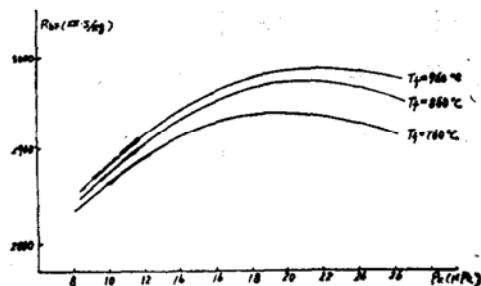


图 8

从图8看出当 P_k 一定时,涡轮入口温度由760℃上升到960℃比冲提高40KN·s/kg。因此选用耐高温合金的涡轮,提高发生器进口温度,提高发生器循环性能,使之接近分级燃烧循环性能。

2. 分级燃烧循环。

分级燃烧循环中丙烷泵出口压力对 R_k 的关系见图9,由图看出,当泵出口压力上升时,燃烧室压力基本以线性关系增加(在计算范围内)。但是,受泵的出口压力和涡轮效率的影响室压 P_k 也应存在着最大值。分级燃烧循环的室压有潜力,但也有局限性。

3. 两种循环的性能比较

液体火箭发动机性能的重要指标是比冲,比冲主要取决于膨胀比。对助推发动机主要利用提高燃烧室压力增加膨胀比,提高性能。雷神LR79-NA-11的 $P_k = 3.8\text{MPa}$ 到F-1提高到 6.9MPa 目前SSME已提高到 20.58MPa 。美国航天飞机主发动机代表了当今发动机发展的水平,因此在未来的发动机设计中,必须为设计高室压发动机而努力。

对于燃气发生器循环,由于涡轮废气不能充分膨胀,因而损失一部分能量,当燃烧室压力提高以后,涡轮功率提高,相对能量损失增大。从图10看出,当燃烧室压力高于14.7MPa以后,比冲上升缓慢,因此发生器循环的燃烧室压力不宜选的太高。

对于分级燃烧循环,发动机比冲随燃烧室压力变化见图10。由于涡轮工质经涡轮后进入燃烧室,没有涡轮废气排出的损失,所以随着 P_k 提高比冲上升速度比发生器循环快,同样室压下,比发生器循环的比冲高。在高室压状态,分级燃烧循环性能的优越性更为突出。

如果以泵的出口压力为基准进行比较(取丙烷泵出口压力),比冲与泵出口压力关系见图

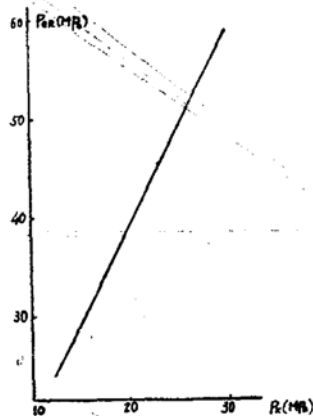


图 9

11, 当泵出口压力低于 17.6MP_a 时, 发生器循环性能高于分级燃烧循环, 泵出口压力越高, 选用分级燃烧循环能获得高比冲。泵出口压力低的情况下补燃循环优越性不明显。

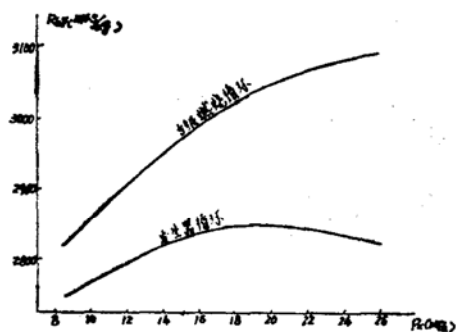


图10

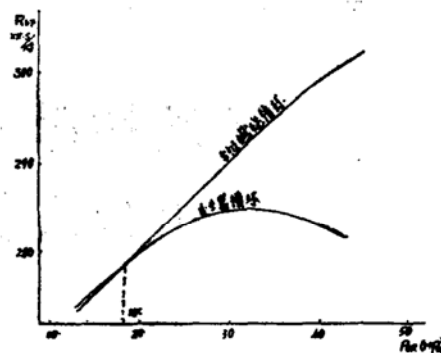


图11

参 考 文 献

- (1) 液氧/丙烷推进剂理论性能, 上海航天局八〇一所。
- (2) 张宝炯, 氢-氧发动机的循环参数研究, 航天部十一所。

XX

(上接第29页)

4. $M \geq 4$ 后采用大攻角飞行可以大幅度提高发动机推力系数, 在每一个飞行状态 (M_H, H) 下, 存在一个最大 C_F 的攻角;
5. $M > 6$ 后风扇前喷水可以延长亚燃冲压发动机工作 M 数上限值到7.5左右。

参 考 文 献

- (1) 吴国钊: 风扇系统设计问题, (1987)。
- (2) AIAA 84-1498.
- (3) AIAA 85-1372.

A Comparison of LOX/Hydrocarbon Rocket Engine Power cycles

Zheng Xiuqin

Abstract

The parameters and performances of two LOX/Hydrocarbon engine systems with different kind of power cycles are obtained through theoretical calculation. Effects of the mixture ratio, turbin inlet temperature and pump efficiency on engine performances are also calculated. The relationships between the turbin bypass ratio and the chamber pressure for gas generator cycle, and between the fuel pump discharge pressure and chamber pressure for stage-combustion cycle are derived from the engine system equations. In the last part of this paper, an analysis of the applicable ranges of the two power cycles is presented.

Keywords: Liquid propellant rocket engine

Study and Discussion on Projects of Combined Air-Breathing Jet Engines for Earth/Orbit Space Transportation System

Zhang Renjie

Abstract

A Preliminary study on the combined jet engines suitable for earth/orbit space transportation is made in this paper. Some evaluation of performance, size and weight of the engine is carried out and the transportation capability of the space plane which will be powered this type of engines is also estimated.

Keywords: Space propulsion, Turbofan engine, Ramjet engine,
Compound engines

Advancements in Airbreathing Propulsion for Earth/Orbit Transportation Systems

Dai Yaosong

Abstract

In earth/orbit transportation systems, airbreathing propulsion appears to be an excellent choice. Combined cycle engines (airbreathing/rocket) concept have been examined