

# 增强大推力火箭发动机燃烧 稳定性裕度的方法

李龙飞, 陈建华, 刘站国  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 针对重型运载大推力液体火箭发动机自发激励高频燃烧不稳定性的技术风险, 总结和分析了影响大推力液氧煤油火箭发动机燃烧稳定性裕度的因素, 主要包括燃烧室声学固有频率、燃烧室结构和喷嘴几何结构。结果表明: 发动机喷注器附近的推进剂燃烧区、燃烧室收敛段对燃烧室声学固有频率有较大影响; 燃烧室长度为燃烧室直径的 0.205 倍或 0.205 的奇数倍时有相对最好的燃烧稳定性; 气液同轴式喷嘴长度为燃烧室一阶切向振荡频率的 0.5 倍时, 能传递最大的振荡能量。最后, 提出了一种增强燃烧稳定性裕度、避免出现切向振型高频燃烧不稳定性的燃烧室设计方法。

**关键词:** 液体火箭发动机; 高频燃烧不稳定性; 稳定性裕度

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 05-0008-07

## Method to enhance combustion stability margin of high thrust rocket engine

LI Long-fei, CHEN Jian-hua, LIU Zhan-guo  
( Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China )

**Abstract:** To overcome the high-frequency combustion instability of spontaneous excitation of high thrust liquid rocket engines (LRE), the main factors (including acoustic frequency of combustor, structural parameters of combustor and geometric structure of coaxial injector) which affect the combustion stability margin of high thrust LOX-kerosene rocket engine are summarized and analyzed. The results show that the propellant combustion area and combustor convergence section close to the injector have great effects on the acoustic inherent frequency of the combustion chamber, the relatively perfect combustion stability can be got when the combustion chamber length is 0.205 times longer than the combustion chamber diameter or is odd number of 0.205, and the maximum oscillation energy can be obtained when the length of the gas-liquid coaxial injector is 0.5 times the first-order tangential oscillation frequency. A combustor design method to enhance combustion

收稿日期: 2014-02-10; 修回日期: 2014-06-26

基金项目: 基础科研项目(B0320110012)

作者简介: 李龙飞 (1977—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体动力系统喷雾燃烧技术

stability margin and avoid high-frequency combustion instability is proposed to provide a reference for the engineering design of LRE.

**Keywords:** liquid rocket engine; high-frequency combustion instability; combustion stability margin

## 0 引言

高频燃烧不稳定性是制约火箭发动机发展的关键技术之一, 它将导致局部热流剧增, 破坏冷却结构, 瞬间烧蚀喷注器面或燃烧室内壁。通常表现为大的燃烧室压力脉动, 属于声学耦合振型, 是由燃烧室内燃烧过程和声学耦合的结果<sup>[1]</sup>。国内外学者采用理论分析、数值模拟和实验方法研究了燃烧不稳定性的激励机理和控制方法<sup>[2-5]</sup>。由于大推力液体火箭发动机的流量大, 燃烧室的温度和热流高, 激励高频燃烧不稳定性的因素多, 采用全尺寸发动机进行专门研究的成本高、风险大, 增加了研究这一问题的难度, 尤其在发动机研制初期难以进行燃烧稳定性设计。国内液体火箭发动机燃烧室设计时, 通常假设推进剂在燃烧室的停留时间、热流密度等工作参数确定燃烧室长度、直径等结构参数, 较少兼顾燃烧稳定性。本文针对重型运载大推力液氧煤油火箭发动机研制初期的高频燃烧不稳定性技术风险, 比较了燃烧室固有频率的计算方法, 总结和分析了影响大推力液氧煤油火箭发动机燃烧稳定性裕度的因素, 包括喷嘴几何结构、燃烧室长度和直径等对横向振型高频燃烧不稳定性的影响规律。最后提出了一种增强燃烧稳定性裕度, 且避免出现横向振型高频燃烧不稳定性的燃烧室设计方法。

## 1 燃烧室固有频率的计算方法

对于液体火箭发动机高频燃烧不稳定性, 几乎在所有的情况下, 观察到的振荡频率与燃烧室结构几何特性决定的声学固有频率相当, 差值仅百分之几<sup>[1]</sup>。因此, 准确计算发动机燃烧室的固有声学频率非常重要。

液体火箭发动机工程设计中, 计算燃烧室固有声学频率通常采用如下的经验公式<sup>[2]</sup>。

横向固有频率

$$f_{mn} = \alpha_{m,n} \frac{C_c}{D_c} (1 - Ma^2)^{0.5}$$

式中:  $\alpha_{m,n}$  为系数,  $\alpha_{1,0}=0.586$ ,  $\alpha_{2,0}=0.972 2$ ,  $\alpha_{0,1}=1.219 7$ ;  $C_c$  为燃烧室声速;  $D_c$  为燃烧室圆柱段直径;  $Ma$  为燃气马赫数。

纵向固有频率

$$f_1 = n \cdot \frac{C_c}{2L_c} (1 - Ma^2)^{0.5}, n=1,2,\dots$$

式中  $L_c$  为燃烧室长度。

由于发动机存在喷管收敛段, 喷注器附近为化学反压过程的不均匀“冷区”。采用数值计算的方法求解燃烧室声波动方程修正经验公式的有效直径  $D_c$  和声速  $C_c$ 。一维理想气体声波动方程采用  $N-S$  方程组, 贴体坐标系  $(\xi, \eta, \theta)$  下线性化和无因次化后的全微分声波动方程如下:

$$u_0^2 \left[ \frac{d^2 \varphi_{mn}}{d\xi^2} - \frac{d}{d\xi} \left( \frac{u_0}{c_0} \frac{d\varphi}{d\xi} \right) \right] - 2i\omega \frac{d\varphi}{d\xi} + \left[ \frac{\omega^2}{c^2} \varphi - i\omega u_0 \varphi \frac{d}{d\xi} \left( \frac{1}{c_0} \right) \right] - \frac{1}{2} \rho_0 u_0 \frac{a^2 mn}{\eta_0} \varphi_{mn} = 0$$

速度扰动和压力扰动量分别为:

$$\delta \bar{u}_{mn}(\delta) = \frac{d\varphi_{mn}}{d\xi}$$

$$\delta \bar{p}_{mn}(\delta) = -\rho_0 \left( i\omega \varphi_{mn}(\xi) + u_0^2 \frac{d\varphi_{mn}(\xi)}{d\xi} \right)$$

式中:  $\xi$  为沿流线;  $\eta$  为等势线;  $\varphi$  为声场位势,

$\varphi = \sum_m \sum_n \varphi_{mn}(\xi) J_m(\alpha_{mn} \sqrt{\eta/\eta_0}) \cos m\theta$ ;  $\varphi_{mn}$  为系数, 是  $\xi$  的函数;  $J_m$  为贝塞尔函数。贴体坐标系  $(\xi, \eta, \theta)$  与柱坐标系  $(x, r, \theta)$  的关系为:

$$u_{0x} = \frac{\partial \xi}{\partial x}, u_{0r} = \frac{\partial \xi}{\partial r};$$

$$r\rho_0 u_{0x} = \frac{\partial \eta}{\partial r}, r\rho_0 u_r = \frac{\partial \eta}{\partial x}$$

对于燃烧室，壁面沿法线无流动，则壁面为无滑移、绝热条件： $\delta \bar{u}(\xi, \eta_0) = 0$ 。

在燃烧室入口处 ( $\xi=0$ ) 给定边界条件，入口截面处的声阻抗和幅频特性系数分别为：

$$z(0) = \frac{1}{u_0 \frac{d\varphi_{mn}}{d\xi}}, k_A(0) = \frac{1}{k_0 + p_0 \frac{\partial \varphi_{mn}}{\partial \xi}}$$

式中： $k_A = \delta p / \delta C$  为幅相频率特性放大系数，为声压与流量扰动比； $Z(i\omega) = \delta p / \delta u_\xi$  为声阻抗，声压与速度扰动比值。

声学环节的出口 (喉部) 为音速流

$$\delta u_{mn}^* = A(i\omega) \cdot \delta p_{mn}^*$$

式中： $A(i\omega)$  为一个确定的函数；上标 \* 为临界截面的参数。

采用变步长四阶龙格-库塔法求解。设定一维计算节点数，各节点上介质速度、密度和声速等参数沿燃烧室轴向方向变化，通过气动函数或燃烧室的燃烧流场确定。以某发动机燃烧室为例对比 2 种计算方法。燃烧室圆柱段几何直径  $D_c = 380$  mm，长度  $L_c = 448$  mm，燃气平均声速  $C_c = 1218$  m/s，燃烧室马赫数  $Ma = 0.18$ 。

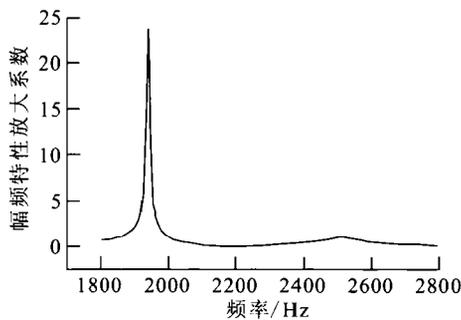


图 1 燃烧室横向振荡的幅频特性

Fig. 1 Amplitude frequency characteristic of combustion transverse oscillation

图 1 给出了数值计算的燃烧室横向振荡的幅频特性曲线，2 个谐振峰分别对应于一阶切向振荡频率  $f_{IT}$ 、一阶切向与一阶纵向振荡固有频率  $f_{IT,IL}$ ，对应数值为  $f_{IT} = 1940$  Hz 和  $f_{IT,IL} = 2500$  Hz。

表 1 比较了 2 种计算方法的结果。可以看出，对于横向振荡频率，数值计算值大于经验公

式值，而对于一阶纵向振型，数值计算值小于经验公式值。这是由于用经验公式计算时，将喷管收敛段视为一直管，没有处理喷管收敛段尺寸变化，相当于增加了燃烧室直径；喷注器出口处一段距离为温度相对较低的化学反压区，经验公式忽略了该“冷区”，增大燃烧室中燃气的马赫数  $Ma$ ，相当于增加了有效长度  $L_c$ 。

表 1 燃烧室声学固有频率

Tab. 1 Acoustic inherent frequency of combustion chamber

	Hz				
	一阶切向	二阶切向	一阶径向	一切一纵	一阶纵向
简化公式	1 848	3 065	3 846	2 281	1 337
模型计算	1 940	3 158	3 942	2 500	1 278

## 2 喷嘴对燃烧稳定性裕度的影响

文献 [4-6] 给出了同轴直流离心式气液喷嘴声学 and 单喷嘴低压模拟实验研究结果，典型曲线如图 2 所示<sup>[5]</sup>。研究表明，喷嘴无量纲有效长度  $\bar{l} = L/\lambda \approx 0.5$  时，燃烧室脉动压力振幅最小，此时振荡最小，燃烧室的燃烧稳定性裕度相对最大； $\bar{l} \approx 0.25$  和  $\bar{l} \approx 0.75$  燃烧室脉动压力振幅最大。这里， $L$  为同轴式喷嘴的气体通道几何长度； $\lambda$  为燃烧室一阶切向振荡频率对应的波长。

文献 [5-6] 也研究了气液喷嘴入口节流嘴直径对燃烧不稳定性的影响。研究表明：节流嘴不仅可增大喷嘴流阻和喷嘴压降，提高气体流速，同时对抑制高频燃烧不稳定性有较好的作用。

文献 [7] 进行了液氧煤油发动机喷注器高频燃烧不稳定性热态模拟实验。实验用的模拟燃烧室如图 3 所示，由喷注器 1，燃烧室圆柱段 2 和喷管收敛段 3 部分组成，喷注器 1 由内底、中底和喷嘴 4 部分组成，模拟燃烧室为双层结构，采用水冷却，模拟燃烧室设计了 2 种不同直径，分别为  $D_c = \phi 196$  mm 和  $\phi 280$  mm，燃烧室设置了

脉动压力和静压传感器。喷注器 1 如图 4 所示, 定义喷注器气体喷嘴通道与燃烧室圆柱段面积之比为喷注器气通道相对流通面积, 对于 2 种直径的模拟燃烧室, 喷注器气通道相对流通面积分别为:  $\bar{f}=0.134$  和  $\bar{f}=0.255$ 。文献 [7] 研究表明: 喷嘴有效长度  $\bar{l} \approx 0.25$  和  $0.75$  时, 燃烧室的燃烧稳定性裕度最低,  $\bar{l} \approx 0.01, 0.5$  和  $1$  时燃烧室燃烧稳定性相对最佳; 喷注器气通道相对流通面积  $\bar{f}$  对燃烧稳定性的影响不是很明显; 喷嘴的出口倒角对燃烧稳定性没有明显影响; 喷嘴富氧燃气的流速对燃烧室横向振荡影响微弱。

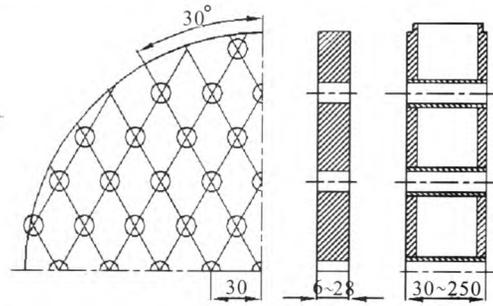


图 4 模拟喷注器 ( $\bar{f}=0.134$ )

Fig. 4 Schematic diagram of simulated injector

### 3 燃烧室对燃烧稳定性裕度的影响

#### 3.1 燃烧室长度对燃烧稳定性的影响

文献 [8] 研究了燃烧室长度对推力室横向高频燃烧不稳定性的影响。实验用的燃烧室如图 3 所示, 燃烧室直径  $D_c = \Phi 280$  mm, 喷注器气通道相对流通面积  $\bar{f}=0.134$ , 实验过程不改变喷嘴的直径。典型实验结果如图 5 所示。结果表明: 在保证喷嘴处于最佳声学长度  $\bar{l} \approx 0.5$  时, 当燃烧室长度分别为 235 mm, 360 mm 和 460 mm 时, 燃烧室的燃烧稳定性裕度相对最大, 当燃烧室长度分别为 293 mm, 415 mm 和 515 mm 时, 燃烧室燃烧稳定性最差。2 个最佳 (或最差) 燃烧室长度相差 100~130 mm, 平均长度相差约 115 mm。分析认为: 这种燃烧过程稳定性的变化与燃烧室燃气的纵向振荡频率和横向振荡阶数有关, 改变燃烧室长度, 其相应的纵向振荡频率随之变化; 对于液体火箭发动机燃烧室可以认为是声学闭端/开端系统<sup>[2]</sup>, 喷注器内底为声学闭端, 而喷管出口截面为声学开端。根据文献 [8] 的模拟燃烧室, 可以看出, 燃烧稳定性裕度相对最低和最高时的燃烧室长度之间满足关系式为:  $L_c = 0.25D_c / \alpha_{nm}$ , 其中对于燃烧室一阶切向频率  $m=1, n=0, \alpha_{1,0} = 1.22$ , 此时有  $L_c = 0.205D_c$ 。对应于相对最高燃烧稳定性裕度的燃烧室长度  $L_c = 0.205D_c \cdot q, q=1,3,5 \dots$ , 对应于相对最低燃烧稳定性裕度的燃烧室长度  $L_c = 0.205D_c \cdot p, p=2,4,6 \dots$ 。

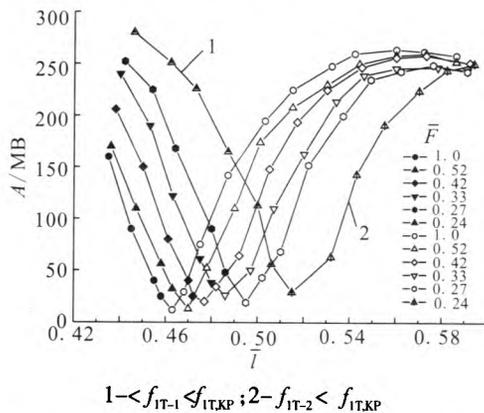


图 2 一阶切向频率  $f_{IT}$  处压力振幅  $A$  与喷嘴无量纲有效长度  $\bar{l}$  的试验曲线

Fig. 2 Experimental curves of pressure amplitude frequency  $A$  and injector dimensionless effective length  $\bar{l}$  at  $f_{IT}$

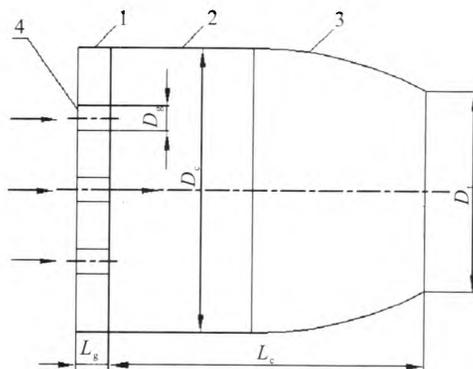


图 3 模拟燃烧室示意图

Fig. 3 Schematic diagram of simulated combustion chamber

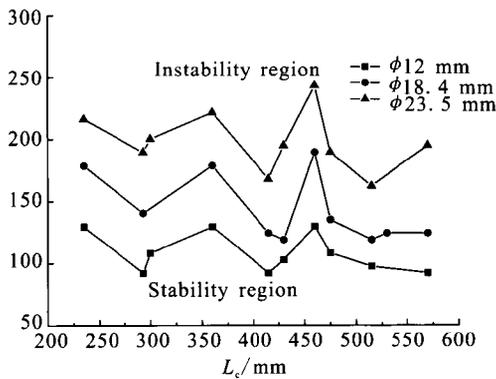


图5 燃烧室长度对燃烧稳定性裕度的影响

Fig. 5 Effects of combustion chamber length on combustion stability margin

### 3.2 燃烧室直径对燃烧稳定性的影响

文献 [8] 研究了燃烧室直径对高频燃烧不稳定性的影响, 实验采用了 2 个燃烧室, 直径 ( $D_c$ ) 分别为  $\phi 196$  mm 和  $\phi 280$  mm, 气喷嘴直径  $\phi 12$  mm。

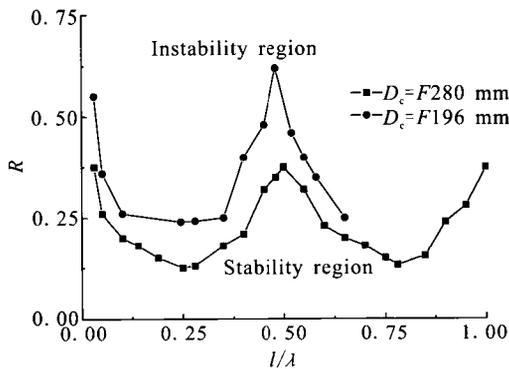


图6 不同气喷嘴燃气马赫数和相对长度下, 燃烧室直径对燃烧稳定性裕度的影响

Fig. 6 Effects of combustion chamber diameter on combustion stability margin in different injector gas Mach number and relative length

图6 给出了典型的实验结果。可以看出对于燃烧室一阶切向振型, 喷嘴有效长度  $\bar{l} \approx 0.01$ , 0.5 和 1 时有相对最高的燃烧稳定性裕度, 而  $\bar{l} \approx 0.25$ , 0.75 时燃烧稳定性最差, 喷嘴有效长度对燃烧稳定性的影响不随燃烧室直径变化而改变; 燃烧室直径相对较小时, 燃烧稳定性裕度相对更高。文献 [8] 也研究了这 2 个燃烧室的不同

气喷嘴直径对高频燃烧不稳定性的影响。结果表明, 对于不同直径的燃烧室, 有相对最佳气体喷嘴直径以保证有相对最高的燃烧稳定性裕度; 在燃气流速  $v \approx 25$  m/s 时, 对于  $D_c = \phi 196$  mm 的燃烧室, 最佳气喷嘴直径为  $\phi 12$  mm;  $D_c = 280$  mm 的燃烧室, 最佳气喷嘴直径约为  $\phi 30$  mm。因此, 在燃气流速一定的条件下, 应该尽量设计较小直径的燃烧室。

## 4 结论

针对重型运载大推力液体火箭发动机自发激励高频燃烧不稳定性的技术风险, 总结和分析了影响大推力液氧煤油火箭发动机燃烧稳定性裕度的因素, 主要包括燃烧室声学频率、燃烧室结构和喷嘴几何结构。在大推力液体火箭发动机设计初期, 为增强发动机燃烧稳定性裕度, 尽可能地避免出现燃烧不稳定性的技术风险, 燃烧稳定性设计可以采用如下方法:

1) 准确计算发动机燃烧室固有声学频率是非常重要的。燃烧室初步设计时采用经验公式, 后续用发展的数值计算模型进行修正。

2) 大推力液体火箭发动机采用同轴式气液喷嘴。喷嘴无量纲有效长度为 0.5 时燃烧室的燃烧稳定性裕度相对最高。

3) 燃烧室直径较小时高频燃烧稳定性相对较好, 设计时选择相对较小的燃烧室直径。在燃烧室直径  $D_c$  确定的情况下, 燃烧室长度满足关系式:  $L_c = 0.205 D_c \cdot q$ ,  $q = 1, 3, 5 \dots$ 。

由于液体火箭发动机高频燃烧不稳定性的激励机理极其复杂, 对某些结构参数、工作参数异常敏感, 需要系统研究高频燃烧不稳定性的激励机理, 发展特定的燃烧稳定性评估方法与技术, 进行专门的试验以确定燃烧不稳定性的边界和燃烧稳定性裕度。

### 参考文献:

- [1] VIGOR Y, WILLIAM E A. Liquid rocket engine combustion instability [M]. Washington: The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.

- [2] НАТАЗОН М С. Неустойчивость Горения [M]. МО-СКВА: [s.n.], 1986.
- [3] 李龙飞. 液氧/煤油补燃循环火箭发动机声学特性研究 [D]. 西安: 西安航天动力研究所, 2003.
- [4] 陈建华, 葛李虎, 吕发正, 等. 气液喷嘴高频稳定性单喷嘴热模拟实验研究[J]. 火箭推进, 2011, 27(4): 1-7.
- [5] 李龙飞, 陈建华, 周立新, 等. 补燃循环火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性研究 [J]. 火箭推进, 2004, 30 (6): 5-10.
- [6] 李龙飞, 陈建华, 张蒙正, 等. 液氧/煤油气液同轴直流离心式喷嘴的声学模拟实验[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 1-5.
- [7] МАЛИНИ Б И. Влияние конструктивных параметров форсуночной головки модельной камеры сгорания ЖРД на возбуждение в ней поперечных колебаний газа[J]. ПМТФ, 1993 (6): 48-57.
- [8] МАЛИНИ Б И. Взаимосвязь акустических свойств форсуночной головки и камеры сгорания ЖРД с возбуждающимися поперечными колебаниями газа. ПМТФ, 1994 (2): 123-130.
- [9] АЛИНИ Б И. Длина пламен при отсутствии и наличии поперечных колебаний газа[J]. ИЗВ. РАН. Энергетика, 1998 (4): 159-167.

(编辑: 马杰)

(上接第 7 页)

就液氧/甲烷富燃预燃-液氧补燃发动机而言, 其本身也是目前世界航天强国火箭动力发展的重要方向。因此, 本文提出的 DRBCC 方案, 将液氧/甲烷火箭发动机和 RBCC 组合循环两个优势方向相融合, 不仅有利于获得一种具有可实现性的 RBCC 组合循环动力系统, 而且也会极大地促进先进液体火箭发动机动力系统的发展。

#### 参考文献:

- [1] 张蒙正, 李斌, 王君, 等. 关于 RBCC 动力系统的思考 [J]. 火箭推进, 2013 39(1): 1-7.
- [2] SIEBENHAAR A, BUJMAN M J. The strutjet engine: the overlooked option for space launch, AIAA 95-3124 [R]. USA: AIAA, 1995.
- [3] 林其. 火箭基组合循环发动机(RBCC)引射模态的准一维理论分析 [D]. 四川: 中国空气动力研究与发展中心, 2009.
- [4] 杨潮兴, 张志峰, 王建辉, 等. 国外组合推进技术研究现状[J]. 飞航导弹, 2012 (05): 78-84.
- [5] HIRAIWA T. Recent progress in scramjet/combined cycle engines at JAXA, Kakuda Space Propulsion Center, AIAA 2006-555[R]. USA: AIAA, 2006.
- [6] KOUICHIRO T, MUNEO I. Ram and ejector-jet mode experiments of the combined cycle engine in Mach 4 flight conditions, AIAA 2008-103[R]. USA: AIAA, 2008.
- [7] 黄国庆. 火箭基组合循环发动机引射模态性能研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- [8] 王增辉. RBCC 地面实验及数据处理方法[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [9] 吕翔. 火箭基组合循环(RBCC)发动机性能分析模型研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
- [10] 张建东, 王占学, 张蒙正, 等. 火箭冲压组合循环推进系统掺混参数研究[J]. 空气动力学学报, 2010 (02): 222-225.

(编辑: 王建喜)