

# 低温火箭发动机稳态特性仿真模型与应用

巩岩博, 郑大勇, 胡程伟  
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘 要:** 为了提高发动机工程研制的效率, 以低温火箭发动机为研究对象, 使用通用性好、支持模块化建模与仿真的 Modelica 语言, 建立了具有较高仿真精度的低温火箭发动机稳态特性仿真模型库与仿真分析平台, 并针对工程应用的需要开展了氢氧发动机故障仿真、液氧/甲烷发动机性能可靠性评估和性能敏感性分析等工作, 为某型氢氧发动机的故障定位提供了依据, 同时得到了某型液氧/甲烷发动机的性能可靠性指标, 以及对其性能影响最大的干扰因素, 为该型发动机的研制工作提供了保障。

**关键词:** 低温火箭发动机; 稳态特性仿真; 性能可靠性; 性能敏感性

**中图分类号:** V434      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374(2020)05-0048-09

## Model and application of steady-state characteristics simulation for cryogenic rocket engine

GONG Yanbo, ZHENG Dayong, HU Chengwei  
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** In order to improve the efficiency of engine engineering development, the cryogenic rocket engine was used as the research object, a simulation model library and simulation analysis platform with high simulation accuracy for the steady-state characteristics of the cryogenic rocket engine were established by using Modelica language with good generality, supporting the modular modeling and simulation. In addition, aiming at the requirements of engineering application, the fault simulation of LOX/LH<sub>2</sub> engine, the performance evaluation and performance reliability sensitivity analysis of LOX/LCH<sub>4</sub> engine were carried out. It provides a basis for the fault location of a certain LOX/LH<sub>2</sub> engine, and obtains the performance reliability index of a certain LOX/LCH<sub>4</sub> engine, as well as the interference factors that have the greatest impact on its performance, which provides a guarantee for the development of this type of engine.

**Keywords:** cryogenic rocket engine; steady-state characteristic simulation; performance reliability; performance sensitivity

## 0 引言

以液氧、液氢、液甲烷等低温介质作推进剂的液体火箭发动机被称作低温火箭发动机;低温火箭发动机具有低温、高能、无毒、环保等特点<sup>[1]</sup>,是各航天大国的重点发展方向。稳态特性仿真分析是低温火箭发动机研发过程中必不可少的一个重要环节,从发动机方案优化设计、参数选择与预估到系统级试车方案的制定、偏差分析与故障分析,都需要进行发动机稳态特性仿真分析,它与试验研究相辅相成,是实现发动机设计目标、降低发动机试验成本、提高工程研制效率的重要手段。

大推力低温火箭发动机结构复杂,由大量组件构成,是一个非线性很强的复杂热力学系统。对于大推力低温火箭发动机来说,发动机包含的零组件众多,系统复杂,描述发动机状态的非线性方程众多且具有很强的刚性,如算法不当将出现振荡而无法收敛,数值求解难度较大。相比于小推力低温火箭发动机,大推力低温火箭发动机泵后温度和密度变化很大,特别是液氢具有一定的可压缩性且泵后处于超临界状态,若不考虑推进剂在涡轮泵及管路中的温度和密度变化情况,采用传统模型计算出来的推进剂流量将产生很大偏差<sup>[2]</sup>,严重影响仿真精度。

本文开展了低温火箭发动机稳态特性仿真分析研究,建立了组件方程合理、实用化、通用化良好,具有较高工程精度的可视化仿真分析平台,并成功应用于发动机故障诊断与分析、性能可靠性评估、性能参数敏感性分析等工作,使用效果良好,提升发动机系统稳态特性认知水平,指导发动机工程研制。

## 1 数学模型

发动机在稳态工况下,各组件的流量、压力功率处于平衡状态,因此可根据发动机系统组成,按照发动机各流路的压力平衡、流量平衡和功率平衡,结合发动机各部组件的特性方程,建立发动机系统的非线性方程组<sup>[3]</sup>

$$F_i(D, X) = 0 \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (1)$$

式中: $D$ 表示发动机各部件的特性参数; $X$ 表示发动机性能参数。本文针对低温推进剂温度与密度变化较大的特点,引入泵后温升模型;针对现有的夹套传热计算模型在计算氢氧火箭发动机时精度不高的问题,通过理论分析与试验数据归纳提出了相应的改进方案,针对基于不可压缩流伯努利方程得到的汽蚀文氏管模型不适用于液氢的问题,引入了等熵算法。

### 1.1 泵后推进剂温升模型

推进剂的物性会对泵的特性产生较大的影响。对于低温火箭发动机,推进剂的温度和密度在流经泵的过程中会发生较大的改变,如果忽略这种变化将会造成较大的计算误差,因此为了准确计算离心泵的特性,必须对泵后密度和温度进行计算。本文引入基于泵后压力和比焓计算推进剂温升和密度变化的方法进行计算<sup>[4]</sup>。

已知泵前推进剂的比焓  $h_1$  时,泵后推进剂的比焓

$$h_2 \approx h_1 + \left(1 - \zeta + \frac{\zeta}{\eta_p}\right) \frac{\Delta p}{\bar{\rho}} \quad (2)$$

式中  $\zeta$  为泵功率总损失中转化为热量的比例。根据试验数据统计,一般取 0.88 ~ 0.95。

泵前比焓可以根据泵前推进剂的温度与压力得到,即

$$h_1 = f_h(p_1, T_1) \quad (3)$$

根据热力学原理,有

$$T_2 = f_T(p_2, \rho_2) \quad (4)$$

$$\rho_2 = f_\rho(h_2, p_2) \quad (5)$$

式中:下标 1 为泵入口参数;下标 2 为泵出口参数。式(4)和式(5)的计算需要介质热力参数之间的函数关系,可以查热力参数表获得。

将式(2)~(5)与泵特性方程联立,即可迭代求解出泵出口的介质温度与介质密度。

使用改进的涡轮泵模型对某型发动机的主泵进行计算,并与试验数据进行对比,得到表 1 和表 2。

表 1 泵特性计算结果

Tab. 1 Calculation results of pump characteristics

部件	计算扬程 /MPa	实际扬程 /MPa	计算效率	实际效率	扬程相 对误差/%	效率相 对误差/%
氢泵	16.06	15.90	0.800 3	0.801 3	1.01	-0.12
氧泵	13.53	13.41	0.883 3	0.882 7	0.89	0.07

表 2 涡轮特性计算结果

Tab. 2 Calculation results of turbine characteristics

部件	计算转速/ (r · min <sup>-1</sup> )	实际转速/ (r · min <sup>-1</sup> )	计算效率	实际效率	转速相 对误差/%	效率相 对误差/%
氢涡轮	32 615	32 718	0.507 7	0.508 7	-0.31	-0.20
氧涡轮	18 569	18 577	0.308 6	0.307 5	-0.04	0.36

由对比可知,考虑泵后推进剂温升与密度变化的涡轮泵模型能够较好地模拟低温涡轮泵的工作特性,具有较高的计算精度。

1.2 夹套传热模型改进

本文采用巴兹公式<sup>[5]</sup>对冷却夹套开展传热计算,并针对氢氧推力室传热试验数据对其进行了修正,引入修正系数

$$C_{re} = 7.55 \left[ \lg \left( \frac{p_c}{p_e} \right) - 1 \right] \cdot \frac{(d_i/d_1)^{0.1}}{r_c} \quad (6)$$

式中:  $p_c$  为推力室室压;  $p_e$  为大气压强;  $r_c$  为推力室混合比;  $d_i$  为推力室喉部直径;  $d_1$  为圆筒段直径。所有参数均采用国际制基本单位。则修正后的燃气侧传热系数

$$h'_g = C_{re} h_g \quad (7)$$

式中  $h_g$  为通过巴兹公式计算得到的传热系数。

使用修正后的传热计算模型分别对某型 50 t 级氢氧火箭发动机的低、中、高工况状态进行计算,得到夹套温升与压降,并与试车试验数据对比,发现改进后的模型具有更高的计算精度。如表 3 ~ 表 5 所示。

表 3 低工况状态( $p_c = 9.937$  MPa,  $r = 6.06$ )

Tab. 3 Low operating condition( $p_c = 9.937$  MPa,  $r = 6.06$ )

计算模型	温升/K	压降/ MPa	温升误差 /%	压降误差 /%
未改进	69.86	2.29	-21.6	-15.33
改进后	78.76	2.46	-11.64	-9.12
试车实测值	89.14	2.71	—	—

表 4 额定工况状态( $p_c = 10.195$  MPa,  $r = 6.517$ )

Tab. 4 Rated working condition( $p_c = 10.195$  MPa,  $r = 6.517$ )

计算模型	温升/K	压降/ MPa	温升误差 /%	压降误差 /%
未改进	72.16	2.34	-15.99	-6.02
改进后	83.22	2.47	-3.11	0.80
试车实测值	85.89	2.49	—	—

表 5 高工况状态( $p_c = 10.391$  MPa,  $r = 6.791$ )

Tab. 5 High operating condition( $p_c = 10.391$  MPa,  $r = 6.791$ )

计算模型	温升/K	压降/ MPa	温升误差 /%	压降误差 /%
未改进	74.56	2.23	-18.02	-7.68
改进后	85.14	2.42	-6.39	0.41
试车实测值	90.95	2.41	-	-

1.3 氢汽蚀管超临界状态计算模型

常规的汽蚀文氏管计算公式由不可压缩流伯努利方程<sup>[6]</sup>导出,并近似认为喉部温度等于入口温度,只适用于不可压缩或压缩性较弱的介质。液氢与甲烷都具有较强的压缩性,不可压缩流伯努利方程不适用。特别是液氢,随着温度、压力的变化,其密度会发生显著改变。在汽蚀管喉部截面,由于流速的增大,液氢的温度会明显低于入口温度,因此必须根据汽蚀管喉部的实际参数计算流量。

一般认为液氢在汽蚀管中流动是等熵膨胀过程,因此有

$$S_1 = S_i \quad (8)$$

式中:  $S_1$  为汽蚀文氏管入口比熵;  $S_i$  为汽蚀文氏管

喉部比熵。其中入口比熵可以根据入口压力和温度查表得到,即

$$S_1 = f_s(p_1, T_1) \quad (9)$$

喉部处于饱和态,为了方便计算,近似认为喉部处于汽蚀临界点,即此处的气体体积分数为 0,有

$$S_1 = f_s(T_1, Q = 0) \quad (10)$$

联立式(8)~(10)即可迭代求解出喉部温度  $\beta_1$ 。

根据入口温度和入口压力查表可得入口比焓

$$h_1 = f_h(p_1, T_1) \quad (11)$$

在喉部处于饱和态的前提下,根据喉部温度和喉部气体体积分数为零,查表可得喉部比焓和密度

$$h_1 = f_h(T_1, Q = 0) \quad (12)$$

$$\rho_1 = f_\rho(T_1, Q = 0) \quad (13)$$

根据热力学原理<sup>[7]</sup>,假设汽蚀管入口速度为 0 时,喉部处的流速

$$V_1 = \sqrt{2(h_1 - h_t)} \quad (14)$$

式中:  $V_1$  为喉部流速, m/s;  $h_1$  为入口处推进剂比焓, J/kg;  $h_t$  为喉部处推进剂比焓, J/kg。最后,根据连续方程计算喉部流量

$$q_m = \rho_1 V_1 A_1 \quad (15)$$

式中  $q_m$  为喉部质量流率, kg/s。

表 6 所示为使用等熵算法计算得到的汽蚀文氏管流量与试验结果的对比,可以看出,等熵算法具有较高的计算精度。

表 6 等熵算法模型验证结果

Tab. 6 Verification results of isentropic algorithm model

喉部 直径 /mm	入口压 力/MPa	入口温 度/K	计算流量/ (kg · s <sup>-1</sup> )	模拟流量/ (kg · s <sup>-1</sup> )	误差/ %
11.475	9.245	28.37	2.965	2.866	3.454
11.22	10.199	27.304	3.021	3.053	-1.048

#### 1.4 基于 Modelica 的可视化仿真平台

Modelica 是一种面向对象的非因果建模语言,可以实现多领域物理系统建模和工程仿真,支持模块化建模与仿真,在使用 Modelica 进行建模时,不需要对数学模型进行额外的推导与变形,可以直接基于原始的非线性方程进行建模<sup>[8]</sup>。本文针对低温火箭发动机,基于 MWorks 仿真平台,在 Modelica

标准库的基础上进行了二次开发,得到低温火箭发动机稳态特性模块化仿真模型库,如图 1 与图 2 所示。

该模型库包含低温火箭发动机的主要部件模块,支持所有基于 Modelica 语言的建模与仿真平台,能够进行可视化与模块化操作,具备对各类低温火箭发动机的分系统和全系统开展模块化建模与仿真的能力,可以大大提高建模与仿真的效率。

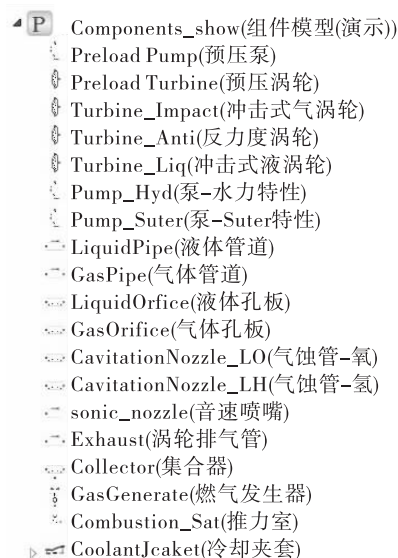


图 1 模型库组成(1)

Fig.1 Model library composition (1)



图 2 模型库组成(2)

Fig.2 Model library composition (2)

2 算例分析

2.1 氢氧发动机故障分析

某型氢氧发动机为燃气发生器循环、并联涡轮泵布局,推力室身部使用液氢进行再生冷却,喷管延伸段以液氢为介质进行排放冷却<sup>[9]</sup>。发动机系统如图 3 所示。

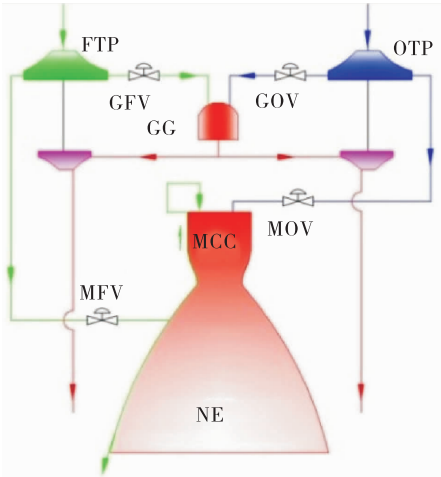


图 3 氢氧发动机系统示意图

Fig. 3 System schematic of hydrogen-oxygen engine

在发动机稳定工作阶段,当故障出现并发展时,发动机将出现不同程度的性能下降、参数不协调及元组件损坏等问题。利用发动机稳态特性仿真分析平台,可以在不分解发动机的情况下,通过稳态特性仿真的方法对故障模式开展初步的定位与评估。

如某次发动机试车过程中主要性能参数出现了约 3% 的波动如图 4 所示。根据试验数据,针对可能的故障模式建立发动机故障树(见图 5),利用发动机稳态特性分析平台对试验数据进行了仿真分析,找到仿真结果与试验参数相吻合的故障模式,在未对产品进行分解检查的情况下,实现对故障进行了定性和定量分析,帮助故障快速成功定位,结果与产品分解检查情况一致,与试验参数相吻合的仿真计算结果如图 6 所示,直方图表示氧泵扬程与效率发生变化时发动机各主要参数的偏差情况,可以看出,仿真结果与试验参数的实际变化非常接近。

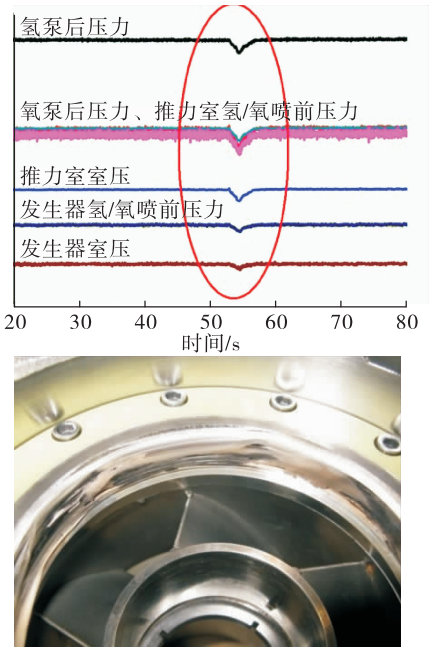


图 4 发动机试车参数异常及产品分解检查情况

Fig. 4 Abnormal engine test parameters and product overhaul

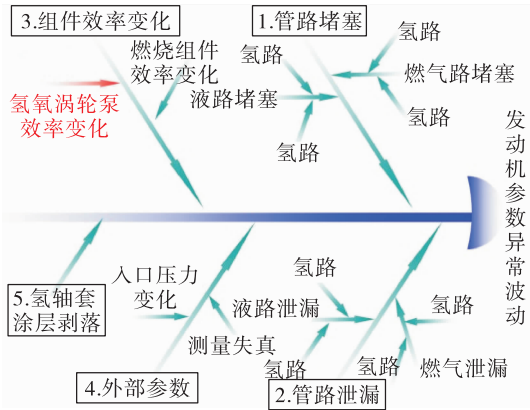


图 5 故障模式鱼骨图

Fig. 5 Fishbone diagram of failure mode

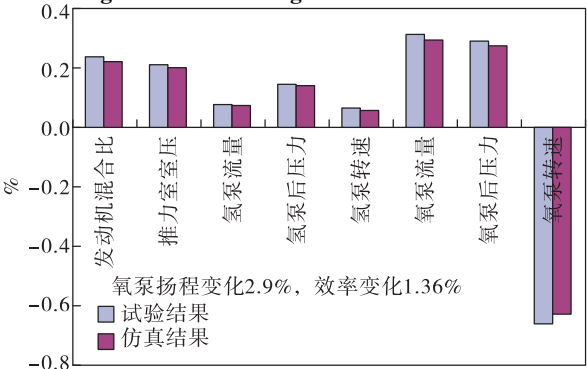


图 6 故障模式仿真计算结果

Fig. 6 Simulation results of failure mode

2.2 液氧/甲烷火箭发动机性能可靠性分析

某型液氧/甲烷发动机采用燃气发生器循环方式,推进剂供应系统采用单台富甲烷燃气发生器、同轴涡轮泵方案,再生冷却推力室。发动机系统如图 7 所示。

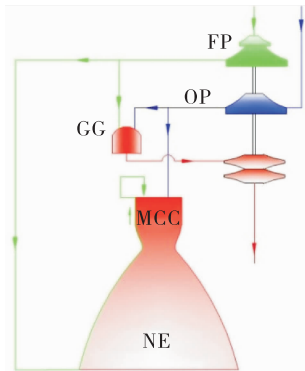


图 7 液氧/甲烷发动机系统示意图  
Fig. 7 System schematic of LOX/LCH<sub>4</sub> engine

与其他机械产品相比,大推力火箭发动机对性能可靠性的要求很高,并且整机试验需要花费巨额资金,特别是正在研制阶段的发动机,尚未进行性能可靠性试车,符合发动机性能评估的整机试验样本数量不足,如果使用经典的可靠性估算方法,则很难对尚在研制阶段的发动机开展可靠性评估。

在发动机研制过程中的某个阶段,虽然发动机整机级试验样本较少,但却拥有相对数量可观的子系统级与部件级试验数据样本,这些数据包含了丰富的部件特性信息,由这些部件组成的发动机整机性能可靠性与部件特性可靠性密切相关,通过建立合理的映射关系与数学模型,就能够在没有或者仅有很少整机性能试车样本的情况下获得发动机的整机性能可靠性<sup>[10-11]</sup>。

基于发动机组件及子系统的试验数据,通过随机方法<sup>[12-13]</sup>可以生成大量满足实际分布规律的部件特性参数,运用低温火箭发动机稳态特性仿真分析模型库建立发动机部件特性与整机性能参数之间的映射关系,就可以通过仿真获得大样本条件下的发动机整机性能参数,然后通过统计学方法,就可以得到发动机的性能可靠性指标。本文通过上述步骤,经过统计分析,获得了某型液氧/甲烷火箭发动机整机性能可靠性指标,其中,各部件的特性参数  $X$  均服从正态分布,以各参数的设计值为基

准,对参数特性进行无量纲化,通过统计得到各参数的数学期望  $\mu$  和标准差  $\sigma$  如表 7 所示。通过大量部组件特性参数开展随机仿真的结果如图 8 和图 9 所示,发动机性能参数落在规定范围内的可靠性点估计结果如表 8 所示,这在研发发动机的性能可靠性评估提供了一种可行的方法。

表 7 部件特性分布规律		
Tab. 7 Distribution law of component characteristics		
干扰因素	数学期望 $\mu$ (无量纲)	标准差 $\sigma$ (无量纲)
涡轮入口喷嘴当量直径	0.972 208 220	0.013 731
推力室喉部直径	0.997 064 809	0.001 995
发生器燃烧效率	1.022 222 222	0.010 000
推力室燃烧效率	1.028 421 053	0.005 263
喷管面积比	1.000 000 000	0.010 000
甲烷泵扬程修正系数	1.019 684 211	0.006 316
甲烷泵效率修正系数	1.051 578 947	0.009 053
氧泵扬程修正系数	1.047 052 632	0.007 968
氧泵效率修正系数	1.200 000 000	0.010 337
涡轮效率修正系数	1.056 842 105	0.010 526

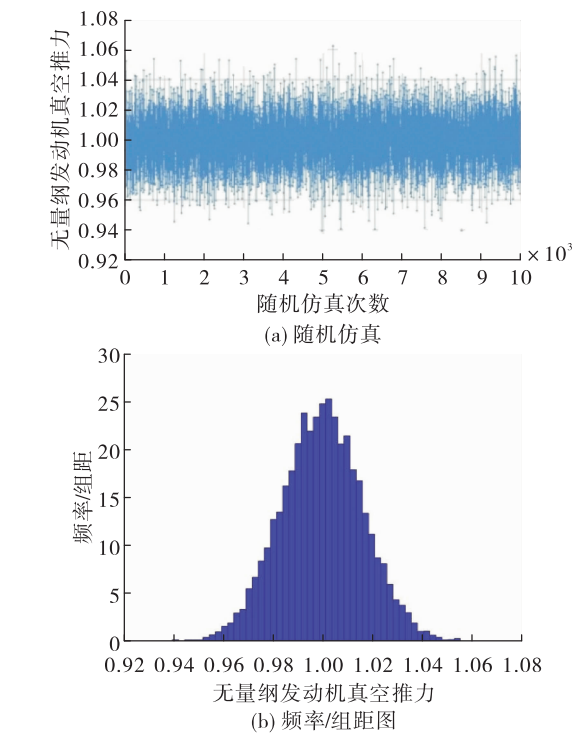


图 8 真空推力仿真计算结果  
Fig. 8 Simulation results of vacuum thrust



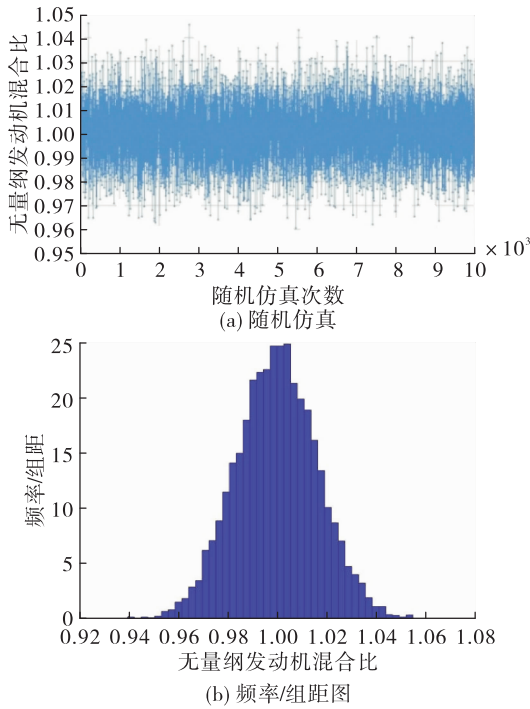


图 9 混合比仿真计算结果

Fig. 9 Simulation results of mixing ratio

表 8 发动机可靠性指标对比

Tab. 8 Comparison of engine reliability index

发动机参数	偏差范围/%	可靠性点估计
真空推力	$\pm 5$	0.998
混合比	$\pm 3$	0.989

### 2.3 液氧/甲烷发动机性能敏感性分析

火箭发动机的主要性能参数既受到自身部件特性的影响,同时也受到外部环境因素的影响。通常把性能参数受自身部件特性和外部环境因素的影响而产生的变化量称为性能参数对影响因素的敏感度<sup>[14]</sup>。利用发动机稳态特性仿真分析平台对影响图 7 所示液氧/甲烷发动机性能的因素开展了仿真与分析,得到了对发动机性能的影响较大的因素以及这些因素的影响程度,有利于设计人员聚焦于这些关键的影响因素,帮助设计人员加强敏感因素的质量控制与性能分析<sup>[15]</sup>。

能够对发动机性能产生影响的因素可分为两类,即内部影响因素和外部影响因素。外部影响因素是指由外部环境或发动机推进剂带来的干扰,如泵入口压力的变化、推进剂温度的变化和喷管出口的背压等,这种干扰一般可以准确测量并采取相应

的措施进行控制;内部因素则是指发动机自身带来的干扰,如在制造过程中的加工误差、零部件的安装误差或部件性能试验的测量系统误差等,这种误差具有随机性,难以准确测量与控制<sup>[10]</sup>。因此在进行性能敏感性分析时,主要关注内部干扰因素。

从仿真准确性和计算规模两个方面综合考虑,在单因素敏感性分析中,每个因素的水平数均取 5,即基准值和分别偏离基准值  $-20\%$ 、 $-10\%$ 、 $10\%$ 、 $20\%$ ;在多因素敏感性分析中,每个因素的水平数均取 3,即基准值和分别偏离基准值  $-10\%$ 、 $10\%$ 。从计算结果可以看出,在本文所选定的参数变化范围之内,各内外因素对发动机的推力和混合比的影响有着较为相似的敏感度,可以得到基本相同的变化趋势,即随着影响因素变化率的增大,发动机推力和混合比的变化增大,二者近似呈线性关系。对于发动机推力,其敏感度大小为  $\beta_t > \eta_{pf} > \eta_{po} > C_{q_{gov}} > C_{q_{gfv}} > C_{q_{go}} > \mu_t > C_{q_{gf}}$ ,其中涡轮、甲烷泵及氧泵的效率对发动机推力的影响程度最大;对于发动机混合比,其敏感度大小为  $\beta_t > \eta_{pf} > \eta_{po} > C_{q_{mov}} > C_{q_{co}} > C_{q_{cf}} > C_{q_{gfv}} > \mu_t$ ,其中对发动机混合比影响程度最大的同样是涡轮效率、甲烷泵效率和氧泵效率。

推力和混合比对不同影响因素的平均敏感度直方图如图 10 所示。

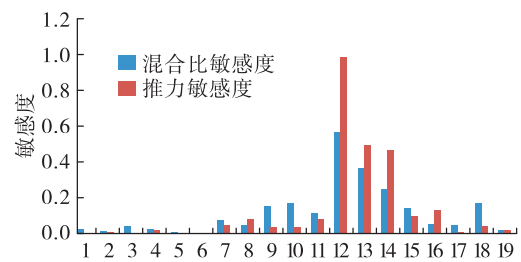


图 10 单因素下发动机主要性能敏感度分析结果

Fig. 10 Sensitivity analysis results of engine main performance under single factor

图 10 中,横坐标 1~19 代表的影响因素分别为甲烷泵入口压力  $p_{ipf}$ 、氧泵入口压力  $p_{ipo}$ 、甲烷主管路流阻系数  $C_{q_{pmf}}$ 、氧主管路流阻系数  $C_{q_{pmo}}$ 、甲烷副管路流阻系数  $C_{q_{psf}}$ 、氧副管路流阻系数  $C_{q_{pso}}$ 、推力室甲烷喷嘴压降  $C_{q_{cf}}$ 、推力室氧喷嘴压降  $C_{q_{co}}$ 、发生器甲烷喷嘴压降  $C_{q_{gf}}$ 、发生器氧喷嘴压降

$C_{q_{go}}$ 、涡轮喷嘴流量系数  $\mu_t$ 、涡轮效率系数  $\beta_t$ 、甲烷泵效率系数  $\eta_{pf}$ 、氧泵效率系数  $\eta_{po}$ 、甲烷副阀流阻系数  $C_{q_{gfv}}$ 、氧副阀流阻系数  $C_{q_{gov}}$ 、甲烷主阀流阻系数  $C_{q_{mfv}}$ 、氧主阀流阻系数  $C_{q_{mov}}$ 、燃气管路流阻系数  $C_{q_{pg}}$ 。

由分析结果可知,氧泵和甲烷泵入口压力,以及推进剂供应管路的流阻系数对发动机性能的影响相对较小,为提高分析效率,在开展多因素敏感性分析时可以忽略这些因素的影响,仅选取影响较大的因素开展分析。根据仿真与分析结果,在多因素共同作用时,发动机性能参数对各内外影响因素所表现出的敏感性与单因素作用时的结果基本一致。其中,影响发动机推力的因素重要性排序依次为:  $\beta_t > \eta_{pf} > \eta_{po} > C_{q_{gov}} > C_{q_{gfv}} > C_{q_{go}} > \mu_t > C_{q_{gf}}$ , 影响发动机混合比的因素重要性依次为:  $\beta_t > \eta_{pf} > \eta_{po} > C_{q_{mov}} > C_{q_{co}} > C_{q_{cf}} > C_{q_{gfv}} > \mu_t > C_{q_{gf}} > C_{q_{gov}}$ 。根据极差分析的结果绘制发动机推力和混合比的极差直方图,分别如图 11 和图 12 所示。

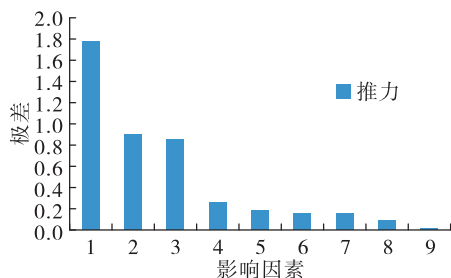


图 11 多因素作用下发动机推力敏感度分析结果

Fig. 11 Analysis results of engine thrust sensitivity under multi factors

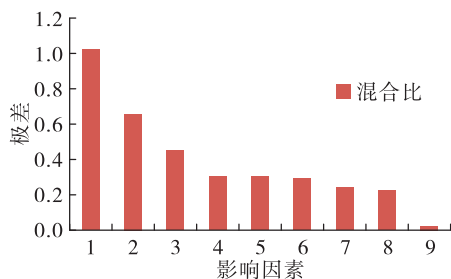


图 12 多因素作用下发动机混合比敏感度分析结果

Fig. 12 Sensitivity analysis results of engine mixing ratio under multi factors

可以看出,不同影响因素在多因素共同作用下

对发动机性能的影响程度有所不同,如发动机推力对发生器氧阀的流阻系数较为敏感,而发动机混合比则对推力室氧喷注器的流阻系数较为敏感。通过分析得到对发动机性能影响较大的因素后,就可以采取措施,如加强零部件生产过程中的质量控制,或针对相应的部组件开展大量的地面试验,掌握部组件特性,降低因部组件特性的不确定性而对发动机整体性能造成的影响。此外,通过敏感性分析还可以给出发动机主要调节元件与发动机性能之间的定量关系,对提高调整精度和分析效率有一定帮助。

### 3 结语

以低温火箭发动机为研究对象,使用通用性良好、具备模块化建模与仿真能力的 Modelica 语言<sup>[16]</sup>,建立组件方程合理、通用化、实用化良好,能够更为准确地反映组件实际工作特性的低温火箭发动机可视化稳态特性仿真分析平台,具有界面友好、可模块化建模与仿真、通用化良好的特点<sup>[17-19]</sup>。

在此基础上,通过发动机稳态特性仿真分析的方法<sup>[20]</sup>,开展了氢氧火箭发动机故障诊断分析、液氧/甲烷发动机的性能可靠性评估与性能参数敏感性分析,效果良好,促进了发动机工程研制,提升了发动机稳态特性认知水平。在该平台基础上进行适应性改进与调整,补充相应的物性参数后,还可以用于其它低温火箭发动机稳态特性仿真计算与分析,具有良好的应用前景。

#### 参考文献:

- [1] ROBINSON J W. Spacetug propellant options [C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [2] 陈杰, 主克昌, 陈启智. 液体火箭发动机系统静态特性模拟[J]. 推进技术, 1990, 11(6): 7-11.
- [3] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [4] 刘昆, 张育林. 低温推进剂火箭发动机泵出口密度、温度计算的一种新方法[J]. 低温工程, 2002(4): 5-9.
- [5] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌, 译. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
- [6] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出



- 版社, 2006.
- [7] 朱明善, 刘颖, 林兆庄, 等. 工程热力学 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2011.
- [8] TILLER M M. Modelica 多领域物理系统建模入门与提高 [M]. 刘俊堂, 郑党党, 译. 北京: 航空工业出版社, 2017.
- [9] 郑大勇, 王维彬, 乔桂玉. 新一代运载火箭 50 吨级氢氧发动机研制进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(5): 11-15.
- [10] 王海燕, 刘红军. 液体火箭发动机性能可靠性的随机仿真方法[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 26-30.  
WANG H Y, LIU H J. Stochastic simulation method of performance reliability estimation on liquid propellant rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(4): 26-30.
- [11] 郑大勇. 小子样条件下大推力氢氧发动机性能可靠性评估方法[C]//宇航学会液体火箭推进专业委员会学术讨论会. [S. l.]: 宇航学会液体火箭推进专业委员会, 2014.
- [12] 李杨. 基于蒙特卡洛模拟与仿生算法的微电网收益优化研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2017.
- [13] 邓斌. 基于蒙特卡洛算法的锚泊容量研究[D]. 大连: 大连海事大学, 2012.
- [14] 李松, 陈钊, 唐英, 等. 刚构桥基于敏感性原理的参数敏感度分析[J]. 华中科技大学学报(城市科学版), 2008, 25(4): 123-125.
- [15] 郑大勇, 颜勇, 张卫红. 氢氧火箭发动机性能敏感性分析[J]. 火箭推进, 2011, 37(4): 18-23.
- ZHENG D Y, YAN Y, ZHANG W H. Analysis for performance parameter sensitivity of hydrogen/oxygen rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(4): 18-23.
- [16] FRITZSON P, ENGELSON V. Modelica—A unified object-oriented language for system modeling and simulation [C]//ECOOP'98—Object-Oriented Programming. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1998.
- [17] LIU W, CHEN L P, XIE G, et al. Modeling and simulation of liquid propellant rocket engine transient performance using modelica[C]//Proceedings of the 11th International Modelica Conference. Versailles, France: Linköping University Electronic Press, 2015.
- [18] CHEN G X, FAN J. Design and realization of total performance simulation platform for aircraft engine based on modelica[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 404: 324-330.
- [19] 王丹, 陈宏玉, 周晨初. 通用化液体火箭发动机静态特性仿真平台[J]. 火箭推进, 2019, 45(4): 32-37.  
WANG D, CHEN H Y, ZHOU C C. Universal simulation platform for static characteristic of liquid rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4): 32-37.
- [20] 张青松, 张振鹏. 液氢液氧火箭发动机非线性静态特性仿真与分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(6): 6-11.  
ZHANG Q S, ZHANG Z P. Non-linear static charactersitic simulation and analysis for large LH<sub>2</sub>/LOX rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(6): 6-11.