

液氧/煤油发动机试验扩压器热力耦合特性分析

秦永涛, 唐斌运, 沈继彬, 李 波

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 针对液氧/煤油发动机试验台现有高模试验扩压器存在的局部焊缝开裂问题, 基于燃气扩压器的热力耦合环境, 采用雷诺平均方程和 $sst\ k-\epsilon$ 湍流模型, 对扩压器内部的压力场、速度场和温度场进行分析, 根据燃气冷却换热对扩压器内部温度梯度进行研究; 用有限元法对扩压器冷却结构进行热应力分析, 结合扩压器加工结构特点, 确定局部焊缝开裂内外因根源; 最后通过试验过程的扩压器应变测量, 验证了该方法有效性, 为解决扩压器焊缝开裂问题和现有扩压器改进设计提供了分析方法和理论指导。

关键词: 扩压器; 发动机试验; 热力耦合; 热应力分析

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 01-0071-06

Analysis on thermal mechanical coupling characteristics of diffuser in test of liquid oxygen/kerosene rocket engine

QIN Yongtao, TANG Binyun, SHEN Jibin, LI Bo

(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technology Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: For solving the part weld crazing problem of diffuser in high-altitude simulation test in a liquid oxygen/kerosene rocket engine, Reynolds mean equation and $sst\ k-\epsilon$ turbulence model were used to analyze the inner temperature field, pressure field and velocity field in the diffuser under the thermal mechanical coupling environment of diffuser. The inner temperature gradient of the diffuser was researched according to the gas cooling and heat transfer. A thermal stress analysis for the cooling structure of the diffuser is conducted with finite element method to confirm the internal and external cause of part weld crazing in consideration of the structural characteristics of the diffuser. The validity and accuracy of the method were proved by strain measurement of the diffuser in the process of a liquid oxygen/kerosene rocket engine test, which provided an analysis method and theoretical guidance for solving the weld crazing problem of the diffuser and modifying the design of the available diffuser

Keywords: diffuser; engine test; thermal mechanical coupling; thermal stress analysis

收稿日期: 2015-01-25; 修回日期: 2015-03-26

作者简介: 秦永涛 (1981—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

0 引言

在火箭二级发动机设计时,为了提高推力与比冲等性能,采用了大面积比喷管,但地面进行热试验中,由于喷管出口静压远低于环境压力,使得喷管容易出现气流分离,导致分离点的热流很大,对于喷管结构容易造成热破坏,同时分离流状态下测量的推力与计算的比冲与喷管满流状态不一样。为此,火箭二、三级发动机在地面试验中需要采用引射装置以保证喷管满流工作^[1-2]。

180 kN 液氧/煤油发动机试验台引射装置采用等截面的扩压器(可双向移动扩压器),用于模拟发动机 18 km 的环境压力(7.5 kPa)。该扩压器采用夹套水冷却方式进行冷却。扩压器采用氩弧焊焊接方式,在内壁上点焊冷却水隔板,隔板之间焊接有板条,如图 1 所示。

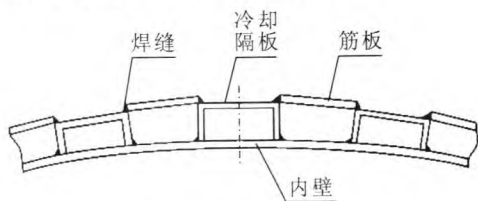


图 1 试验台扩压器内部冷却通道结构

Fig. 1 Internal structure of cooling channel in diffuser

该扩压器自 2009 年 9 月 27 日考台试验以来,已连续使用近 4 年时间,最长单次工作时间为 1 500 s,可以满足 180 kN 液氧/煤油发动机高空模拟试验要求。但目前试验过程中,多次出现冷却外套纵向隔板的局部焊缝开裂,尺寸为 1 cm 到 5 cm 不等,冷却水从裂缝渗出,甚至喷射,存在试验隐患。每次试验后,岗位人员对扩压器进行检查,出现裂缝时进行补焊,并对扩压器尾部进行抱箍加固,以减小扩压器尾部变形,增加了试验工作量,影响试验进度。例如在 xxx 次试验前,对扩压器尾部进行抱箍加固,试验过程中仍出现冷却水喷射现象。试验后扩压器局部焊缝开裂情况如图 2 所示。

燃气扩压器是一种集气动、传热、结构、强度和材料等多学科于一体,在有限设计空间内承受一定压力、高温、高速燃气及振动等苛刻载荷

条件的复杂装置,对结构重量、材料、强度、气动性能、可靠性和寿命等均具有较高的要求。燃气扩压器承受来自发动机高温燃气引起的内部温度梯度影响,导致结构中产生热应力,同时受外部冷却水的水压力。在热应力与水压力共同作用下产生了力热耦合环境以及复杂应变变形。对于力热耦合环境下的超音速扩压器,以一维分析理论为基础的扩压器设计方法较为成熟,但是扩压器内部流场涉及超音速底部突扩流动、超音速剪切层、激波附面层干扰等多种复杂流动现象,理论分析难以给出详细情况^[3-4]。同时该扩压器出现焊缝开裂还可能涉及到材料破坏、焊缝检验、应力集中、热应力变形、燃气冲击力、冷却水冲刷、试验环境振动、冷却换热等因素,难以准确确定其焊缝局部开裂机理。

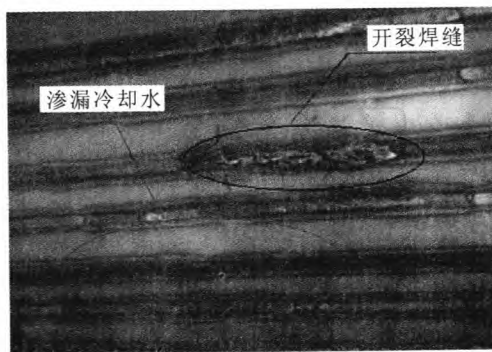


图 2 试验后扩压器局部焊缝开裂情况

Fig. 2 Weld crazing status of diffuser after test

对于发动机燃气扩压器的流场与结构,国内外进行了大量研究,取得一定进展^[5-10]。为了进一步全面分析扩压器结构特性,从内部流场与外部材料特性出发,针对燃气扩压器的热力耦合环境,首先基于扩压器使用环境,采用雷诺平均方程和 $sst k-\epsilon$ 湍流模型,对扩压器内部流场进行压力场、速度场、温度场的分析,并基于燃气冷却换热对扩压器内部温度梯度进行研究,并在此基础上,通过有限元法分析方法对扩压器冷却结构进行热应力分析,结合扩压器加工结构特点,确定局部焊缝开裂内外因机理。最后通过试验过程的扩压器应变测量,验证了该方法有效性,从而为有效解决局部焊缝开裂问题和避免试验隐患提供了一种方法参考,为 180 kN 液氧煤油发动

高空模拟性能评价奠定了技术基础。

1 扩压器内部流场分析

1.1 扩压器内部燃气压力场分析

由于试验台扩压器的集合形状和气流附面层的影响, 扩压器内部存在正激波与斜激波构成的激波系, 对于单向数值分析比较困难, 一般采用普朗特-迈耶尔膨胀波-及能量守恒方程与计算。其假设条件为: ①气流流动为绝热, 稳态一元流; ②气体为理想气体; ③在扩压器出口静压为大气压; ④忽略摩擦损失。

试验台引射器工作介质为燃气, 推力室燃气温度为 3 749 K, 压力为 12.16 MPa, 发动机喷管直径为 940 mm, 引射器直径 1 300 mm, 出口背压 0.1 MPa。由于引射器承受的高温燃气的压力目前尚未准确测量, 结合发动机试验数据, 基于雷诺平均方程和 *sst k- ϵ* 湍流模型, 采用 Fluent 软件对引射器内部流场进行仿真, 扩压器内部燃气压力场仿真分析结果如图 3 所示。

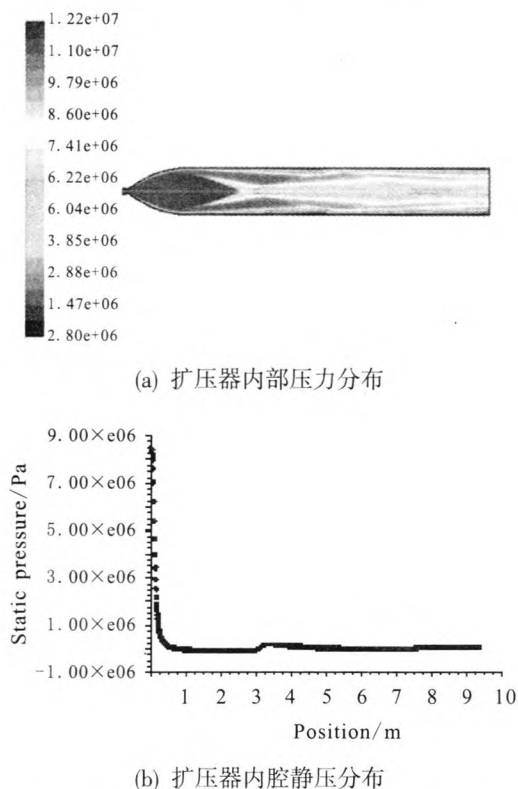


图 3 扩压器内部燃气压力场仿真分析结果

Fig. 3 Simulation analysis result of gas pressure field within diffuser

根据图 3, 气流经过喷管和扩压器急剧膨胀并减压, 由推力室的 12.16 MPa 开始下降, 在入口处降至最低压力后, 在直管的后段经一系列激波系的形成而使压力逐渐恢复增压, 最后在扩压器扩散段低压力上升到环境压力, 起到将发动机排出的低压燃气增压的目的。

1.2 扩压器内部燃气速度场分析

由于扩压器承受的高温燃气速度目前尚未精确测量, 结合发动机试验数据, 基于雷诺平均方程和 *sst k- ϵ* 湍流模型, 采用 Fluent 软件对扩压器内部流场进行仿真, 并结合理论计算, 校验仿真结果。根据发动机燃烧室压力为 12.16 MPa, 喷管直径为 940 mm, 扩压器直径 1 300 mm, 出口背压为 0.1 MPa 进行的扩压器内部燃气速度场仿真分析结果如图 4 所示。

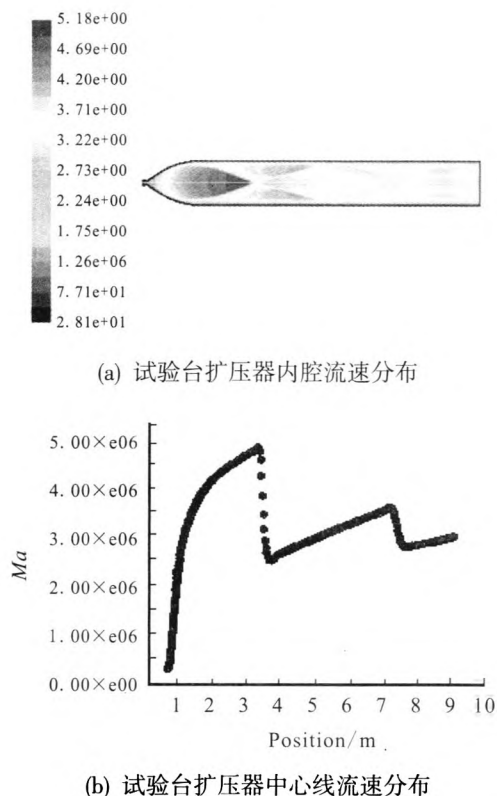


图 4 扩压器内部燃气速度场仿真分析结果

Fig. 4 Simulation analysis result of gas velocity field within diffuser

根据图 4 (a), 扩压器内一系列激波形成气流减速增压过程, 即从超音速入口到亚音速出口的流动转化过程。气流经过喷管和扩压器急剧膨胀

并减压,由推力室的 12.16 MPa 开始下降,在入口处降至最低压力后,在直管的后段经一系列激波系的形成而使压力逐渐恢复增压,最后在扩压器扩散段低压力上升到环境压力 (1 个大气压),起到将发动机排出的低压燃气增压的目的。根据图 4 (b),扩压器内腔激波串与边界层相互作用,诱导边界层多次分离,从而形成了收缩-扩张-再收缩-再扩张的有效流动截面变化。在整个过程中,扩压器内马赫数沿流动方向呈波动式降低,而压力却呈波动式升高,起到将发动机排出的高温高速燃气降速的目的。

按一元等熵流计算气流自由膨胀到扩压器入口端 A_d (扩压器入口端面积) 时的马赫数 M_d :

$$M_d = \sqrt{\left[\left(\frac{p_d}{p_c} \right)^{\frac{1-k}{k}} - 1 \right] \frac{2}{k-1}} \\ = \sqrt{\left[\left(\frac{7.5}{12010} \right)^{\frac{1-1.21}{1.21}} - 1 \right] \times \frac{2}{1.21-1}} = 4.83 \quad (1)$$

式中: p_c 为燃烧室压力,取 12.01 MPa; k 为绝热系数,取 1.21; 查国际标准大气压表得 18 km 高空的压力为 7.5 kPa,即为扩压器入口端压力。

经仿真分析,其喷管出口马赫数为 4.9,与理论计算的马赫数 4.83 比较接近,因此仿真结果比较接近真实情况。根据扩压器内壁压力场仿真结果,内壁所受的静压最大为 0.1 MPa。在此可以采用仿真结果 0.1 MPa 作为内壁压力强度计算条件。

2 扩压器热应力分析

2.1 扩压器内部温度梯度分析

燃气的主要辐射气体是水蒸气和二氧化碳,辐射热流密度:

$$q_2 = q_{\text{co}_2} + q_{\text{H}_2\text{O}} = 0.98 \times 10^9 + 0.146 \times 10^9 = 1.13 \times 10^9 \text{ J/m}^2\text{s} \quad (2)$$

总平均热流密度为 $1.13 \times 10^9 + 4.51 \times 10^9 = 5.64 \times 10^9 \text{ J/m}^2\text{s}$ 。根据美国大力神实测燃气密度比计算燃气密度大 1.74,北京航天试验技术研究所采用 2 倍多值,有必要可达 2~3 倍作为总平均热流密

度的设计值 (根据二次喉道扩压器设计规范 (Q/Tm 871-97),圆柱形外喷雾冷却扩压器装置设计规范 (Q/Tm 828-96)^[12]),在此取 2。

总平均热流密度修正为 $5.64 \times 10^9 \times 2 = 11.28 \times 10^9 \text{ J/m}^2\text{s}$ 。在稳定传热过程中,燃气传给扩压器的热量全部被冷却水吸收,冷却水流量为:

$$\Delta t = \frac{q_0 A}{G C_p} = \frac{11.28 \times 10^9 \times 32.56}{500 \times 4.19 \times 10^3} = 49 \text{ } ^\circ\text{C} \quad (3)$$

式中: G 为冷却水流量; A 为扩压器内壁面积; C_p 为冷却水平均温度下的比热,冷却水允许温升为 40~50 $^\circ\text{C}$,在此取 50 $^\circ\text{C}$; q_0 为平均热流密度。

夹层中水流速度为:

$$V = \frac{G}{\rho A} = \frac{500}{1000 \times 0.06} = 8.33 \text{ m/s} \quad (4)$$

目前试验过程的冷却水流量为 555 kg/s,内壁外侧温度:

$$T_1 = T_0 + \frac{q}{a_b} = 49 + \frac{5.64}{228.6} = 75.67 \text{ } ^\circ\text{C} \quad (5)$$

内壁内侧温度:

$$T_2 = T_1 + \frac{\delta}{\lambda} q = 75.67 + \frac{0.005}{241000} \times 5.64 = 496.67 \text{ } ^\circ\text{C} \quad (6)$$

式中: T_0 为冷却水的温升,取 50 $^\circ\text{C}$; δ 为内层壁厚, $\delta = 0.005 \text{ m}$; λ 为材料导热系数,材料 1Cr18Ni9Ti, λ 取 $67 \times 10^3 \text{ J/h } ^\circ\text{C}$ 。

初设冷却后内壁温度为 500 $^\circ\text{C}$,与计算值 496.67 $^\circ\text{C}$ 接近,计算结果符合实际情况。

2.2 扩压器内部应力应变分析

根据扩压器内温度场的仿真,以及冷却效果分析,采用 Pro/E 三维建模,并采用 ANSYS 有限元对模型进行分析,确定其热应力、冷却压力、燃气压力综合作用下的扩压器结构强度,分析其变形情况。为简化计算,在此选取扩压器横截面的一段 (112 mm),对其结构进行强度分析,扩压器主要受力情况如图 5 所示。

首先采用 Pro/E 三维建模,并利用 ANSYS 有限元软件建立扩压器模型。扩压器工作状态下的变形情况结构分析结果如图 6 所示。

$$\varepsilon_1 = L a_1 t_1 = 1300 \times 3.14 \times 17.9 \times 10^{-6} \times 471.81 = 34.47 \text{ mm} \quad (7)$$

式中: L 为轴向长度; α_1 为材料热膨胀系数, 1Cr8Ni9Ti 在 20~600 ℃时, 取 17.9 mm/(mm℃); t 为温升, 在此为 496.67-20=476.67 ℃。

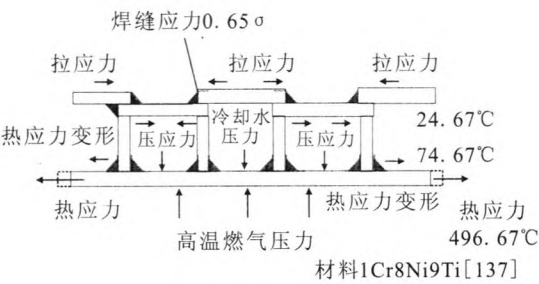


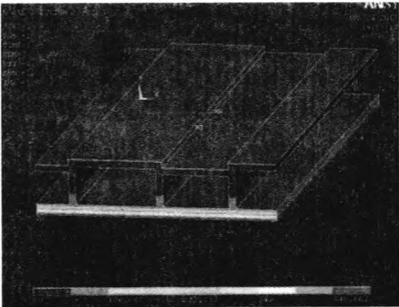
图 5 扩压器受力分析简图

Fig. 5 Diagram of Force analysis for diffuser

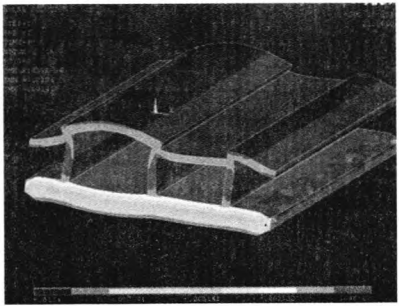
结合试验过程扩压器冷却水渗漏部位主要为焊缝, 且不是所有焊缝都开裂, 因此可以得出扩压器局部隔板焊缝开裂主要原因来自内因与外因。内因主要为扩压器部分隔板焊缝的焊接质量存在缺陷, 未能达到的《GB/T19418-2003 钢的弧焊接头缺陷质量分级指南》的一级, 或者由于焊接过程表面处理不合格等, 造成扩压器局部焊缝开裂的主要原因; 同时外因来自于内部高温燃气对扩压器冷却结构的热应力, 其内壁在高温下引起热应力膨胀, 同时外壁与内壁通过冷却隔板焊接为一体, 无法全面消除热补偿, 从而在外壁的焊缝位置引起应力集中。为此在内外因作用下, 同时受试验燃气的反复脉动冲击下, 容易造成局部焊缝开裂, 引起冷却水渗漏现象。

3 验证

2013 年 6 月 18 日在某型号液氧/煤油发动机xxx试验过程中, 对扩压器进行了应变测量, 应变传感器型号为 BE120-6AA。该应变计为酚醛-缩醛基底, 康铜箔制式, 常温工作, 扩压器验证安装与测试结果如图 7 所示。



(a) 扩压器模型受热模型

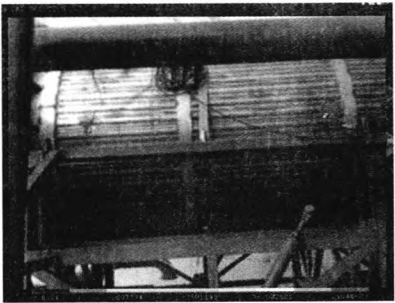


(b) 扩压器模型变形情况

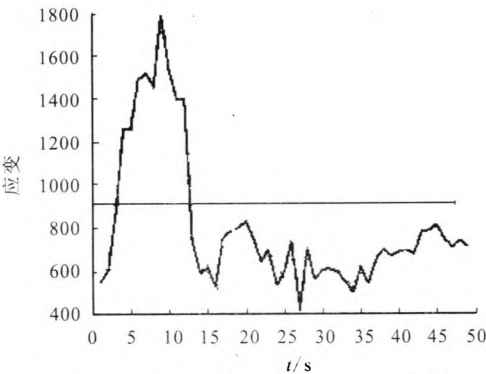
图 6 扩压器工作状态结构分析结果

Fig. 6 Structure analysis result of diffuser in working condition

根据仿真结果, 其中焊接筋条焊缝位置局部应力为 166.29 MPa (B 部位), 焊接筋条表面凸出位置局部应力为 190.34 MPa (A 部位), 焊接筋条表面凹进位置局部应力为 203.79 MPa (C 部位)。此时超过材料许用应力 137 MPa, 接近材料屈服极限 205 MPa。同时筋条焊缝所受应力超过焊接许用应力 89.05 MPa, 易发生开裂。



(a) XXX 次试验应变传感器布局



(b) 试验台扩压器电阻应变计测量 (50 秒)

图 7 扩压器验证安装与测试结果

Fig. 7 Verification installation and test results of diffuser

电阻应变计 BE120-6AA 微应变单位为 0.000 001, 根据测量器平均值为 813, 加上原位-136, 其中平均微应变值为 0.000 946, 根据 1Cr8Ni9Ti 的弹性模量 206 GPa, 其平均应力为 194.88 MPa, 与仿真结构比较接近, 验证了仿真结果的准确性。

4 结论

为解决 180 kN 液氧/煤油发动机试验台现有扩压器存在的部分焊缝开裂问题, 针对液氧/煤油发动机试验台现有高模试验扩压器存在的局部焊缝开裂问题, 基于燃气扩压器的热力耦合环境, 采用雷诺平均方程和 *sst k- ϵ* 湍流模型, 对扩压器内部的压力场、速度场、温度场的进行分析, 根据燃气冷却换热对扩压器内部温度梯度进行研究; 用有限元法对扩压器冷却结构进行热应力分析, 结合扩压器加工结构特点, 确定局部焊缝开裂内外因根源; 最后通过试验过程的扩压器应变测量, 验证了该方法的有效性, 为解决扩压器焊缝开裂问题提供了一种方法参考, 为液氧/煤油发动机高空模拟性能评价奠定了基础。

参考文献:

- [1] 李桦, 范晓樯, 丁猛. 超声速扩压器中激波串结构的数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2002, 24(1): 18-21.
- [2] 陈吉明, 任玉新. 超音速风洞扩压器激波串现象的数值模拟[J]. 清华大学学报, 2007 (2): 112-117.
- [3] MOHLER S R, Jr. Wind US unstructured flow solutions for a transonic diffuser, AIAA 2005-1004[R]. USA: AIAA, 2005.
- [4] 徐万武, 邹建军, 王振国, 等. 超声速环型扩压器启动特性试验研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(6): 7-11.
XU Wanwu, ZOU Jianjun, WANG Zhenguo, et al. Test research on start characteristics of supersonic annular diffuser [J]. Journal of rocket propulsion, 2005, 31 (6): 7-11.
- [5] 李纲. 固冲发动机高空模拟扩压器设计与试验研究[J]. 南京理工大学学报, 2008, 32(2): 181-204.
- [6] 张建东, 蔡元虎. 跨声速扩压器设计及性能分析[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(4): 523-525.
- [7] MA C. Application of computational fluid dynamics to analysis of exhaust gas/diffuser interactions in a turbine engine altitude test cell, AIAA87-2014[R]. USA: AIAA, 1987.
- [8] TAKAO S T. Large scale unsteadiness in a two dimensional diffuser: numerical study toward active separation control, AIAA 2003-1138[R]. USA: AIAA, 2003.
- [9] 朱子勇, 李培昌, 瞿骞. 某型号火箭发动机高空模拟试验中扩压器的数值计算与试验比较[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(2): 231-237.
- [10] 姜毅, 郝继光, 刘群. 同心筒垂直发射装置排导燃气流的改进[J]. 北京理工大学学报, 2007, 27(2): 94-152.
- [11] 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.
ZHANG Mengzheng, LI Bin, WANG Jun, et al. Thinking about RBCC propulsion system [J]. Journal of rocket propulsion, 2013, 39(1): 1-7.

(编辑: 王建喜)