

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.S.015

## 挤压油膜阻尼器在 ATR 发动机中的应用

侯理臻, 王 琚, 黄金平, 朱东华, 秦 洁, 黄 红

(西安航天动力研究所液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100)

**摘要:** 为了减小空气涡轮火箭(Air turbo rocket, ATR)发动机工作时的振动响应, 针对 ATR 发动机的转子结构特征, 建立了有限元模型, 设计了挤压油膜阻尼器, 并完成了动力学特性分析与试验验证。研究表明: 该型 ATR 转子在一阶振型时的主要应变能集中在 1 号轴承处, 二阶振型时的主要应变能集中在 2 号轴承处; 转子在一号轴承处设计挤压油膜阻尼器后, 能够明显减小一阶响应, 但对于二阶响应的减振程度有限; 在 ATR 转子上合理地设计应用挤压油膜阻尼器, 对于抑制转子的振动响应具有显著的作用, 能够使得 ATR 发动机转子平稳地增速到工作转速。

**关键词:** 空气涡轮火箭发动机; 挤压油膜阻尼器; 应变能; 动力学特性

**中图分类号:** V43 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)S-0094-06

## Application of Squeeze Film Damper in ATR Engine

HOU Lizhen, WANG Jun, HUANG Jinping, ZHU Donghua, QIN Jie, HUANG Hong

(Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** In order to reduce the vibration response of the air turbo rocket (ATR) engine, a finite element model is established for the rotor structure characteristics of the engine. The squeeze film damper is designed. And the dynamic characteristics are analyzed and tested. The results show that the main strain energy of first-order mode of the ATR rotor is concentrated in the first bearing, and the main strain energy of second-order mode is concentrated in the second bearing. After the squeeze film damper is designed at the first bearing, the rotor can obviously reduce the first-order response, but the damping degree of the second-order response is limited. The application of the squeeze film damper on the ATR rotor has a significant effect on reducing the vibration response of the rotor, and make the rotor of ATR engines increase steadily to the working speed.

**Key words:** air turbo rocket engine; squeeze film damper; strain energy; dynamic characteristics

为了适应人类对宽速裕、大空域空天自由航行的追求, 空气涡轮火箭(Air turbo rocket, ATR)发动机等组合动力技术应运而生<sup>[1]</sup>。

ATR 发动机是一种由发生器燃气驱动的涡轮基组合动力, 它具有较高的推重比, 可以实现飞行器水平起降、加速爬升等技术要求, 并在飞行器灵活进出临近空间方面具有极大的技术优势<sup>[2-5]</sup>。因此, 自 20 世纪 30 年代以来, 美国、日本、德国等国家均进行了大量研究<sup>[6-12]</sup>。

国内的 ATR 发动机技术研究在近年来也取得

了突破性的进展, 已经进行了上百次地面试验和直连试验, 获得了发动机高空特征点性能, 突破了发动机总体设计技术、大范围变流量燃气发生器技术、高效掺混燃烧技术和高性能涡轮机设计技术等关键技术<sup>[13-15]</sup>。

但是, 以上研究主要针对 ATR 发动机机理和总体结构研究, 在转子结构设计以及减振等方面的研究较少, 因此有必要针对 ATR 的转子模型进行动力学特性分析, 研究其响应特征, 并设计挤压油膜阻尼器以解决转子件的振动问题, 为 ATR 发动

**基金项目:** 液体火箭发动机技术重点实验室基金(HTKJ2021KL011005)。

**收稿日期:** 2022-05-04; **修订日期:** 2022-06-28

**通信作者:** 侯理臻, 男, 博士, 工程师, E-mail: 448691349@qq.com。

**引用格式:** 侯理臻, 王琚, 黄金平, 等. 挤压油膜阻尼器在 ATR 发动机中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(S): 94-99. HOU Lizhen, WANG Jun, HUANG Jinping, et al. Application of squeeze film damper in ATR engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(S): 94-99.

机的平稳运转与重复性使用夯实基础。

## 1 ATR发动机转子结构

ATR发动机工作原理如图1所示。在发动机启动时,首先依靠燃气发生器驱动涡轮,随后涡轮带动压气机旋转使得来流空气增压,进一步与驱动涡轮后的富燃燃气在燃烧室二次燃烧,经尾喷管排出,产生推力。

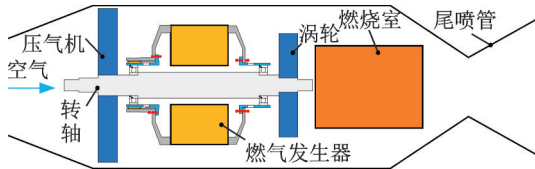


图1 ATR发动机组成示意图

Fig.1 Structure diagram of ATR engine

某型ATR发动机转子结构如图2所示。该转子为0-2-0支承方式,即压气机和涡轮分别悬臂支承在轴两端。前、后两个轴承的外环均采用鼠笼式弹性支承,两个鼠笼式弹性支承分别与前、后两个动平衡支撑座相连,动平衡支撑座与试验台相连。整个转子试验件轴向总长度为640 mm,两轴承中心轴向距离为249.5 mm,压气机叶轮最大外径为410 mm,整个旋转件总质量约为38 kg,在1号轴承位置设计有挤压油膜阻尼器(Squeeze film damper,SFD)进行减振。

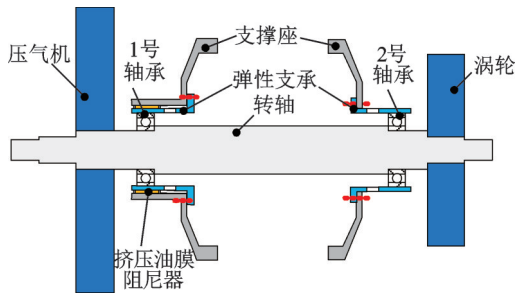


图2 ATR转子结构简图

Fig.2 Structure diagram of ATR rotor

## 2 模型建立与分析

### 2.1 模型建立

根据有限元理论,将转子按照轴向尺寸特征,划分为36个有限元段,即37个节点,并将压气机和涡轮考虑为集中质量模型附加在对应的轴段上<sup>[16-17]</sup>,如图3所示,各段尺寸参数分别如表1~4所示。

根据建立的有限元模型,通过编程计算得到的转子的模态分别如图4~6所示。由图可见,转子第一阶和第二阶临界转速分别为7 449和10 886 r/min,第一阶振型为压气机振型,第二阶为涡轮振型。

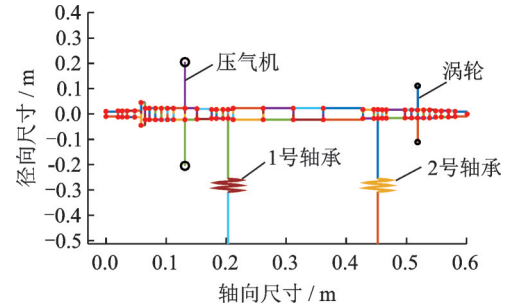


图3 ATR转子有限元模型

Fig.3 Finite element model of ATR rotor

表1 轴段参数

Table 1 Parameters of shaft

轴段编号	轴段长度/mm	外径/mm	内径/mm
1-2	20	20	0
2-3	7	24	0
3-4	8	24	0
4-5	10.5	24	0
5-6	7	25	0
6-7	7	90	0
7-8	10	45	0
8-9	10	45	0
9-10	10	45	0
10-11	10	45	0
11-12	10	45	0
12-13	19.25	45	0
13-14	20	45	0
14-15	24.25	41	0
15-16	8	35	0
16-17	11	35	0
17-18	8.5	35	0
18-19	8.5	35	0
19-20	50	45	0
20-21	50	45	0
21-22	50	45	0
22-23	66	45	0
23-24	18	35	0
24-25	7	35	0
25-26	7	35	0
26-27	7	33	0
27-28	31	33	0
28-29	11	31.5	0
29-30	10	31.5	0
30-31	10	31.5	0
31-32	10	31.5	0
32-33	10	31.5	0
33-34	9.5	25	0
34-35	12	24	0
35-36	11	24	0
36-37	20	20	0

表2 盘参数

Table 2 Parameters of disk

盘节点	质量/ kg	极转动惯量/ (kg·m <sup>2</sup> )	直径转动惯量/ (kg·m <sup>2</sup> )
13压气机	26.713	0.363 0	0.284 0
30涡轮	12.197	0.102 582	0.057 0

表3 支承参数

Table 3 Parameters of support

支承节点	刚度/(N·m <sup>-1</sup> )	阻尼/(N·s·m <sup>-1</sup> )
18	4.43×10 <sup>7</sup>	100
25	3.11×10 <sup>7</sup>	100

表4 挤压油膜阻尼器设计参数(1号)

Table 4 Parameters of squeeze film damper (1#)

支点	滑油黏度/ (μN <sup>-1</sup> ·s <sup>-1</sup> ·m <sup>2</sup> )	油膜半径 R/mm	油膜长度 L/mm	油膜间隙 C/mm
1	0.016 5	41	35.2	0.2

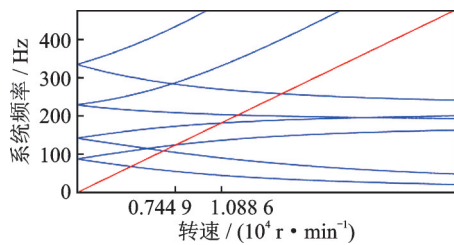


图4 ATR转子坎贝尔图

Fig.4 Campbell diagram of ATR rotor

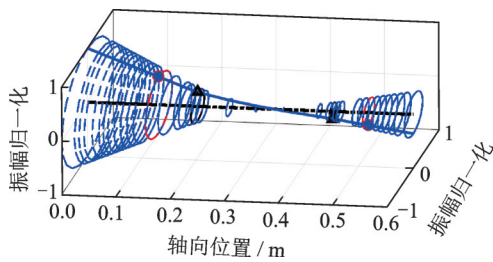


图5 ATR转子一阶振型

Fig.5 The first-order mode of ATR rotor

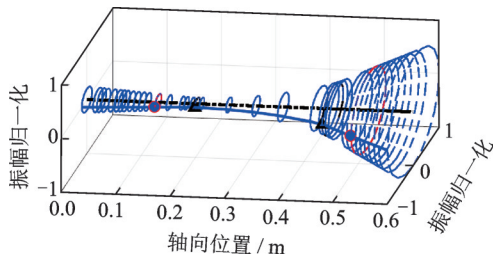


图6 ATR转子二阶振型

Fig.6 The second-order mode of ATR rotor

2.2 模型分析

计算转子在两阶模态下的应变能分布以及不平衡响应,分别如图7~11所示。

由图7可以看出,转子在一阶振型时的主要应变能集中在1号轴承处,二阶振型时的主要应变能集中在2号轴承处,这是由于一阶振型为压气机振型,二阶振型为涡轮振型。因此,若在1号、2号轴承位置处合理地设计挤压油膜阻尼器可以显著减小转子的一阶、二阶响应。

由图9~11可以看出,转子在1号轴承处设计

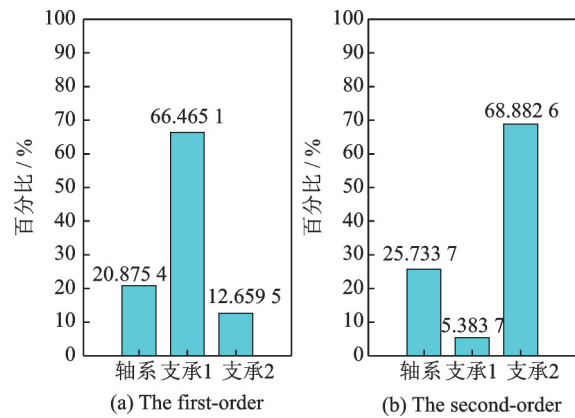


图7 ATR转子应变能分布

Fig.7 Strain energy diagram of ATR rotor

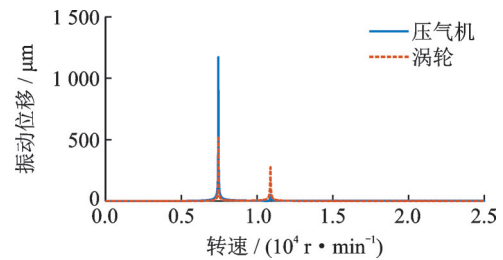


图8 无阻尼器时压气机5 g·cm转子不平衡响应

Fig.8 Response of 5 g·cm unbalance on compressor of ATR rotor without SFD

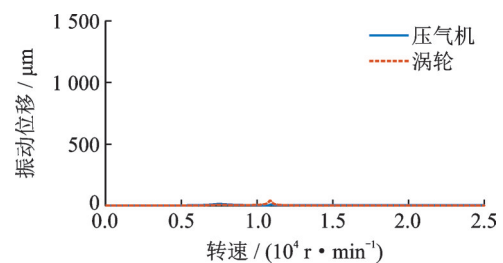


图9 有阻尼器时压气机5 g·cm转子不平衡响应

Fig.9 Response of 5 g·cm unbalance on compressor of ATR rotor with SFD

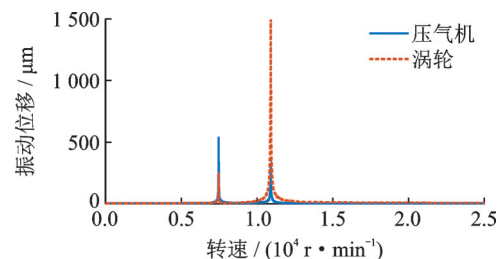


图10 无阻尼器时涡轮5 g·cm转子不平衡响应

Fig.10 Response of 5 g·cm unbalance on turbo of ATR rotor without SFD

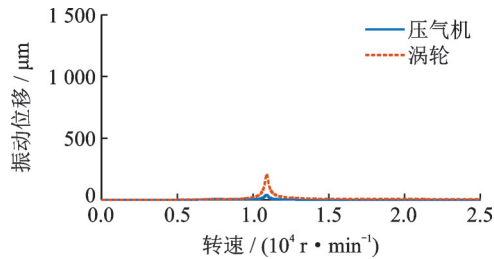


图 11 有阻尼器时涡轮 5 g·cm 转子不平衡响应

Fig.11 Response of 5 g·cm unbalance on turbo of ATR rotor with SFD

阻尼器后,能够明显减小一阶响应。但对于二阶响应,尤其是涡轮位置的不平衡响应减振程度有限,阻尼器工作时最大振幅仍有 203 μm。这是由于在二阶振型的应变能分布中 1号轴承的应变能占比较低,使得该位置的阻尼器起到的减振效果不明显。

因此,为了更好地减小转子二阶响应,应当在 2号轴承位置增加挤压油膜阻尼器。设计的阻尼器参数与 1号轴承处阻尼器参数相同,如表 5 所示。

表 5 挤压油膜阻尼器设计参数(1号和2号)

Table 5 Parameters of squeeze film damper (1# and 2#)

支点	滑油黏度/ ( $\mu\text{N}^{-1}\cdot\text{s}^{-1}\cdot\text{m}^2$ )	油膜半径 R/mm	油膜长度 L/mm	油膜间隙 C/mm
1	0.016 5	41	35.2	0.2
2	0.016 5	41	35.2	0.2

计算得到转子在 1号、2号轴承位置处双阻尼器工作状态下涡轮 5 g·cm 的不平衡响应如图 12 所示,与图 11 相比,转子响应明显减小。可以看出,根据转子模态特征,合理地设计挤压油膜阻尼器对于抑制转子振动具有显著的作用。

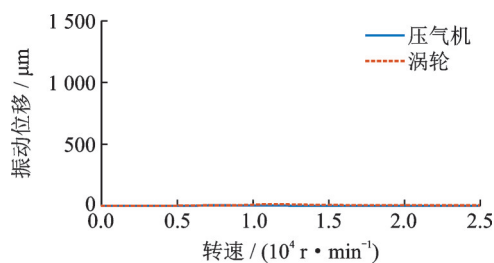


图 12 双阻尼器时涡轮 5 g·cm 转子不平衡响应

Fig.12 Response of 5 g·cm unbalance on turbo of ATR rotor with double-SFD

### 3 试验验证

对图 2 所示的 ATR 转子进行动力学试验,测试其振动特性。试验中转子上共布置 3 个振动位移测点:分别在压气机端、轴系中段及涡轮端测量振动位移,如图 13 所示。

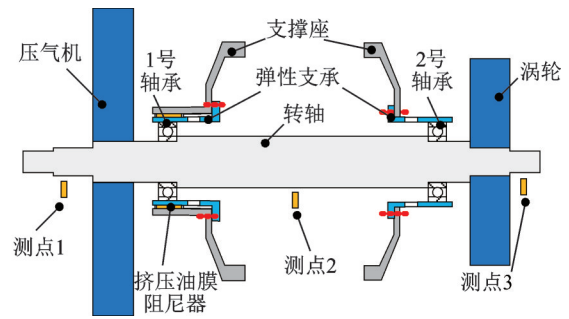


图 13 ATR 转子测点示意图

Fig.13 Modal point of ATR rotor

试验共进行 3 组:分别是无阻尼器试验,1号轴承开阻尼器试验以及 1号、2号轴承均开阻尼器试验,分别如图 14~16 所示。

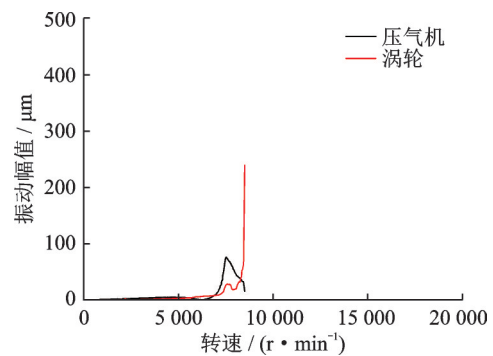


图 14 第一组试验

Fig.14 The first test

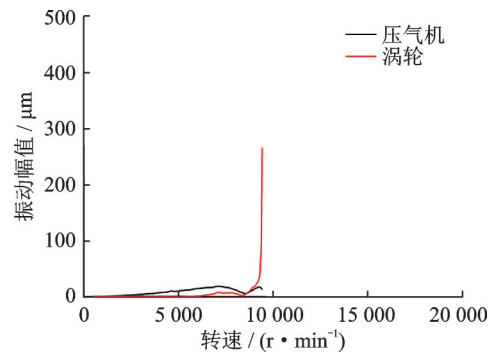


图 15 第二组试验

Fig.15 The second test

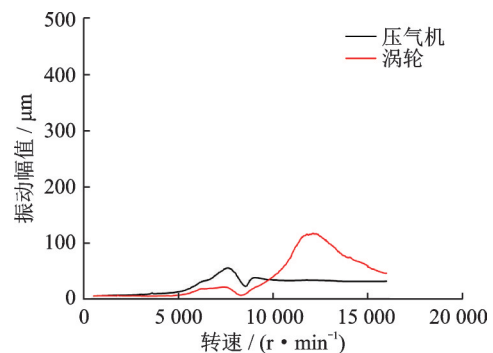


图 16 第三组试验

Fig.16 The third test

第一组试验为无阻尼器试验。可以看出,在挤压油膜阻尼器不工作时,转子的一阶临界转速为7 532 r/min,与计算的误差为1.1%。此时,压气机处的测点振幅最大,为76.6  $\mu\text{m}$ ,该现象说明转子的一阶模态与图5的一阶振型计算结果一致。当转子继续增速到9 300 r/min时,此时由于靠近转子的二阶临界转速,涡轮位置的振幅达到了250  $\mu\text{m}$ ,因此不再继续增速。

第二组试验为1号轴承开阻尼器试验。可以看出,在1号轴承处的挤压油膜阻尼器工作时,转子的一阶振幅为18.2  $\mu\text{m}$ ,最大振幅测点与第一组试验一致,为压气机位置,但本组试验相较于第一组试验结果减小了58.4  $\mu\text{m}$ ,减振达到了76.2%,该现象说明挤压油膜阻尼器对于该型ATR发动机有明显的减振作用。但当转子继续增速到9 400 r/min时,涡轮位置的振幅依然发生突增,达到了280  $\mu\text{m}$ 。该现象说明转子在1号轴承处设计阻尼器后,能够明显减小一阶响应,但对于二阶响应的减振程度有限,该结论与本文2.2节的分析结论一致。

第三组试验为1号、2号轴承均开阻尼器试验。可以看出,当2号轴承也设计有阻尼器时,转子能够平稳地增速到二阶临界转速之上,其中二阶临界转速试验结果为11 568 r/min,与计算的误差为5.8%,转子的最大振幅在二阶临界转速时的涡轮位置,为110  $\mu\text{m}$ ,该现象说明转子二阶模态与图6的二阶振型计算结果一致。同时,本组试验结果说明,合理地设计挤压油膜阻尼器对于抑制转子振动具有显著的作用,与图12的分析结果一致。

## 4 结 论

本文针对某型ATR转子结构建立了有限元模型,完成了动力学分析与试验,对比了无阻尼器、1号轴承设计阻尼器以及1号、2号轴承同时设计阻尼器时的转子动力学响应,研究结果表明:

(1) 该型ATR转子在一阶振型时的主要应变能集中在1号轴承处,二阶振型时的主要应变能集中在2号轴承处,因此,若在1号、2号轴承位置处合理地设计挤压油膜阻尼器可以显著减小转子的一阶、二阶响应。

(2) 试验与分析结果均表明,转子在1号轴承处设计阻尼器后,能够明显地减小一阶响应,减振比达到了76.2%。但对于二阶响应,尤其是涡轮位置的不平衡响应减振程度有限。

(3) 试验与分析结果均表明,转子在1号、2号

轴承处均设计阻尼器后,转子能够平稳地增速到二阶临界转速之上,达到工作转速。因此,在ATR转子上,根据转子模态分布合理地设计应用挤压油膜阻尼器,对于抑制转子的振动响应具有显著的作用。

## 参考文献:

- [1] 张蒙正,李斌,李光熙. 组合动力:现状、问题与对策[J]. 火箭推进, 2021, 47(6): 1-10.  
ZHANG Mengzheng, LI Bin, LI Guangxi. Combined cycle propulsion: Current status, problem and solutions[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 1-10.
- [2] 潘宏亮,周鹏. 空气涡轮液体火箭发动机建模与仿真研究[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(4): 492-498.  
PAN Hongliang, ZHOU Peng. Modeling and simulation of liquid ATR (air turbo rocket) performance[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(4): 492-498.
- [3] 刘轶,南向谊,李光熙,等. ATR发动机高马赫数工作特性仿真研究[J]. 火箭推进, 2021, 47(6): 55-61.  
LIU Yi, NAN Xiangyi, LI Guangxi, et al. Simulation on working characteristics of ATR engine under high mach number condition[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 55-61.
- [4] 南向谊,王拴虎,李平. 空气涡轮火箭发动机研究的进展及展望[J]. 火箭推进, 2008, 34(6): 31-35.  
NAN Xiangyi, WANG Shuanhu, LI Ping. Investigation on status and prospect of air turbo rocket[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(6): 31-35.
- [5] ZARLINGO F. Air-breathing propulsion concepts for high speed tactical missiles: AIAA 1988-3070 [R]. USA: AIAA, 1988.
- [6] BRIGGS M M, ANDRUS S R. Synthesis and performance of an air-turbo ramjet-propelled supersonic target vehicle: AIAA 1984-0075[R]. USA: AIAA, 1984.
- [7] BOSSARD J A, CHRISTENSEN K L, POTH G E. ATR propulsion system design and vehicle integration: AIAA 1988-3071[R]. USA: AIAA, 1988.
- [8] LILLEY J S, HECHT S E, KIRKHAM B G, et al. Experimental evaluation of an air turbo ramjet: AIAA 1994-3386[R]. USA: AIAA, 1994.
- [9] BOSSARD J A, CHRISTENSEN K L, FEDUN M

- H. Return of the solid fuel gas generator ATR: AIAA 1987-1997[R]. USA: AIAA, 1987.
- [10] OSTRANDER M J, THOMAS M E. Air turbo rocket solid propellant development and testing: AIAA 1997-3258[R]. USA: AIAA, 1997.
- [11] SATO T, TANATSUGU N, HATTA H, et al. Development study of the ATREX engine for TSTO spaceplane: AIAA 2001-1839[R]. USA: AIAA, 2001.
- [12] EDEFUR H, HAGLIND F, OLSSON S. Design of an air-launched tactical missile for three different propulsion systems: ATR, rocket and turbojet: GT 2007-27844[R]. USA: ASME, 2007.
- [13] 李文龙,李平,李光熙,等.局部进气条件下空气涡轮火箭发动机掺混燃烧研究[J].推进技术,2013,34(9):1222-1230.
- LI Wenlong, LI Ping, LI Guangxi, et al. Investigation on turbulent mixing and combustion for air-turbo-rocket engine with turbine partial admission[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1222-1230.
- [14] 张留欢,刘嫵,张蒙正.基于碳氢燃料裂解工作的ATR发动机性能分析[J].火箭推进,2017,43(3):1-5.
- ZHANG Liuhuan, LIU Yan, ZHANG Mengzheng. Performance analysis of ATR engine working with cracking gas of hydrocarbon fuel[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(3): 1-5.
- [15] 李永洲,李哲,李光熙.ATR/冲压组合动力高超声速飞行器性能分析[J].火箭推进,2018,44(3):6-11.
- LI Yongzhou, LI Zhe, LI Guangxi. Performance analysis of hypersonic aircraft with ATR/ramjet combined power[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(3): 6-11.
- [16] 廖明夫.航空发动机转子动力学[M].西安:西北工业大学出版社,2015.
- [17] 闻邦椿,顾家柳,夏松波,等.高等转子动力学——理论、技术与应用[M].北京:机械工业出版社,1999.

(编辑:夏道家)