

脉冲爆震涡轮发动机转子系统优化设计

傅超¹, 王福斌², 郑龙席², 路宽¹, 郑召利³

(西北工业大学智能飞行器结构强度与设计研究所¹, 动力与能源学院²; 西安 710072;

3. 武汉第二船舶设计研究所热能动力技术重点实验室, 武汉 430205)

摘要:为研制某脉冲爆震涡轮发动机样机,根据总体设计要求设计了相应的空心轴转子-轴承结构系统。基于有限元法建立了该转子系统的理论分析模型,采用数值积分方法开展了考虑脉冲爆震非定常周期气动载荷作用的转子系统动力学特性计算。将在临界转速处转子的振动幅值最小化作为优化目标,以转子系统各阶临界转速与发动机慢车转速及工作转速之间的裕度作为约束条件,结合转子强度的相关要求,基于 NSGA-II 多目标优化算法对转子系统的支承位置、刚度及转子结构的几何参数进行了优化设计。结果表明:优化后的转子-轴承系统满足总体设计要求,临界转速与工作转速之间的裕度超过 20%,且保证了前 3 阶临界转速对应的振动幅值最小化。研究方法和结果可为脉冲爆震涡轮发动机转子系统结构设计和优化提供参考。

关键词:脉冲爆震;转子系统;气动载荷;非定常激励;优化设计;涡轮发动机

中图分类号: V231

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.02.002

Design Optimization of Rotor System in Pulse Detonation Turbine Engine

FU Chao¹, WANG Fu-bin², ZHENG Long-xi², LU Kuan¹, ZHENG Zhao-li³

(Institute of Structural Strength and Design of Intelligent Aircraft¹, School of Power and Energy², Northwestern Poly-technical University, Xi'an 710072, China; 3. Science and Technology on Thermal Energy and Power Laboratory, Wuhan Second Ship Design & Research Institute, Wuhan 430205, China)

Abstract: In order to develop a Pulse Detonation Turbine Engine (PDTE) prototype, a hollow-shaft rotor-bearing structural system was designed based on the overall design requirements. The finite element method was employed to model the rotor system and the numerical integration method was used to investigate the dynamic characteristics of the system under cyclic unsteady aerodynamic loads caused by pulse detonations. By taking the minimization of vibration amplitude of the rotor at critical speed as the optimization objective, treating the margins between the critical speed of the rotor system and the engine idle speed and the working speed as the constraints, and taking relevant strength requirements into account, the support position, stiffness and geometrical parameters of the rotor system were optimized based on the NSGA-II multi-objective optimization algorithm. The results show that the optimized rotor-bearing system satisfies the overall requirements, the margins between the critical speeds and working speeds are over 20%, and the vibration amplitudes corresponding to the first three critical speeds are minimized. The methods and results of the present study can provide references for the structural design and optimization of the rotor system of pulse detonation turbine engines.

Key words: pulse detonation; rotor system; aerodynamic loads; unsteady excitation; design optimization; turbine engine

0 引言

近年来,脉冲爆震燃烧设计的涡轮发动机(Pulse Detonation Turbine Engine, PDTE)因其循环热效率高、具有自增压的特点而受到了国内外航空工业相关

研究人员的广泛关注^[1-2]。相比早期的脉冲爆震发动机(Pulse Detonation Engine, PDE)将高温高压燃气直接排向大气^[3], PDTE 则可通过涡轮传输部分能量,提高能量利用率的同时实现了发动机的静止启动。因此, PDTE 在民用、军用飞行器及超声速导弹上均

收稿日期: 2022-11-02 基金项目: 中央高校基本科研业务费(G2021KY0601)资助

作者简介: 傅超(1990),男,博士,教授。

引用格式: 傅超,王福斌,郑龙席,等. 脉冲爆震涡轮发动机转子系统优化设计[J]. 航空发动机, 2023, 49(2): 13-18. FU Chao, WANG Fubin, ZHENG Longxi, et al. Design optimization of rotor system in pulse detonation turbine engine[J]. Aeroengine, 2023, 49(2): 13-18.

有广阔的应用前景,对现代化经济和国防建设具有重要意义^[4-5]。

从国内外研究现状来看,目前PDTE的研究主要集中在点火和起爆方法^[6-7]、燃烧室设计与传热分析^[8-9]以及总体性能^[10-11]方面。Hutchins等^[12]针对脉冲爆震发动机工作时的燃烧规律和能量传播特性进行了研究,讨论了不同压力下发动机工作的效率;Reddy^[13]提出了一种新的燃气涡轮发动机中波转子和爆震发动机的集成方法,通过比较工作和热效率发现此方法有利于提高发动机的整体性能;Alsi等^[14]提出了用于脉冲爆震燃烧非定常激励的1维欧拉气体动力学分析方法,并基于3维有限元分析结果对比验证了所提方法的正确性。PDTE总体设计包括根据循环参数进行压气机、涡轮及燃烧室等设计,然后基于压气机和涡轮的尺寸和级数进行转子系统设计。转子系统的设计又包含支承方案设计、支点布局及系统各部位的几何参数确定,即转子系统必须满足总体设计在结构布局和尺寸上的要求,还要支撑发动机总体性能的实现。因此,除了在基本的结构尺寸方面必须服从总体设计以外,对转子系统在脉冲爆震气动载荷和不平衡量作用下的动力学特性也必须进行研究。张越等^[15]还分析了机动飞行下转子系统的振动特性。与传统航空发动机不同,在PDTE工作时作用在转子系统上的气动载荷具有显著的非定常性和周期性。在对PDTE转子系统建模分析的过程中,必须考虑弯曲、扭转和轴向3方面的振动,增加了转子动力学特性的分析难度;李胜远等^[16]阐述了基于有限元法分析转子3个方向振动的步骤并针对某模型转子进行了数值计算。在设计转子时,一般希望在包含工作转速在内的转速范围内,转子的振动幅值不超过某一定限值或使其最小化;傅超等^[17]从转子系统加速启动振动响应中识别不平衡量大小,以便进行平衡而降低振幅。同时,为避免共振,要求临界转速距离工作转速存在20%以上的安全裕度。这些要求给转子系统的设计提出了很大的挑战,而优化算法在解决此类问题时具有较高的可行性。

本文根据总体设计要求构建了转子系统的初步结构,建立了其弯曲、扭转和轴向耦合有限元分析模型,考虑脉冲爆震气动载荷开展了动力学特性分析,并采用多目标优化算法基于临界转速裕度和振幅对转子系统进行了设计优化。

1 转子系统设计及动力学特性分析

1.1 转子系统初步设计

根据某PDTE总体设计方案,转子系统设计为单转子构型,包含2级风扇、4级压气机和3级涡轮,如图1所示。发动机的设计转速为30360 r/min,慢车转速为7107 r/min。风扇、压气机及涡轮的进、出口总参数(温度、压力)、各级叶盘的质量和几何尺寸均由总体设计给出。该转子为细长结构,根据国内外先进航空发动机转子系统支承方案设计经验及基于本文转子模型的前期仿真研究,为避免过大支反力及便于调节临界转速与工作转速之间的裕度考虑,采用1-1-1支承方案。在转子两端采用棍棒轴承支承,仅承受径向载荷;中间采用止推轴承支承,既承受径向载荷又承受轴向载荷。该转子系统整体上属于薄壁盘鼓-轴承空心结构形式,以减轻整机质量。

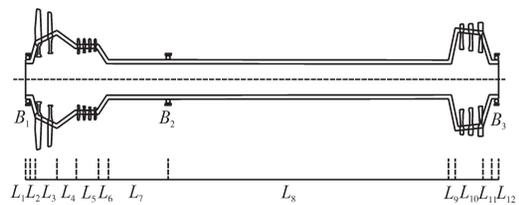


图1 转子系统结构

上述转子-轴承系统可通过有限单元法进行离散和建模,然后基于数值方法进行求解其模态和动力学响应特性,以便后续调整和优化。

1.2 转子动力学特性有限元分析

基于有限元法将转子系统离散为Timoshenko梁单元、刚性盘单元及轴承单元,其中梁单元包含了剪切效应。与转子系统常规有限元分析不同的是,为了考虑非定常、周期性气动载荷的影响,本文中每个节点包含了6个自由度,即节点的完全自由度向量 U_e 为

$$U_e = [x \ y \ z \ \theta_x \ \theta_y \ \theta_z]^T \quad (1)$$

式中: x 、 y 、 z 为节点在3个坐标轴方向上的平动位移; θ_x 、 θ_y 、 θ_z 为节点在各平面内的转动位移。

每个单元包含2个节点,共12个自由度。单元内任意位置的位移可通过连续轴段的形函数插值求得。对于各种类型的单元,其运动方程和单元矩阵的推导过程见文献[18]。气动载荷对单元矩阵有一定影响,不能忽略。例如在发动机工作时产生的扭矩和轴向力会给梁单元施加附加刚度项 k_a 和 k_m ^[16]

$$\mathbf{k}_a = f_a \int_0^L (N_y^T N'_y + N'_z N'_z) dz \quad (2)$$

$$\mathbf{k}_m = f_m \int_0^L (N_z^T N'_y + N'_y N'_z) dz \quad (3)$$

式中: f_a 和 f_m 为作用在单元上的轴向力和轴向扭矩; L 为轴单元长度; N_y 和 N_z 为形函数。

完成每个单元的建模后,基于 Lagrange 方程推导出转子系统的运动微分方程

$$M\ddot{U} + (C + \Omega G)\dot{U} + KU = F_u + F_g + F_p \quad (4)$$

式中: M 、 C 、 K 和 G 分别为转子系统的质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵及陀螺矩阵; Ω 为系统的转速; F_g 为重力; F_u 和 F_p 分别为不平衡激励和气动载荷激励; φ 为不平衡激励力加在对应的节点上,其大小为

$$\hat{F}_u = \begin{cases} me\Omega^2 \sin(\Omega t + \varphi) \\ me\Omega^2 \cos(\Omega t + \varphi) \end{cases} \quad (5)$$

式中: m 为质量不平衡量; e 为偏心距; φ 为不平衡激励的初始相位。

在不考虑压力反传的条件下,压气机受到的轴向力近似为常数,方向向前。涡轮转子在脉冲爆震燃烧室(pulse detonation combustion, PDC)不燃烧时,同样受到固定幅值的轴向力作用,方向向后。当 PDC 发生燃烧反应而产生脉冲冲击时,给涡轮转子 1 个向后的幅值轴向力冲击。因此,在连续的工作循环下,涡轮转子受到周期性的脉冲冲击轴向力作用。压气机转子和涡轮转子所受的扭矩具有幅值相等而方向相反的特点,因而无论 PDC 是否产生脉冲冲击,二者所受的扭矩均为时变周期性的。设 PDC 工作频率为 f_{pdc} , 当 PDC 不燃烧时,压气机转子上所受向后的轴向力为 A_1 , 轴向扭矩大小为 M_1 , 涡轮上所受向前的轴向力为 A_2 , 轴向扭矩大小为 M_1 ; 当 PDC 发生燃烧时,压气机转子上的轴向力不变,涡轮转子上所受轴向力变为 A_3 , 压气机转子和涡轮转子上所受扭矩大小为 M_2 。根据以上分析,PDTE 转子上所受到的冲击力载荷在时域描述为

$$F_{comp} = A_1 \quad (6)$$

$$M_{comp} = \begin{cases} -M_2, & \text{if } t = nH_{pdc}, n = 1, 2, \dots \\ -M_1, & \text{else} \end{cases} \quad (7)$$

$$F_{turb} = \begin{cases} A_3, & \text{if } t = nH_{pdc}, n = 1, 2, \dots \\ A_2, & \text{else} \end{cases} \quad (8)$$

$$F_{turb} = \begin{cases} A_3, & \text{if } t = nH_{pdc}, n = 1, 2, \dots \\ A_2, & \text{else} \end{cases} \quad (9)$$

式中: t 为时间; $H_{pdc} = 1/f_{pdc}$ 为 PDC 的燃烧工作周期; F_{comp} 为压气机转子所受轴向力; M_{comp} 为压气机所受轴向扭矩; F_{turb} 为涡轮转子所受轴向力; M_{turb} 为涡轮转子所受轴向扭矩。

其中力矩的正负可通过规定的正方向和右手定则确定。建立了非正常周期性气动载荷的力学模型后,转子系统的运动微分方程可采用数值积分法求解^[19],如 Newmark- β 法和 Runge-Kutta 法。

2 基于 NSGA-II 的转子优化设计

航空发动机转子系统工作环境恶劣、分支结构众多,特别是 PDTE 中存在的脉动式气动载荷给转子的设计带来了新的挑战。对于满足总体设计基本要求后的转子结构,还应根据临界转速裕度要求对支承位置、支承刚度及几何参数等进行优化,使得转子在目标范围内临界转速处的振幅最小化,达到控制振动的目的^[20]。这一优化过程涉及优化目标设置、优化变量选取及约束条件构建等。本文转子的多目标优化设计问题可表述为

$$\text{Minimize: } d_i(\mathbf{g}, \mathbf{h}), i=1, 2, \dots, n \quad (10)$$

$$\text{Subject to: } a_j \leq g_j \leq b_j, j=1, 2, \dots \quad (11)$$

$$\underline{h}_k \leq h_k \leq \bar{h}_k, k=1, 2, \dots \quad (12)$$

$$\left| \frac{\omega_i - \Omega_j}{\Omega_j} \right| \times 100\% \geq 20\%, j=1, 2, i=1, 2, \dots \quad (13)$$

式中: $d_i(\mathbf{g}, \mathbf{h})$ 为临界转速处的振幅; $a_j \leq g_j \leq b_j$ 为不等式约束条件; $\underline{h}_k \leq h_k \leq \bar{h}_k$ 为各设计参数,上划线和下划线分别表示其上下限; Ω_j 为发动机怠速和工作转速; ω_i 为与 Ω_j 相近的临界转速,二者的差异作为临界转速裕度约束。

第 2 代非支配遗传算法(Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II, NSGA-II)的基本思路是通过种群中的个体进行非支配排序并分级,测算各个体的拥挤距离,最终获得满足终止条件的近似解。在本文的优化计算中,以两端轴承的支承刚度、止推轴承的支点位置及转子壁厚作为设计变量,根据抗拉和抗扭强度校核壁厚不应低于 6 mm,以参数取值范围和临界转速裕度为约束条件,以共振幅值最小化作为优化目标。

3 结果与讨论

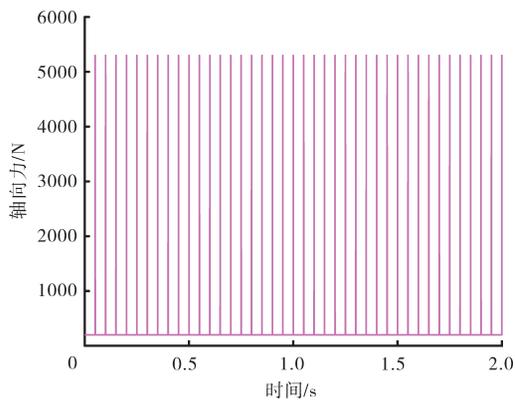
在仿真计算中,图 1 中转子的轴段长度 $L_1 \sim L_{10}$ 分

别为 0.02、0.02、0.08、0.045、0.065、0.04、0.20、0.72、0.04、0.08、0.030、0.03 m。转子材料的弹性模量 $E=2.1 \times 10^{11}$ N/m², 密度 $\rho=7850$ kg/m³, 泊松比 $\sigma=0.3$ 。在优化前后, 转子上的激振力均由相同大小的不平衡量产生, 其值为 1×10^{-5} kg/m。止推轴承位于距离转子左端 0.38 m 处。轴承 1、3 的径向刚度、轴承 3 的径向和轴向刚度以及转子壁厚 b 等优化设计参数的初始值见表 1。

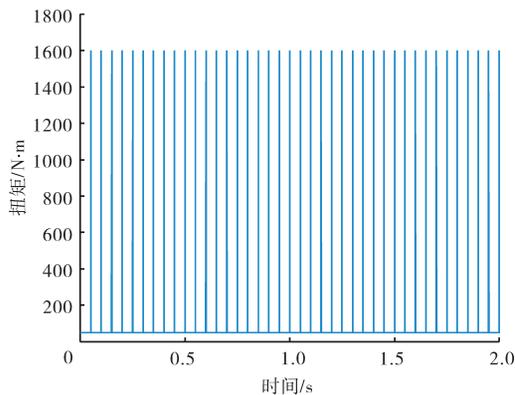
表 1 转子物理参数

$K_{b1}/(\text{N/m})$	$K_{b2}/(\text{N/m})$	$K_{b3}/(\text{N/m})$	$K_z/(\text{N/m})$	b/m
2.8E7	2.8E7	1.5E7	1.5E7	0.01

在脉冲爆震燃烧过程中产生的轴向力会引起转轴内部拉伸正应力, 轴向扭矩产生切应力, 气动扭矩附加的切应力效应远比气动轴向力产生的正应力效应大。根据总体设计中压气机和涡轮的几何尺寸和进、出口压力可估计作用的轴向力和扭矩大小。忽略发动机工作时短暂的填充和排气过程, 设燃烧室燃烧频率为 20 Hz, 根据式(6)~(9)给出涡轮所受轴向力和扭矩随时间变化规律, 如图 2 所示。压气机所受的扭



(a) 脉冲爆震轴向力



(b) 脉冲爆震扭矩

图 2 涡轮所受轴向力和扭矩随时间变化规律

矩与涡轮端大小相同方向相反, 所受轴向力则为方向相反的恒定力。

根据上述条件计算出转子的 Campbell 图和频率响应特性, 如图 3、4 所示。从图中可见, 转子转速在 0~15000 r/min 内有多阶临界转速(正向同步涡动)且在靠近 30000 r/min 处存在第 1 阶临界转速。显然, 转子的临界转速与发动机额定工作转速及慢车转速之间的安全裕度(避开率)不够。因此, 需要进一步对其支承位置和刚度以及壁厚等参数进行优化。

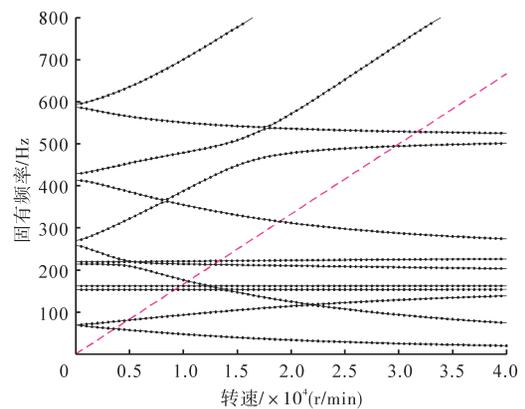


图 3 转子 Campbell 图

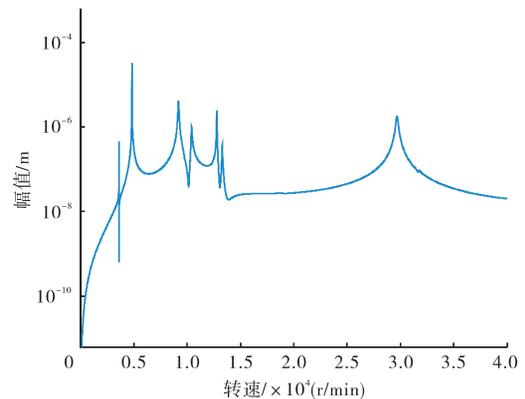


图 4 转子幅频响应特性

基于优化策略, 优化迭代完成后所得相关设计参数的值见表 2。此外, 优化后止推轴承的位置为距转子左端 0.46 m。从表中可见, 转子的壁厚经过优化减小至 8 mm, 这对降低转子的整体质量有益。采用优化后的转子参数进行动力学特性计算, 得到改进转子的 Campbell 图和幅频响应曲线, 如图 5、6 所示。

表 2 优化后的设计变量

$K_{b1}/(\text{N/m})$	$K_{b2}/(\text{N/m})$	$K_{b3}/(\text{N/m})$	$K_z/(\text{N/m})$	b/m
2.5E7	2.5E7	1.8E7	1.8E7	0.008

从图中可见, 优化后转子的临界转速分布比较均匀, 前 4 阶分别为 5561、8644、15672 和 36446 r/min。

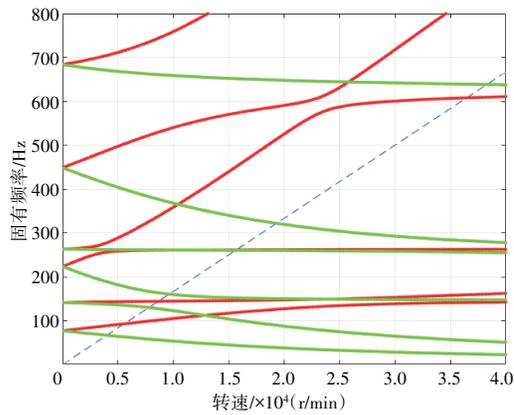


图5 优化后转子的Campbell图

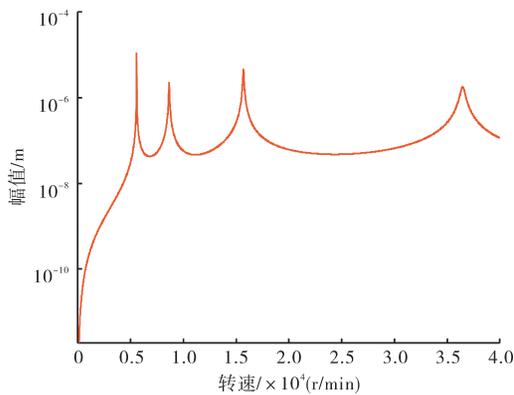


图6 优化后转子的幅频响应特性

与慢车转速相邻的第2阶临界转速的安全裕度分别为21.7%和21.6%，靠近工作转速的第4阶临界转速的安全裕度为20.1%且数值上绝对转速差超过6000 r/min。在前4阶临界转速范围内，转子的振幅均为10 μm 量级。由此可见，优化后的转子具有足够的安全裕度且各阶临界转速下其振动幅值已优化至最小化，在符合总体设计要求的同时控制了转子的振动幅值，确保了发动机的运行安全性。在优化设计过程中，根据设计需要和具备的计算资源可设置更多优化目标和选择更多的设计参数，确保设计方案满足各方面要求。

4 结论

(1)脉冲爆震涡轮发动机转子系统设计应考虑非定常周期性气动载荷的影响，在有限元建模过程中须建立包含弯曲、扭转和轴向3方面振动的完整动力学模型。

(2)基于总体方案设计的发动机转子系统还应根据临界转速安全裕度和振动控制要求，从转子动力学的角度进行优化。

(3)止推轴承的支承位置和刚度对细长转子结构的动力学特性具有重要影响，空心轴盘鼓结构的壁厚设计须同时兼顾结构强度和转子整体质量等多方面因素。

参考文献:

- [1] 郑龙席,王治武,黄希桥,等.脉冲爆震涡轮发动机技术[M].西安:西北工业大学出版社,2019:1-10.
ZHENG Longxi, WANG Zhiwu, HUANG Xiqiao, et al. Pulse detonation turbine engine technology[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2019: 1-10. (in Chinese)
- [2] 郑龙席,卢杰,严传俊,等.脉冲爆震涡轮发动机研究进展[J].航空动力学报,2014,29(5):993-1000.
ZHENG Longxi, LU Jie, YAN Chuanjun, et al. Research progress on pulse detonation turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5):993-1000. (in Chinese)
- [3] Kailasanath K. Recent developments in the research on pulse detonation engines[J]. AIAA Journal, 2003, 41(2):145-159.
- [4] Qiu H, Xiong C, Zheng L. Experimental investigation of an air-breathing pulse detonation turbine prototype engine[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 104:596-602.
- [5] 宫继双,范育新,王家骅,等.脉冲爆震发动机倒旋流气动阀数值与实验研究[J].航空动力学报,2011,26(8):1719-1727.
GONG Jishuang, FAN Yuxin, WANG Jiahua, et al. Numerical and experimental study on inversing-rotating aero-valves of PDE[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8):1719-1727. (in Chinese)
- [6] 于锦禄,王思博,黄丹青,等.等离子体点火技术在脉冲爆震发动机中的应用研究现状[J].航空科学技术,2018,29(10):1-10.
YU Jinlu, WANG Sibao, HUANG Danqing, et al. Application and research status of plasma ignition technology in pulse detonation engine [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(10):1-10. (in Chinese)
- [7] 母云涛,王玉清,李立翰,等.脉冲爆震发动机点火过程离子催化效应数值模拟[J].航空动力学报,2015,30(3):694-700.
MU Yuntao, WANG Yuqing, LI Lihan, et al. Numerical simulation for ion catalytic effect in ignition process of pulse detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3):694-700. (in Chinese)
- [8] 杨东丹,梁春华,孙明霞.脉冲爆震燃烧室/加力燃烧室的最新进展[J].航空制造技术,2015(15):113-116.
YANG Dongdan, LIANG Chunhua, SUN Mingxia. Recent development of pulse detonation combustion and afterburner[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(15):113-116. (in Chinese)
- [9] 王云,范玮,江金涛,等.障碍物对脉冲爆震发动机填充过程的影响研究[J].西北工业大学学报,2020,38(4):784-791.
WANG Yun, FAN Wei, JIANG Jintao, et al. Study on effect of obstacle shapes on filling process in pulse detonation rocket engine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(4):784-791. (in Chinese)

- [10] Rasheed A, Furman A H, Dean A J. Experimental investigations of the performance of a multitube pulse detonation turbine system[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(3):586-596.
- [11] Zhou S B, Ma H, Ma Y, et al. Experimental investigation on detonation wave propagation mode in the start-up process of rotating detonation turbine engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 111: 106559.
- [12] Hutchins T E, Metghalchi M. Energy and exergy analyses of the pulse detonation engine[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2003, 125(4):1075-1080.
- [13] Nageswara R P. Performance enhancement of gas turbine engines topped with wave rotors and pulse detonation combustors[C]//*Turbo Expo Power for Land, Sea, and Air*. New York: American Society of Mechanical Engineers, 2020: V008T20A012.
- [14] Asli M, Garan N, Neumann N, et al. A robust one-dimensional approach for the performance evaluation of turbines driven by pulsed detonation combustion[J]. *Energy Conversion and Management*, 2021, 248:114784.
- [15] 张越,周瑾,金超武,等. 机动飞行下载磁悬浮转子振动响应[J]. *航空发动机*, 2022, 48(4):6-12.
ZHANG Yue, ZHOU Jin, JIN Chaowu, et al. Vibration response of airborne magnetic levitation rotor under maneuvering flight[J]. *Aeroengine*, 2022, 48(4):6-12. (in Chinese)
- [16] 李胜远,郑龙席,贾胜锡,等. 脉冲爆震载荷作用下转子系统动力学特性[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(9):1936-1943.
LI Shengyuan, ZHENG Longxi, JIA Shengxi, et al. Dynamic characteristics of rotor system subjected to pulse detonation aerodynamic loads[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(9): 1936-1943. (in Chinese)
- [17] 傅超,任兴民,杨永锋,等. 基于加速不平衡响应的柔性转子无试重动平衡[J]. *西北工业大学学报*, 2017, 35(5):898-904.
FU Chao, REN Xingmin, YANG Yongfeng, et al. Balancing of flexible rotors based on accelerating unbalance response without trial weights [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2017, 35(5): 898-904. (in Chinese)
- [18] 钟一谔,何衍宗,王正,等. 转子动力学[M]. 北京:清华大学出版社, 1984:176-190.
ZHONG Yi'e, HE Yanzong, WANG Zheng, et al. *Rotordynamics* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1984: 176-190. (in Chinese)
- [19] 傅超. 参数不确定性对转子系统动力学特性的影响机理研究[D]. 西安:西北工业大学, 2018.
FU Chao. Research on dynamic characteristics of flexible rotor system with uncertain parameters[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [20] 贾胜锡. 基于振动控制的航空发动机柔性转子系统优化设计研究[D]. 西安:西北工业大学, 2021.
JIA Shengxi. Study on optimization design of aero-engine flexible rotor system based on vibration control [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2021. (in Chinese)

(编辑:程海)