DOI:10.3969/j.issn.1672-9374.2024.04.014

10 kWe 空间堆闭式布雷顿系统驱动单元设计

连军伟[1,2],贺　雷[2],林蓬成[2],车雪娇[2],周永华[2]
(1. 中国航天科技集团有限公司 低温液体推进技术实验室,北京 100076;
2. 北京航天动力研究所,北京 100076)

摘　要:针对空间反应堆要求能量密度高和长寿命等特点,提出一种以气体箔片轴承作为支承,高效率径流式叶轮作为驱动的离心式压气机设计方案。以特定流量、压力、功率和效率作为设计依据,进行叶轮的气动设计,得到高效率压气机和高效率径流式涡轮模型。基于有限元法,对径向气箔轴承的顶箔变形分别采用欧拉梁和厚板模型进行表达,并结合 Reynolds 方程进行求解,厚板模型的计算结果准确反映了顶箔沿轴向的变形,由此得到的气膜厚度、气膜压力和承载力更加符合实际,在厚板模型基础上求得轴承动态刚度和阻尼系数更为合理。选取合理的轴承模型获取了转子系统的临界转速和闭式布雷顿系统的最低起飞转速,并由线性轴心轨迹得知转子系统在额定工况具有更好的稳定性。最后对止推箔片轴承的承载特性进行了分析,提出了装配注意事项,为 10 kWe空间堆闭式布雷顿系统驱动单元样机研制提供了理论指导。

关键词:空间核反应堆;布雷顿系统;离心式压气机;气箔轴承;拉杆转子
中图分类号:TH133　　**文献标志码:**A　　**文章编号:**1672-9374(2024)04-0140-09

Design of drive unit in closed Brayton system for 10 kWe space reactor

LIAN Junwei[1,2], HE Lei[2], LIN Pengcheng[2], CHE Xuejiao[2], ZHOU Yonghua[2]
(1. Laboratory of Science and Technology on Cryogenic Liquid Propulsion of China Aerospace Science and Technology Corporation Co., Ltd., Beijing 100076, China;
2. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: According to the characteristics of high energy density and long life of space reactor, a design scheme of centrifugal compressor driven by gas foil bearing and high efficiency radial flow impeller is proposed. Based on the specific flow rate, pressure, power and efficiency, the aerodynamic design of the impeller is carried out, and the high efficiency compressor and the high efficiency radial turbine model are obtained. Based on the finite element method, the top foil deformation of the radial air foil bearing is expressed by Euler beam and thick plate model, and solved by the Reynolds equation. The calculation results of the thick plate model accurately reflect the deformation of the foil along the axial direction. It is more

收稿日期:2023-05-08　**修回日期:**2023-08-23
基金项目:民用航天"十三五"技术预先研究项目(D010304)
作者简介:连军伟(1984—),男,高级工程师,研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计。
引用格式:连军伟,贺雷,林蓬成,等. 10 kWe 空间堆闭式布雷顿系统驱动单元设计[J]. 火箭推进,2024,50(4):140-148.
LIAN J W, HE L, LIN P C, et al. Design of drive unit in closed Brayton system for 10 kWe space reactor[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(4): 140-148.

reasonable to obtain the dynamic stiffness and damping coefficient of the bearing based on this thick plate model. Based on the thick plate model, the dynamic stiffness and damping coefficient of the bearing are obtained. In this paper, the critical speed of rotor system and the minimum take-off speed of closed Brayton system are obtained by using a reasonable bearing model. The rotor system has better stability under rated conditions from the linear axis trajectory. At last, the load-bearing characteristics of thrust foil bearing are analyzed, and the attention points for assembly are put forward. This research provides theoretical guidance for the development of a prototype driving unit of 10 kWe space reactor closed Brayton system.

Keywords: space nuclear reactor; Brayton system; centrifugal compressor; gas foil bearing; rod fastening rotor

0　引言

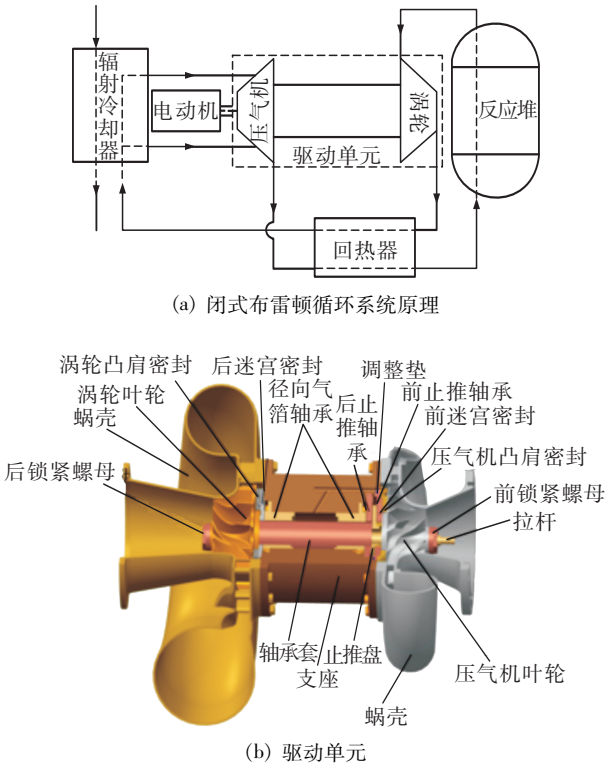
目前,航天器使用的空间电源有 3 类:化学电池、太阳能电池阵和核电源。绝大部分航天任务以化学能和太阳能为主要能源形式[1]。传统的化学电池虽然结构简单,工作可靠,但工作寿命短,低温性能差,功率较小。太阳能电池阵技术成熟,性能可靠,工作寿命长,但太依赖光照条件,展开面积过大且生产能力较差。因此,具有高能量密度、高比冲和大推力等技术优势的空间核推进技术是进行深空探测的理想选择[2]。

20 世纪 60 年代开始,美国和俄罗斯就启动了空间堆电源的相关研究工作[3-8]。其中,20 世纪 60 年代 NASA 研制的 10 kWe 和 2 kWe 闭式布雷顿系统旋转单元转速为 36 000 r/min,热电转换效率为 25%,完成了 3 000 h的可靠性测试工作。20 世纪 80 年代设计的 25 kWe自由号空间站电源系统,能源转换效率为 27%,转速为 32 000 r/min。2003 年,在普罗米修斯计划支持下,格伦研究中心研制出 2 kWe 布雷顿循环样机[9],分别在转速 30 000 r/min 和 40 000 r/min 下,完成了性能测试、动态测试及热分析测试。

国内,田志涛等[10-11]以 40 g/mol 的氦氙混合气为介质,提出了单级总压比为 2.3,等熵效率达到 88% 的压气机设计方法并进行了验证;还解决了高负荷氦气压气机叶顶泄漏问题。我国空间核电动力装置方面处于起步阶段,相关文献资料较少。目前研究主要集中在系统热力学特性[12-15]、布雷顿系统仿真优化[16-18]和驱动单元的控制仿真[19],而驱动单元结构设计和分析的相关技术研究却是空白。本文以 10 kWe 空间堆闭式布雷顿系统驱动单元为研究对象,以特定流量、压力、功率、效率作为设计依据,进行压气机和涡轮气动与结构设计。无油支撑技术无疑是驱动单元的核心技术,由气箔轴承、叶轮、拉杆等组成的拉杆转子系统的动力学特性是整个布雷顿系统调速控制的关键因素之一。

1　驱动单元结构

10 kWe 空间堆闭式布雷顿系统[见图 1(a)]采用 He-Xe 混合气作为工质,电动机置于压气机前端进行冷却,驱动单元通过特殊联轴器与电动机联接。驱动单元结构设计如图 1(b)所示,主要由压气机叶轮、拉杆转子、径向气箔轴承、止推轴承、轴承套、调整垫、止推盘、迷宫密封、涡轮叶轮、蜗壳和锁紧螺母等组件组成。



(a) 闭式布雷顿循环系统原理

(b) 驱动单元

图 1　闭式布雷顿循环系统及驱动单元

Fig. 1　Closed Brayton cycle system and drive unit

驱动单元采用无油支承技术和高效率叶轮,不仅简化了系统结构,还提升了驱动单元效率。叶轮

作为做功单元,气动性能直接影响系统的效率。气箔轴承作为新型的气体动压轴承,具有较好的弹性,能对载荷做出自适应的调整。因此,准确获取径向气箔轴承静、动态特性的变化规律才能准确计算拉杆转子的临界转速。

选取比转速在 0.5 ~ 2 之间的离心压缩机进行设计,通过一维热力计算,对压气机叶轮部分结构参数进行快速分析,得到进口轮毂比和叶轮出口的宽度等参数对性能的影响,再进行三维造型和流场数值计算,确定叶片数和叶轮的轴向长度,包括叶片角度分布等参数。通过建立涡轮一维结构模型,固化对性能影响较小的参数(如喷嘴的结构尺寸),再重点研究对气动性能影响较大的叶轮结构参数。流量控制通过控制喷嘴出口的高度和角度,对叶轮各参数进行研究归整。根据一维设计得到的参数,进行三维几何造型及三维 CFD 仿真分析和优化,得到最终的涡轮参数。

转速的选择直接影响到各组件的设计参数,主要考虑因素有:

1)满足轴系的转子动力学设计要求;

2)保证气箔轴承和迷宫密封的工作条件;

3)尽可能提高整机效率;

4)尽可能减小驱动单元的质量;

5)保证叶轮强度要求。

2 压气机设计

压气机设计转速选取为 43 000 r/min,设计模型采用带分流叶片的离心式叶轮、翼型叶片式扩压器和偏置型圆形蜗壳。

图 2 为模型的网格,在叶轮间隙及各边界层网格进行相应的加密处理。表 1 为额定工况下压气机的三维性能仿真计算结果。额定工况下压气机流量为 504.3 g/s,考虑加工、仿真和实验偏差,相比设计指标预留一定裕量,此时压比为 1.814,效率为 0.832,气动消耗功率为 38.4 kW。

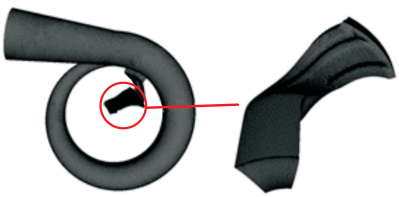


图 2 压气机壳体网格模型

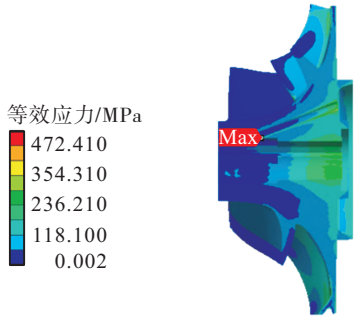
Fig. 2 Grid model of compressor shell

表 1 额定工况下压气机性能

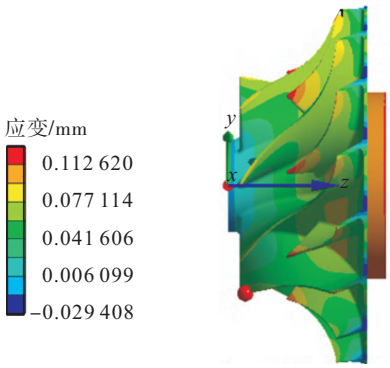
Tab. 1 Compressor performance under rated operating condition

参数	数值
转速/(r·min^{-1})	43 000.000
压比	1.814
质量流量/(g·s^{-1})	504.300
进口温度/K	450.000
进口压力/kPa	74.100
出口温度/K	596.000
出口压力/kPa	134.000
功率/kW	38.400
效率	0.832

图 3 为压气机叶轮应力和应变分析。经计算,额定工况下叶轮最大等效应力为 531.46 MPa,最大应力处位于回流孔出口,此时叶轮的安全系数为 1.57。考虑温度及离心变形对叶轮的影响,进口叶尖最大径向变形为 0.13 mm,出口叶尖最大轴向变形为 0.09 mm。



(a) 等效应力



(b) 应变

图 3 压气机叶轮强度分析

Fig. 3 Strength analysis of compressor impeller

3　涡轮设计

径向涡轮由集气室、蜗壳、喷嘴和叶轮等结构部件组成。依据设计参数和约束参数,建立一维结构模型,固化对性能影响较小的参数。对气动性能影响较大的叶轮参数,即子午流道、叶片数、叶片厚度和角度、喷嘴出口的高度和角度、出口扩压器不同扩张角及蜗壳喉部面积进行性能分析。

图 4 为模型的网格,喷嘴通道网格中为结构网格,蜗壳网格为非结构网格。表 2 为额定工况下涡轮仿真性能计算结果,从表中可知,在额定工况下,涡轮效率达到 0.882。

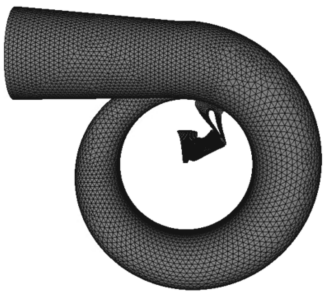


图 4　涡轮壳体网格模型

Fig. 4　Grid model of turbine shell

表 2　额定工况下涡轮性能

Tab. 2　Turbine performance under rated condition

参数	数值
转速/(r·min^{-1})	43 000.000
进口压力/kPa	128.700
进口温度/K	1 200.000
出口压力/kPa	75.800
质量流量/(g·s^{-1})	489.000
膨胀比	1.620
功率/kW	46.770
效率	0.882

涡轮叶轮强度分析如图 5 所示,额定工况下最大等效应力为 516.98 MPa,位于叶片根部中间及偏向叶片出口尾缘位置。涡轮叶轮安全系数为 1.3。最大径向变形位置位于叶轮进口后盖板及叶片前缘处,最大变形量约 1 mm。

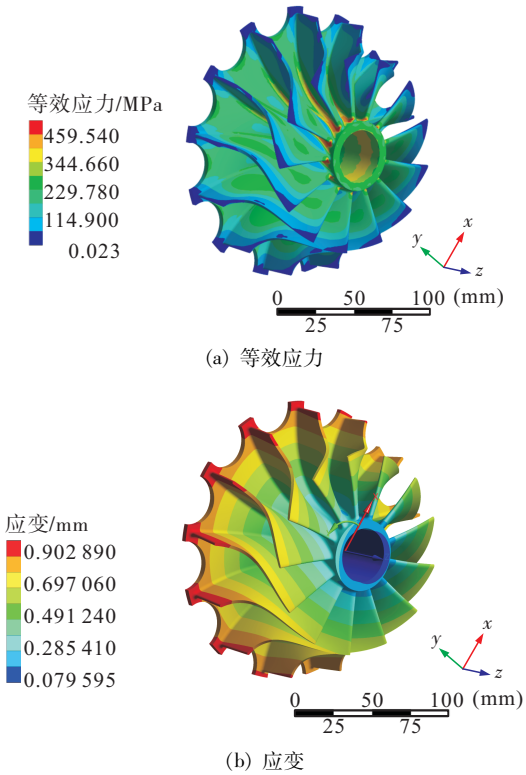


图 5　涡轮叶轮强度分析

Fig. 5　Strength analysis of turbine impeller

4　转子系统动特性分析

驱动单元转子系统采用拉杆组合式结构。气体箔片轴承技术是转子系统的核心技术,也是系统的核心组成部分。径向气箔轴承由顶箔、波箔和轴承外圈组成。止推气箔轴承由平箔、波箔和轴承底板组成。

4.1　径向气箔轴承静动特性

径向气箔轴承的性能主要取决于顶箔和波箔的接触变形。本文基于有限单元法,对顶箔弹性变形采用不同单元类型进行表达,结合有限差分求解压力控制的雷诺方程和气膜厚度方程,再积分求解承载力和偏位角,通过轴承静特性的计算结果对比,选取最准确的模型获取轴承的动特性。对于等温条件下的理想气体 Reynolds 方程推导,进行如下假设:

1)忽略气体惯性力的作用。

2)间隙内的流动为层流。

3)忽略气膜法向的流动。

4)介质为牛顿流体,符合牛顿黏性定律。

经推导,得到无量纲 Reynolds 方程为

$$\frac{\partial}{\partial\varphi}\left(PH^3\frac{\partial P}{\partial\varphi}\right)+\frac{\partial}{\partial\zeta}\left(PH^3\frac{\partial P}{\partial\zeta}\right)=\Lambda\frac{\partial(PH)}{\partial\varphi}+2\Lambda\gamma\frac{\partial(PH)}{\partial\tau} \tag{1}$$

其中

$$H = \frac{h}{C} \quad P = \frac{p}{p_a} \quad \varphi = \frac{x}{R}$$

$$\zeta = \frac{z}{R} \quad \tau = \omega_2 t \quad \gamma = \frac{\omega_2}{\omega_1}$$

$$\Lambda = \frac{6\mu\omega_1}{p_a}\left(\frac{R}{C}\right)^2$$

式中：x 为周向坐标；z 为轴向坐标；p 为气膜压力；h 为气膜厚度；μ 为气体动力黏度；R 为转子半径；ω_1 为转子角速度；t 为运转时间；C 为半径间隙；p_a 为轴承环境压力；ω_2 为转子涡动角速度；φ 为偏位角；Λ 为轴承数。

图 6 描述了结构为一端固定一端自由的整周式气箔轴承运动参数和结构参数，图中 F_t 和 F_n 为气膜分力。表 3 所示为布雷顿系统径向气箔轴承参数。

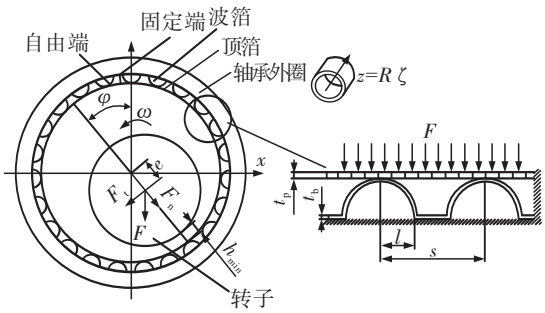


图 6 气箔轴承运动和结构参数

Fig. 6 Structure and motion parameters of gas foil bearing

表 3 气箔轴承参数

Tab. 3 Parameters of gas foil bearing

参数	数值	参数	数值
转子半径 R/mm	25.000	弹性模量 E/GPa	204.000
轴承长度 L/mm	42.500	泊松比	0.300
顶箔厚度 t_p/mm	0.127	黏度/(mPa·s)	0.043
波箔厚度 t_b/mm	0.127	环境压力/kPa	123.000
波长 s/mm	2.716	半径间隙 C/μm	50.000
半波弦长 l/mm	1.050	转速 n/10^4(r·min^{-1})	4.300

在气箔轴承计算模型中，对顶箔变形分别采用欧拉梁模型和厚板模型进行表达，使用有限差分法求解压力控制的 Reynolds 方程，通过 MATLAB 构建流固耦合模型进行计算。

图 7 所示为轴承的承载力一定时，不同顶箔模型计算得到的顶箔变形。从图中可知，厚板模型沿轴向变形较为明显，而欧拉梁模型则沿轴向无变形。这是由于具有节点五自由度的厚板单元考虑了剪切变形的影响，剪切力产生了剪切变形且附加的挠度不同。

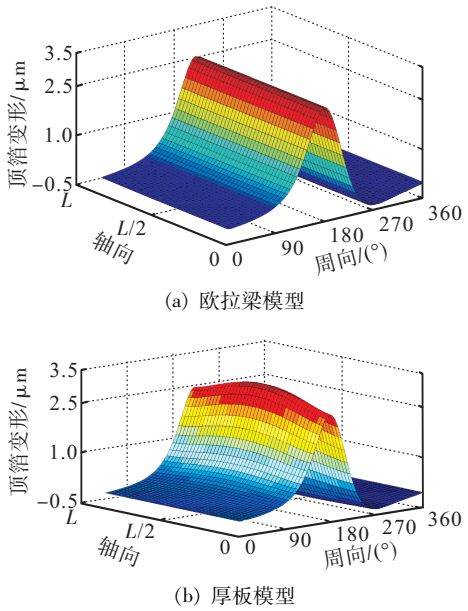


图 7 顶箔变形

Fig. 7 Deformation of top foil

图 8 为偏心率相同(即 e/C 相同)时，两种模型下计算得到的轴承承载力和偏位角变化情况。随着转速升高，两种模型的偏位角变化基本一致，且表现出随转速升高逐渐降低的趋势，承载力则随转速升高而增大。但两种模型承载力的差异性逐渐变大，这是由于箔片沿轴向变形改变了气膜厚度和气膜压力的分布，引起承载力发生变化。厚板模型真实表现了气膜压力和厚度沿轴向的分布情况，因此，该模型得到的轴承动态刚度和阻尼系数更加准确。

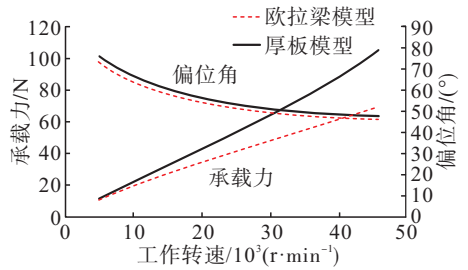


图 8 静态特性对比

Fig. 8 Comparison of static characteristic

采用厚板模型,在静态特性计算基础上使用小扰动法得到气膜压力微分量与位移、速度的关系,应用有限差分法进行求解,得到轴承的动态特性系数。

升速过程等同于转子扰动频率逐渐增大,如图 9所示,轴承刚度直接项 K_{xx} 和 K_{yy} 同时先减小再增大,在额定工况下轴承刚度直接项的各向异性最大。刚度交叉项 K_{yx} 的绝对值随扰动频率增大而减小并且趋于 0,而交叉项 K_{xy} 逐渐增大,在额定工况与交叉项 K_{yx} 约反对称。阻尼直接项与交叉项随扰动频率增加逐渐趋于定值。

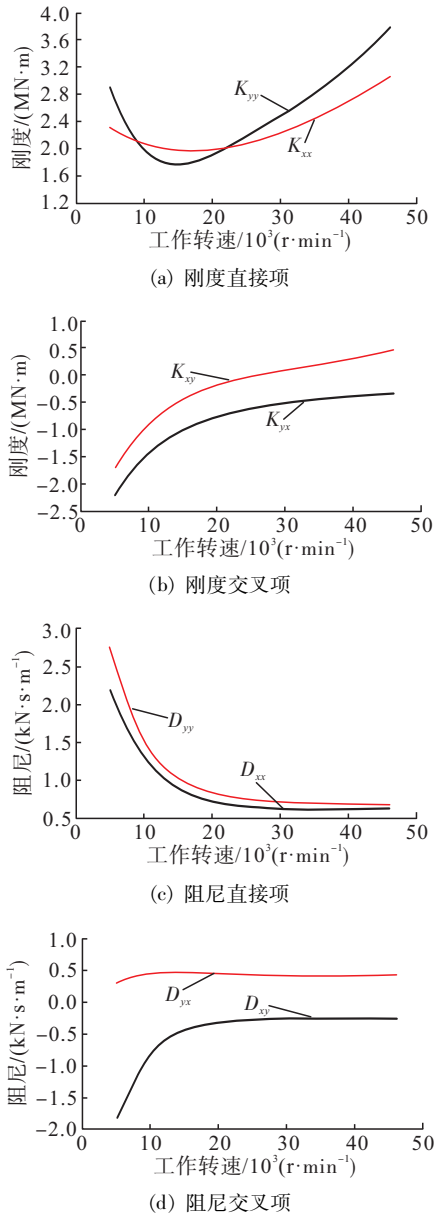


图 9　升速过程转子扰动对动态系数的影响

Fig. 9　Effect of rotor disturbance on dynamic coefficient during raising speed

4.2　临界转速与线性轴心轨迹计算

对转子系统进行动力学分析时将转子结构按刚度和质量等效,建立相应的计算模型。采用 Timoshenko 梁理论和有限单元法进行转子系统的临界转速计算。图 10 所示为额定工况时转子系统的坎贝尔图,表 4 是由坎贝尔图得到的系统前三阶临界转速,可知工作转速距离三阶安全裕度约 74.8% ,安全裕度较大。

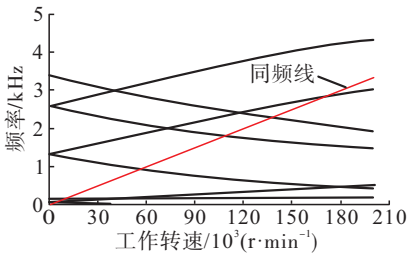


图 10　坎贝尔图

Fig. 10　Campbell diagram

表 4　系统前三阶临界转速

Tab. 4　The first three critical speeds of the system

阶数	一阶	二阶	三阶
临界转速/(r · min⁻¹)	4 364.7	10 302.0	170 319.0

由于气箔轴承刚度和阻尼的变化,图 11描述了驱动单元升速过程转子系统临界转速变化情况。为使转子系统可靠运转,工作转速 n 需满足以下条件[20]:$n_{cr2} \leqslant 0.7n$ 且 $n_{cr3} \geqslant 1.4n$。观察图 11可知,满足上述条件的最低工作转速为13 090 r/min,该转速为闭式布雷顿系统驱动单元最低起飞转速。系统工作时,由电机带动转子系统起飞,闭式系统达到最低起飞转速并稳定运行后,电机转为发电运行状态,系统缓慢升速至 43 000 r/min,达到额定运转工况,由此,定义最低起飞转速为自持转速。

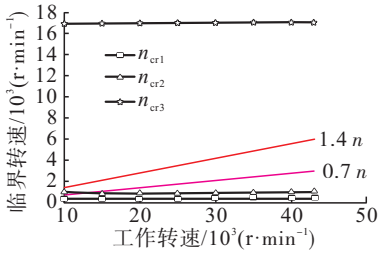
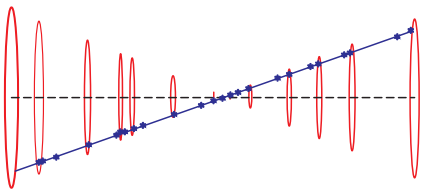


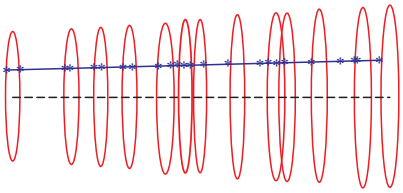
图 11　系统临界转速变化情况

Fig. 11　Variation of system critical speed variation

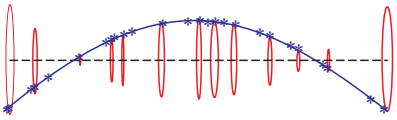
图 12 描述了转子系统的前三阶振型。一阶表现为俯仰刚体振型,转子系统两端异相回转(相位差 180°),转子应变能为 0.267%;二阶表现为平动刚体振型,转子应变能为 1.65%;三阶振型为弯曲振型,转子应变能为 96.3%。前两阶为刚体振型,振动应变能主要集中在轴承处,第三阶应变能主要集中在轴内。



(a) 一阶



(b) 二阶

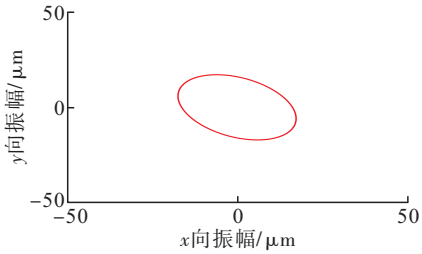


(c) 三阶

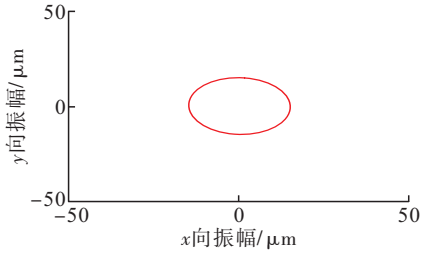
图 12 转子系统的前三阶振型

Fig. 12 The first three vibration modes of the rotor system

图 13 描述了压气机端轴承和涡轮端轴承处转子的线性轴心轨迹。驱动单元达到自持转速后压气机端轴承处和涡轮端轴承处轴心轨迹表现均为椭圆,在达到额定转速后近似为圆,其原因为转子系统起飞后随转速升高,主刚度项逐渐增大,且表现出明显的各向异性,尽管额定工况时交叉刚度项接近于反对称,但主刚度项的各向异性更有利于转子稳定。

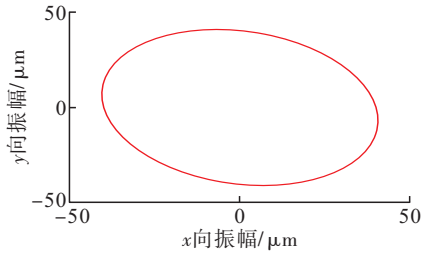


(a_1) 13 090 r/min

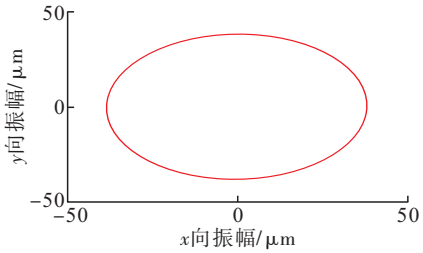


(a_2) 43 000 r/min

(a) 压气机端轴承位置



(b_1) 13 090 r/min



(b_2) 43 000 r/min

(b) 涡轮端轴承位置

图 13 线性轴心轨迹

Fig. 13 Steady-state rotor orbit

5 轴向力平衡分析

转子系统所受轴向力主要有压气机端轴向力和涡轮端轴向力的合力。压气机端轴向力由施加在进气面的力、叶轮子午面的力、叶轮上的脉冲力和叶轮后盖板的作用力组成。涡轮端轴向力与压气机端组成相同,方向相反。

驱动单元具有沿轴向结构分布对称特点,轮盘两侧因介质压力差异引起的轴向力不同,故在额定工况时所受轴向力最大,经 FLUENT 计算最大轴向力为 42 N,指向压气机端。因此,止推轴承只需承担两端叶轮及密封条件不完全相同所带来的微小轴向力。

止推箔片轴承的 Reynolds 方程建立在柱坐标系下,采用有限差分法进行求解。图 14 描述了额定工况下止推轴承的承载特性,轴向力和摩擦功随气

膜厚度的增大而减小,最大轴向力时止推轴承满足使用要求。此外,由于止推轴承成对装配,在保证整机效率同时,需预留一定的轴向装配间隙来尽可能降低另一侧轴承的动压影响,减小轴承产生的摩擦功耗,提升驱动单元效率。

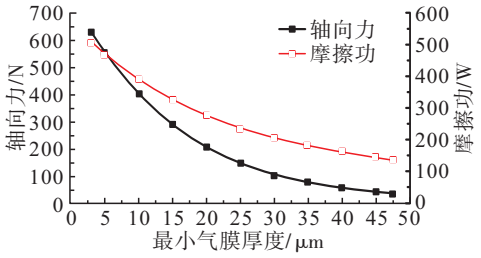


图 14　止推轴承载特性

Fig. 14　Load bearing characteristics of thrust bearing

6　结论

针对 10 kWe 空间堆闭式布雷顿系统研制需求,提出了一种采用气箔轴承支撑的高效径流式涡轮驱动离心式压气机方案,并对其关键技术进行了仿真,主要得到以下结论。

1)驱动单元的压气机和涡轮采用半开式叶轮,通过一维设计确定相关参数后,基于 CFD 进行参数修正,得到最终模型。在转速为 43 000 r/min 时,压气机和涡轮效率分别达到 0.832 和 0.882。

2)对于径向气箔轴承,采用厚板模型更能真实表达轴承沿轴向的顶箔变形和气膜分布,由此计算得到的轴承承载力、轴承刚度和阻尼系数更加准确。

3)由临界转速计算结果可知,闭式布雷顿系统最低自持转速为 13 090 r/min,且转子系统为工作在二、三阶临界转速之间的刚体转子。随工作转速升高,在额定工况时轴承处的线性轴心轨迹反映出转子系统的稳定性更好。

4)止推箔片轴承满足驱动单元最大轴向力的需求,由于止推轴承成对作用,在保证整机效率的前提下,装配过程需考虑另一侧轴承动压效应影响。

参考文献

[1]　周彪, 吉宇, 孙俊, 等. 空间核反应堆电源需求分析研究[J]. 原子能科学技术, 2020, 54(10): 1912-1923.
ZHOU B, JI Y, SUN J, et al. Research on space nuclear reactor power demand analysis [J]. Atomic Energy Science and Technology, 2020, 54(10): 1912-1923.

[2]　李永, 周成, 吕征, 等. 大功率空间核电推进技术研究进展[J]. 推进技术, 2020, 41(1): 12-27.
LI Y, ZHOU C, LYU Z, et al. Progress on high power space nuclear electric propulsion technology development [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(1): 12-27.

[3]　苏著亭, 杨继材, 柯国土. 空间核动力[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2016.

[4]　VOSS S S. SNAP reator overview [R]. [S. l.]: Force Weapons Laboratory, 1984.

[5]　IAEA. The role of nuclear power and nuclear propulsion in the peaceful exploration of space [R]. Vienna: IAEA, 2005.

[6]　TAYLOR R. Prometheus project final report [R]. Pasadena, CA: Jet Propulsion Laboratory, 2005.

[7]　MASON L S. Kilopower: small fission power systems for Mars and beyond [R]. Washington D C : National Aeronautics and Space Administration, 2017.

[8]　ZAKIROV V, PAVSHOOK V. Feasibility of the recent Russian nuclear electric propulsion concept: 2010 [J]. Nuclear Engineering and Design, 2011, 241(5): 1529-1537.

[9]　LUDWICZAK D R. Verification of a 2 kWe closed-brayton-cycle power conversion system mechanical dynamic model [R]. [S. l.]: Glenn Research Center, 2005.

[10]　田志涛, 郑群, 姜斌. 氦氙混合离心压气机设计与分析[J]. 风机技术, 2018, 60(3): 14-19.
TIAN Z T, ZHENG Q, JIANG B. Design and analysis of helium and xenon binary mixture gas centrifugal compressor [J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2018, 60(3): 14-19.

[11]　田志涛, 郑群, 姜斌, 等. 氦压气机转子叶顶间隙结构研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2019, 40(5): 938-943.
TIAN Z T, ZHENG Q, JIANG B, et al. Investigation on the tip clearance structure of a helium compressor rotor [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2019, 40(5): 938-943.

[12]　李智, 杨小勇, 王捷, 等. 空间反应堆 Brayton 循环的热力学特性[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2017, 57(5): 537-543.

LI Z, YANG X Y, WANG J, et al. Thermodynamic analysis of a Brayton cycle system for a space power reactor [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2017, 57(5): 537-543.

[13] 黄笛, 李仲春, 余霖, 等. 氦氙混合比例对堆内通道流动换热特性影响[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2021, 42(5): 745-750.
HUANG D, LI Z C, YU L, et al. Influence of helium-xenon mixing ratio on flow heat transfer characteristics of reactor channels [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2021, 42(5): 745-750.

[14] 郭凯伦, 王成龙, 秋穗正, 等. 兆瓦级核电推进系统布雷顿循环热电转换特性分析[J]. 原子能科学技术, 2019, 53(1): 16-23.
GUO K L, WANG C L, QIU S Z, et al. Analysis on thermoelectric conversion characteristic of brayton cycle in megawatt-class nuclear electric propulsion system [J]. Atomic Energy Science and Technology, 2019, 53(1): 16-23.

[15] 李强,胡古,杨夷. 闭式布雷顿循环 He-Xe 回路与高温合金的相容性研究[C]//中国核学会 2017 年学术年会论文集. 北京: 中国核学会, 2017.

[16] 张秀, 张昊春, 刘秀婷, 等. 回热式闭式空间核能布雷顿循环系统性能分析及优化[J]. 热科学与技术, 2021, 20(1): 79-85.
ZHANG X, ZHANG H C, LIU X T, et al. Performance analysis and optimization of a closed regenerative Brayton cycle for nuclear space power system [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2021, 20(1): 79-85.

[17] 王浩明, 陈金利, 王园丁, 等. 基于运行状态的氦氙布雷顿循环气体组分分析[J]. 火箭推进, 2023, 49(3): 76-82.
WANG H M, CHEN J L, WANG Y D, et al. Gas composition analysis of helium-xenon Brayton cycle based on operating status [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(3): 76-82.

[18] 王浩明, 薛翔, 张银勇, 等. 空间闭式布雷顿循环旁路调节特性分析[J]. 火箭推进, 2021, 47(2): 61-67.
WANG H M, XUE X, ZHANG Y Y, et al. Analysis of bypass regulation characteristics for space closed Brayton cycle system [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(2): 61-67.

[19] 薛翔, 杜磊, 王浩明, 等. 闭式布雷顿循环核心机调控过程仿真分析[J]. 火箭推进, 2021, 47(5): 49-55.
XUE X, DU L, WANG H M, et al. Simulation analysis of adjustment and control process for core machine in closed Brayton cycle [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(5): 49-55.

[20] 顾家柳. 转子动力学[M]. 北京: 国防工业出版社,1985.