

航空发动机弹支-测力环双向轴向力测试方法

李洪美, 欧阳运芳

(中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 201306)

摘 要: 为满足某型航空发动机三支点推力轴承轴向力测试要求,提出了弹支轴向力传感器和测力环并行测量方法和双向轴向力组合标定方法,给出了弹支轴向力传感器测量原理,开展了弹支轴向力标定仿真分析和试验研究,给出了中央传动齿轮箱(IGB)和棒轴承对标定结果的影响,并与发动机测力环测试结果进行了对比,研究表明:弹支轴向力传感器输出受安装位置和对象影响较大,有未装配 IGB 和棒轴承的标定数据偏差分别可达 73.4% 和 17.8%,按发动机实际装配关系进行标定组件装配才能提高测量精度。发动机实测结果表明:弹支轴向力传感器多通道全桥取均值的测量方法和测力环轴向力数据趋势一致,由此验证提出的双向弹支轴向力测试方法具有很高的工程应用价值。

关 键 词: 推力轴承; 弹支; 测力环; 双向轴向力测试; 标定试验

中图分类号: V215

文献标志码: A

Measurement method of biaxial axial force of aero-engine elastic support and force-measuring ring

LI Hongmei, OUYANG Yunfang

(Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 201306, China)

Abstract: In order to meet the test requirements of axial force for three fulcrum thrust bearings of a certain aero-engine, the parallel measurement method of the elastic support axial force sensor and the force-measuring ring and a combined calibration method of the bidirectional axial force were proposed. The measuring principle of the axial force sensor of the elastic support was given, the simulation analysis and calibration experiment of the axial force of the elastic support were carried out, the influences of intermediate gear box (IGB) and rod bearing on the calibration results were given and compared with the engine force-measuring ring test results. Research showed that the output of the elastic support axial force sensor was greatly affected by the installation position and object, with calibration data deviations of up to 73.4% and 17.8% for unassembled IGB and rod bearings, and the assembly of the calibration components according to the actual assembly relationship of the engine can improve the measurement accuracy. The measured results of the engine showed that the trend of the measurement method of multi-channel full bridge mean of elastic support axial force sensor was consistent with the axial force data obtained from the force-measuring ring, verifying that the method of measuring the axial force of the bidirectional elastic supports had a high value of engineering application.

收稿日期: 2021-02-25

作者简介: 李洪美(1985—),女,工程师,硕士,主要从事航空发动机整机测试及试验研究。

通信作者: 欧阳运芳(1974—),女,研究员,硕士,主要从事航空发动机测试及故障诊断技术研究。E-mail:740228939@qq.com

引用格式: 李洪美, 欧阳运芳. 航空发动机弹支-测力环双向轴向力测试方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1413-1424. LI Hongmei, OUYANG Yunfang. Measurement method of biaxial axial force of aero-engine elastic support and force-measuring ring [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1413-1424.

Key words: thrust bearing; elastic support; force-measuring ring;
biaxial axial force measurement; calibration test

航空发动机转子轴向力测试是航空涡轮发动机研发过程中不可或缺的一个关键环节,轴向力是否在合适范围内关系到主轴承乃至整台发动机的寿命和可靠性。在发动机设计要求精度内的轴向力准确测量一直是轴向力测试领域的技术难点,尤其是在轴向力换向及轻载打滑阶段。转子轴向力测量已发展多种方法^[1-4],目前主要有腔压间接测量法^[5-6]和测力环法^[7-9]两种,其中测力环测量精度很高^[10-12],但有较多限制,例如需要较大的安装空间,需要改变推力轴承与轴承座之间的配合关系,还需要改变发动机推力轴承的装配工艺,极端情况可能会导致发动机转静子碰摩,给发动机试车带来了一定的安全隐患。鼠笼弹支是保证发动机转子所需刚度的零件^[13],基于弹支制作的轴向力传感器具有很大优势:无需改装发动机其他零件结构,无需改变轴承装配工艺和配合关系,且在正向和反向轴向力作用时的弹支轴向力传感器输出信号符号相反,可实现在线实时双向轴向力测量。但弹支轴向力传感器缺点也很突出:弹支轴向刚度大,轴向力测量结果受径向力、温度等的影响很大,测量精度较低且不能正确判断轴向力方向。提高弹支测量精度的主要方案是减少辐条数量、修改辐条尺寸,从而减小弹支轴向刚度,风险是弹支强度下降,影响发动机安全。

某型航空发动机高压转子轴向力测试范围为 $-50\sim 110$ kN,测试精度要求 $\pm 10\%$,发动机三支点采用了珠棒并用轴承和鼠笼弹支结构,因其结构尺寸限制,无法在主轴承两端分别安装测力环进行双向轴向力测量。本文结合三支点结构特征,提出了测力环和弹支轴向力传感器并行测量方法和双向轴向力组合标定方法:在弹支辐条上贴片制作成轴向力传感器,在主轴承前端安装测力环,并按照发动机装机状态进行双向轴向力组合标定。测力环和弹支轴向力传感器两种方式进行正向轴向力测量,相互验证,既保证测量精度又提高测量可靠性,弹支轴向力传感器能同时进行正反双向轴向力测量,可用于发动机转子轴向力换向监测,最终实现航空发动机小空间结构高精度、高可靠性的双向轴向力测量及实时监测功能。

1 弹支轴向力传感器测量原理

鼠笼弹支轴向力传感器测量原理如图 1 所

示。 $F_{t1}\sim F_{t6}$ 为测点编号,1~40 为辐条编号, $S_{t1}\sim S_{t4}$ 代表 4 个应变计编号, ϵ 为轴向正应变, ν 为泊松比, $\nu\epsilon$ 为横向应变, U 为供桥电压, ΔU 为弹支全桥电压输出, P^+ 为正激励, S^+ 为正信号, P^- 为负激励, S^- 为负信号。鼠笼辐条两侧的中心位置的应力应变分布均匀、受径向力的影响最小且对轴向力敏感,组全桥可扩大应变输出并减少温度的影响,因此需在辐条中心位置粘贴应变计并组全桥。因弹支加工等因素导致周向分布的各辐条刚度不同,在相同轴向载荷下各辐条的应力应变不同,发动机装配实测过程中,经常出现测点损失拿不到数据事故,故需要在多根辐条上贴片组桥。若对弹支过多贴片布线,因弹支上另有动应力和温度引线,众多引线干涉,无法引出至发动机机匣,一般取 4~6 根辐条贴片并组 4~6 个全桥来测量轴向力,既保证数据可靠性又可提高测量精度。

弹支辐条具有内外侧贴片和两侧贴片两种方式,应变输出相近,为降低径向力的影响,避开局部应力集中位置,本文选择辐条两侧的中心位置贴片 4 个应变计并组成全桥。设全桥的 4 个应变计电阻分别是 $R_1\sim R_4$,电阻变化量 $\Delta R_1\sim \Delta R_4$,应变分别是 $\epsilon_1\sim \epsilon_4$, K 为灵敏度系数, F 为转子轴向力, n 为鼠笼辐条个数, E 为鼠笼材料弹性模量, b 为辐条截面宽度, h 为辐条高度。根据应变电桥原理^[14-16],弹支全桥输出的计算公式如式(1)~式(3),可见全桥方式可将鼠笼辐条单个应变计的输出扩大 2.6 倍,即传感器灵敏度扩大了 2.6 倍,提高了测试精度。根据材料力学原理^[17-18],得式(4),通过标定换算即可获取弹支轴向力传感器输出与轴向力之间的关系式。

$$\Delta U = \frac{U}{4} \left(\frac{\Delta R_1}{R_1} - \frac{\Delta R_2}{R_2} + \frac{\Delta R_3}{R_3} - \frac{\Delta R_4}{R_4} \right) = \frac{U}{4} K (\epsilon_1 - \epsilon_2 + \epsilon_3 - \epsilon_4) \quad (1)$$

$$\begin{cases} \epsilon_1 = \epsilon_3 = \epsilon \\ \epsilon_2 = \epsilon_4 = -\nu\epsilon = -0.3\epsilon \end{cases} \quad (2)$$

$$\Delta U = \frac{2.6U}{4} K \epsilon = \frac{13U}{20} K \epsilon \quad (3)$$

$$\epsilon = \frac{F}{nEb h} \quad (4)$$

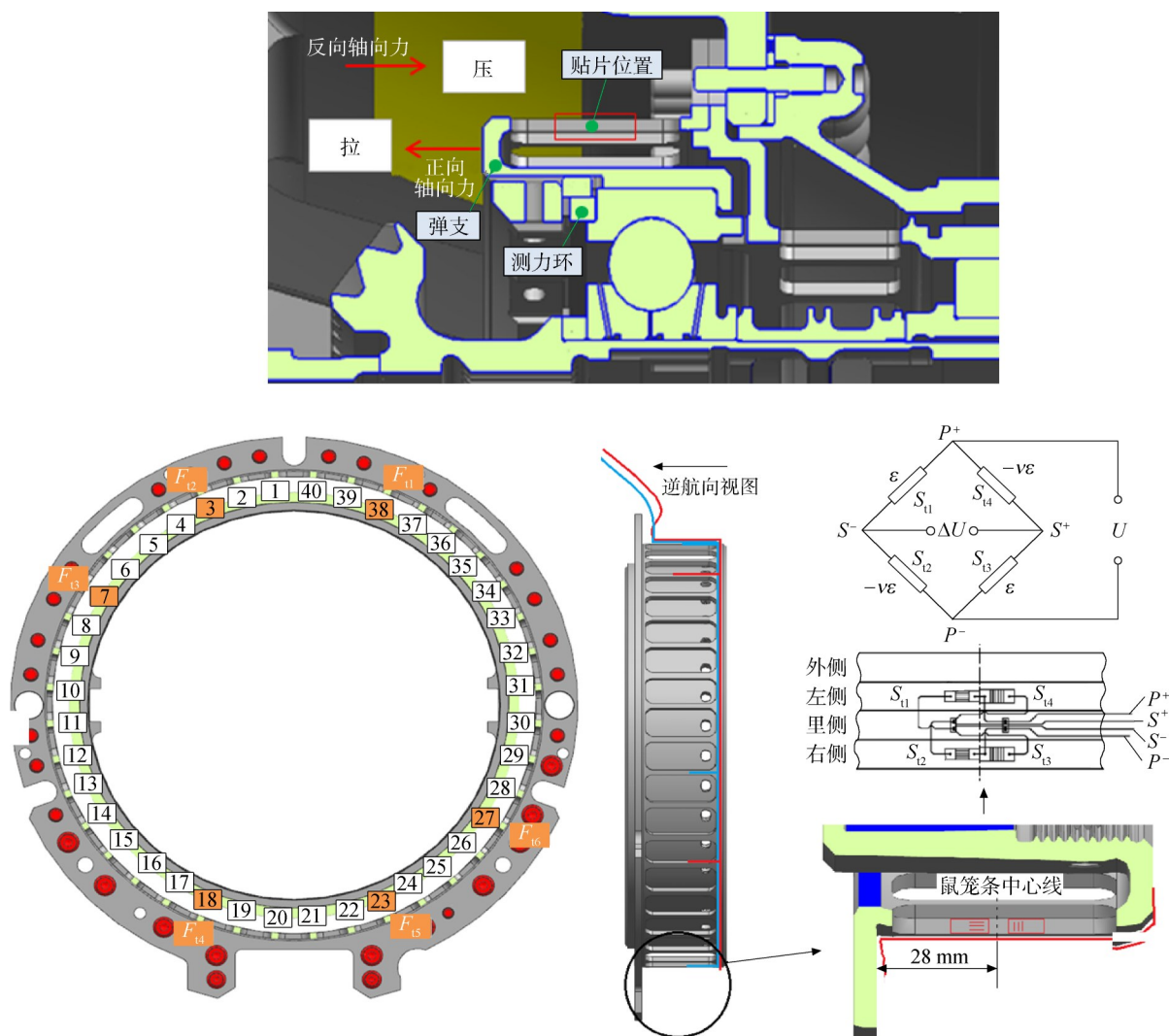


图 1 弹支轴向力传感器测量原理

Fig.1 Measuring principle of elastic support axial force sensor

2 弹支轴向力标定仿真分析

为明确弹支轴向力传感器应变计安装位置、数量,形成轴向力和传感器应变输出之间的映射关系,获取最优方案,开展标定仿真分析。

2.1 轴向力标定模型建立

为研究发动机转子轴向力传递路径上的承力结构和装配工艺对弹支轴向力传感器输出的影响规律,确定最佳标定方案,首先建立图 2 所示 3 种弹支轴向力标定模型方案,分别是方案 1:弹支+承力工装(用于模拟发动机前承力机匣)组合;方案 2:弹支+IGB(指发动机中央传动齿轮箱)机匣+承力工装组合;方案 3:弹支+IGB 机匣+棒轴承+承力工装组合。

2.2 正向轴向力标定仿真分析

轴向力加载激励位置为弹支与推力轴承的轴

向配合面,通过加载工装(用于模拟发动机轴)将轴向力施加到推力轴承并传递到弹支上,加载力设为 50 kN,弹支与承力工装的配合面设为固定位移约束。

在 50 kN 正向轴向力作用下弹支(辐条受拉)有限元(采用 ANSYS 软件)分析结果见图 3~图 5。可见辐条的最大应变出现在根部,但应力集中,不适合粘贴应变计。辐条中间区域应变较小但更均匀,辐条两侧受径向力产生的附加轴向应变较小,因此辐条中间两侧最适合安装应变计,可减小径向力的影响,测量数据更稳定,可提高测量精度。

2.3 反向轴向力标定仿真分析

在 50 kN 反向轴向力作用下弹支(辐条受压)有限元(采用 ANSYS 软件)分析结果见图 6~图 8。

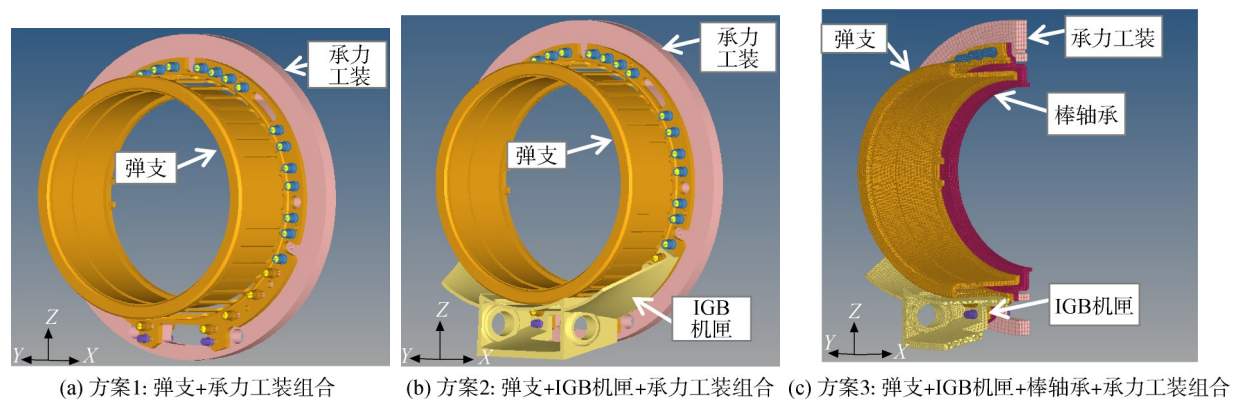


图2 轴向力组合标定模型

Fig.2 Combined calibration model of axial force

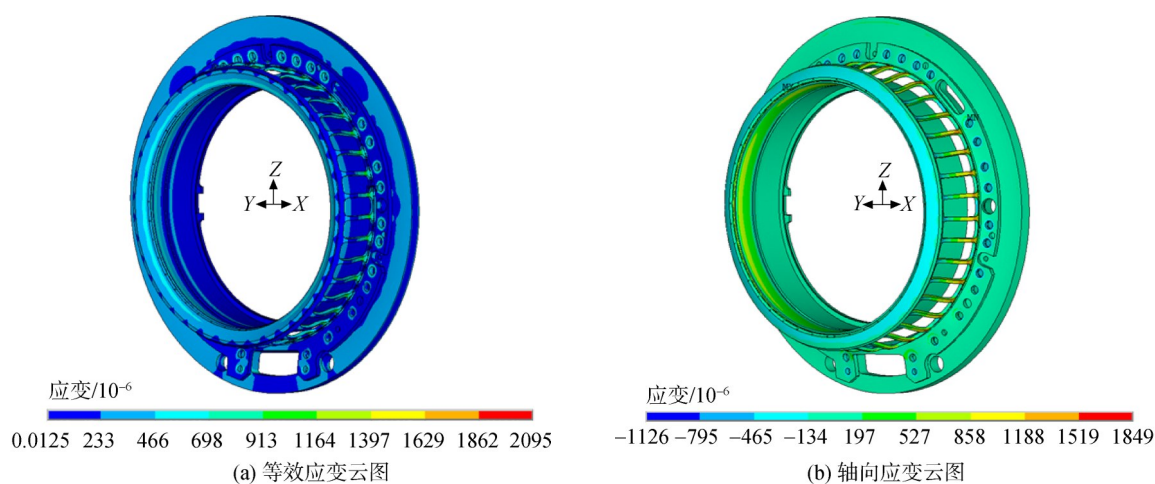


图3 50 kN正向轴向力作用下标定方案1仿真分析云图

Fig.3 Simulation analysis cloud diagram of calibration scheme 1 under 50 kN positive axial force

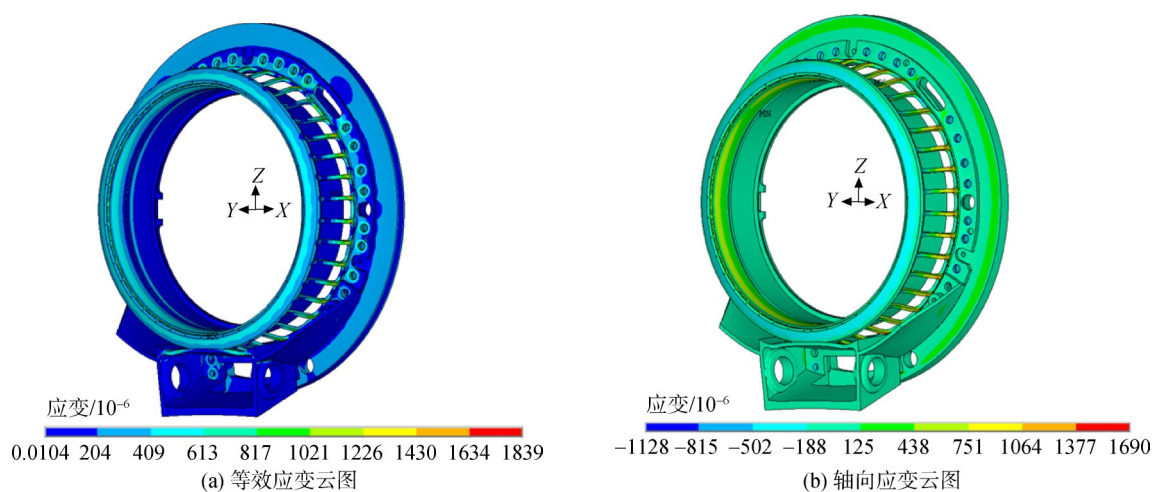


图4 50 kN正向轴向力作用下标定方案2仿真分析云图

Fig.4 Simulation analysis cloud diagram of calibration scheme 2 under 50 kN positive axial force

2.4 轴向力组合标定仿真数据对比

基于文中第2.2节、第2.3节仿真分析结果,

对图1中40根弹支辐条两侧中心贴片位置的应变值进行组桥计算,分别得到40根辐条贴片位置全

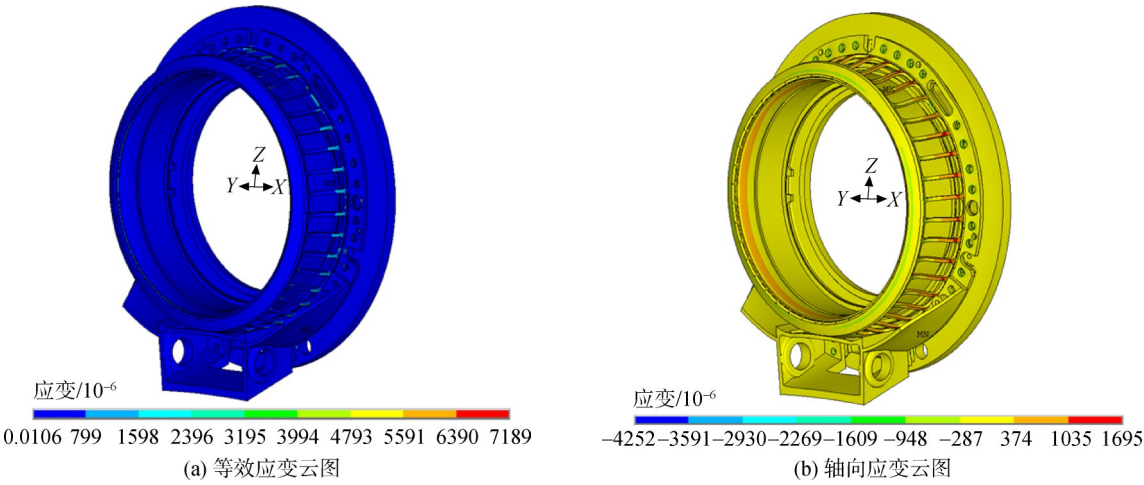


图 5 50 kN 正向轴向力作用下标定方案 3 仿真分析云图
Fig.5 Simulation analysis cloud diagram of calibration scheme 3 under 50 kN positive axial force

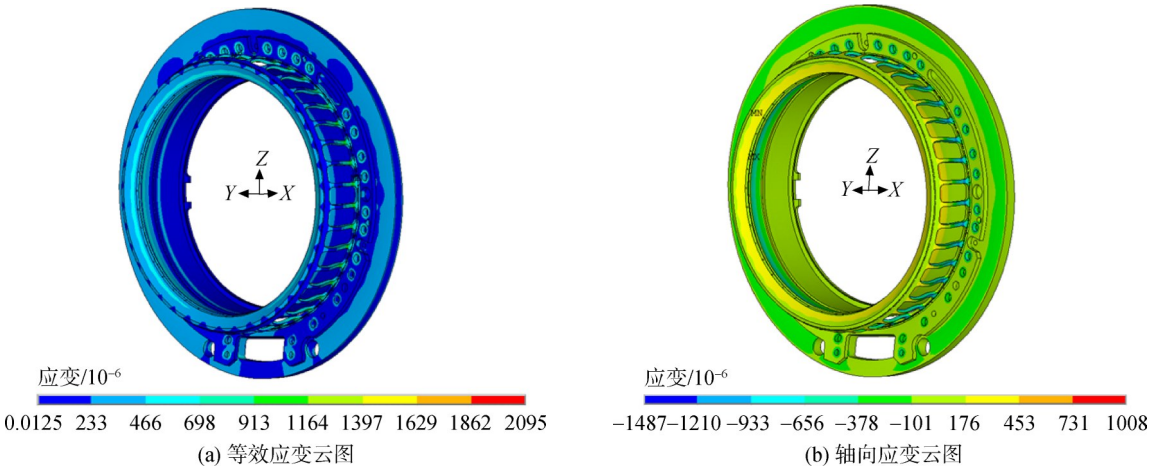


图 6 50 kN 反向轴向力作用下标定方案 1 仿真分析云图
Fig.6 Simulation analysis cloud diagram of calibration scheme 1 under 50 kN reverse axial force

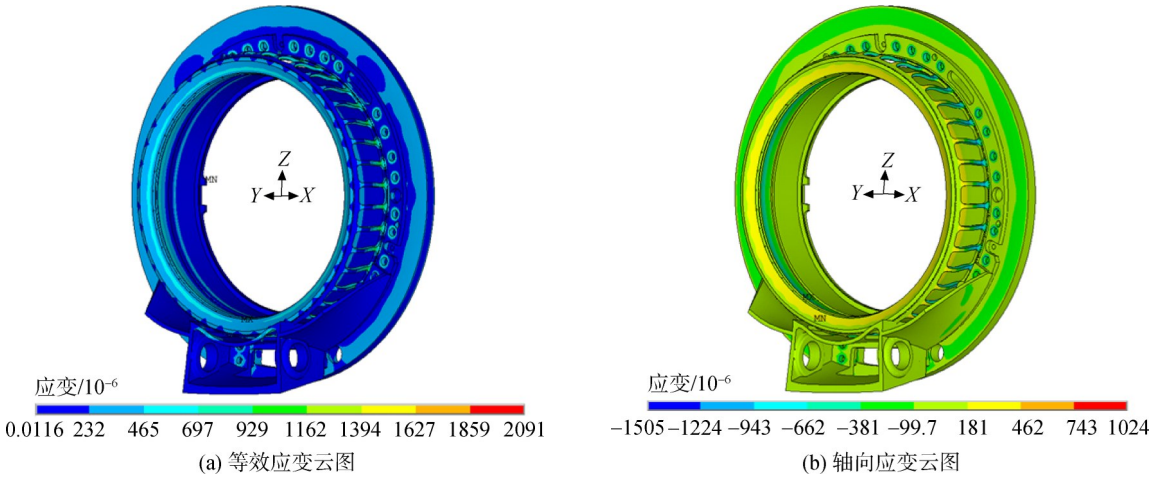


图 7 50 kN 反向轴向力作用下标定方案 2 仿真分析云图
Fig.7 Simulation analysis cloud diagram of calibration scheme 2 under 50 kN reverse axial force

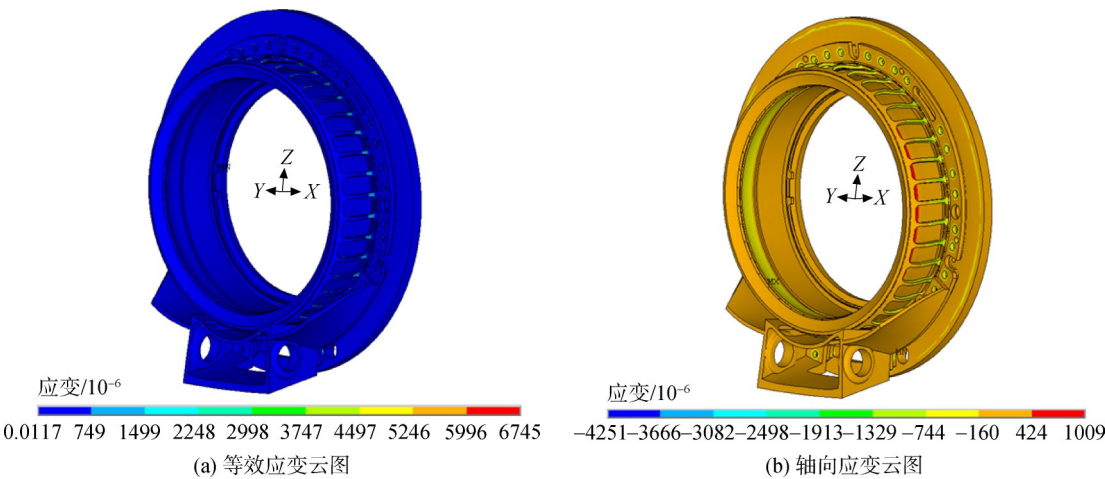


图8 50 kN反向轴向力作用下标定方案3仿真分析云图

Fig.8 Simulation analysis cloud diagram of calibration scheme 3 under 50 kN reverse axial force

桥输出,详见表1、表2,表中第2~4列是指弹支全桥应变输出量,无量纲,用微应变($\mu\epsilon=10^{-6}\epsilon$)表示,第5~6列的百分比分别指标定方案2相对方案1、方案3相对方案2的百分比,即分别是IGB

机匣和棒轴承带来的影响。

从表1、表2中的数据可看出,弹支轴向力全桥应变输出与辐条的周向位置、承力结构均有关,7、18、27、38四根辐条周向均布,且较周边辐条的

表1 50 kN正向轴向力作用下弹支全桥输出对比

Table 1 Output comparison of elastic support full bridge under 50 kN positive axial force

辐条编号	应变/ 10^{-6}			IGB 影响/%	棒轴承影响/%
	方案1	方案2	方案3		
1	1 406	1 291	1 311	9.0	−1.5
2	1 585	1 443	1 474	9.9	−2.1
3	1 625	1 481	1 488	9.7	−0.5
4	1 592	1 444	1 454	10.2	−0.7
5	718	691	749	3.9	−7.8
6	928	875	914	6.0	−4.2
7	1 683	1 525	1 516	10.3	0.6
8	1 562	1 433	1 433	9.0	0
9	1 566	1 427	1 438	9.8	−0.8
10	1 418	1 308	1 342	8.5	−2.6
11	1 427	1 310	1 375	9.0	−4.7
12	1 559	1 390	1 439	12.1	−3.4
13	1 473	1 302	1 329	13.1	−2.1
14	1 495	1 395	1 421	7.1	−1.8
15	1 325	1 418	1 386	−6.6	2.3
16	1 256	1 344	1 306	−6.5	2.9
17	1 324	1 404	1 335	−5.7	5.2
18	1 260	1 520	1 427	−17.1	6.5
19	943	1 311	1 252	−28.1	4.7

续表					
辐条编号	应变/ 10^{-6}			IGB 影响/%	棒轴承影响/%
	方案 1	方案 2	方案 3		
20	304	1 143	1 073	-73.4	6.5
21	305	1 143	1 074	-73.3	6.4
22	945	1 311	1 252	-27.9	4.7
23	1 267	1 534	1 431	-17.4	7.2
24	1 326	1 407	1 343	-5.8	4.8
25	1 260	1 345	1 310	-6.3	2.7
26	1 323	1 418	1 385	-6.7	2.4
27	1 495	1 397	1 421	7.0	-1.7
28	1 473	1 302	1 330	13.2	-2.1
29	1 559	1 390	1 439	12.1	-3.4
30	1 427	1 310	1 375	9.0	-4.7
31	1 418	1 308	1 342	8.5	-2.6
32	1 566	1 427	1 438	9.8	-0.8
33	1 562	1 433	1 432	9.0	0
34	1 683	1 526	1 516	10.3	0.6
35	928	875	914	6.1	-4.3
36	718	691	750	3.9	-7.8
37	1 592	1 444	1 453	10.2	-0.6
38	1 625	1 481	1 487	9.7	-0.4
39	1 586	1 443	1 473	9.9	-2.0
40	1 406	1 290	1 310	9.0	-1.5

表 2 50 kN 反向轴向力作用下弹支全桥输出对比
Table 2 Output comparison of elastic support full bridge under 50 kN reverse axial force

辐条编号	应变/ 10^{-6}			IGB 影响/%	棒轴承影响/%
	方案 1	方案 2	方案 3		
1	-1 382	-1 336	-1 314	3.4	1.7
2	-1 393	-1 355	-1 330	2.8	1.9
3	-1 399	-1 359	-1 332	3.0	2.0
4	-1 373	-1 346	-1 324	2.0	1.7
5	-1 231	-1 158	-1 205	6.3	-3.9
6	-1 277	-1 213	-1 242	5.3	-2.4
7	-1 387	-1 361	-1 333	1.9	2.1
8	-1 406	-1 357	-1 334	3.6	1.7
9	-1 396	-1 360	-1 334	2.7	1.9
10	-1 383	-1 330	-1 315	3.9	1.2
11	-1 380	-1 328	-1 310	4.0	1.3
12	-1 365	-1 336	-1 318	2.2	1.4

续表

辐条编号	应变/ 10^{-6}			IGB 影响/%	棒轴承影响/%
	方案 1	方案 2	方案 3		
13	-1 372	-1 313	-1 309	4.5	0.3
14	-1 389	-1 351	-1 345	2.8	0.4
15	-1 391	-1 396	-1 380	-0.4	1.1
16	-1 372	-1 422	-1 406	-3.5	1.1
17	-1 326	-1 440	-1 424	-8.0	1.1
18	-1 275	-1 437	-1 407	-11.3	2.1
19	-1 134	-1 310	-1 343	-13.5	-2.5
20	-845	-970	-1 180	-12.9	-17.8
21	-846	-970	-1 180	-12.8	-17.8
22	-1 135	-1 390	-1 338	-13.3	-2.2
23	-1 273	-1 437	-1 403	-11.4	2.4
24	-1 325	-1 440	-1 421	-7.9	1.3
25	-1 372	-1 421	-1 405	-3.4	1.1
26	-1 391	-1 396	-1 380	-0.3	1.1
27	-1 389	-1 352	-1 346	2.8	0.4
28	-1 372	-1 313	-1 309	4.5	0.3
29	-1 365	-1 336	-1 317	2.2	1.4
30	-1 381	-1 328	-1 310	4.0	1.3
31	-1 382	-1 330	-1 314	3.9	1.2
32	-1 396	-1 360	-1 334	2.7	1.9
33	-1 406	-1 357	-1 334	3.6	1.7
34	-1 387	-1 361	-1 333	1.9	2.1
35	-1 277	-1 213	-1 242	5.3	-2.4
36	-1 231	-1 158	-1 205	6.3	-3.9
37	-1 373	-1 346	-1 324	2.0	1.6
38	-1 399	-1 359	-1 332	3.0	2.0
39	-1 393	-1 355	-1 330	2.9	1.8
40	-1 382	-1 336	-1 315	3.4	1.6

应变较大,具有代表性,故选为贴片;编号 3 辐条的应变较大,与编号 38 轴对称,选为贴片,与编号 3 对称的编号 23 辐条也选为贴片。由表可知,弹支传感器的应变受承力结构(IGB 机匣和棒轴承)的不同影响很大,弹支+承力工装组合标定方案与弹支+IGB 机匣+承力工装组合标定方案的最大差异可达 73.4%,弹支+IGB 机匣+承力工装组合标定方案与弹支+IGB 机匣+棒轴承+承力工装组合标定方案的最大差异可达 17.8%,均发生在图 1 所示编号 20 和 21 两根辐条处。主要原

因是 IGB 机匣结构不规则,仅 6 点钟方向与弹支有装配关系,编号 20 和 21 两根辐条正处于 6 点钟,两种标定方案导致两根辐条刚度差异较大。由此可见,不同的承力结构会对传感器输出影响较大,有必要按照发动机真实装配关系对弹支、IGB 机匣、棒轴承和承力工装组合件进行标定,从而提高标定精度。

按照顺时针方向将图 1 中辐条编号 38、3、7、18、23、27 上的全桥测点编号依次设为 $F_{11} \sim F_{16}$ 。

3 轴向力标定试验研究

3.1 标定试验方案

因标定试验可能造成发动机 IGB 机匣和棒轴承损伤,目前为止仅开展了文中第 2.3 节标定方案一的轴向力组合标定试验,标定组件装配图

见图 9,将弹支、110 kN 等弯矩结构测力环^[11]、锁紧螺母等零件和标定工装装配成一体,置于油槽中,油槽底部中空处放置加温电炉,油槽上部内注入航空用润滑油,油槽内置点温计,通过温控器实现对油槽内滑油闭环控制加温,正向轴向力加载上限 110 kN,反向轴向力加载上限 50 kN。

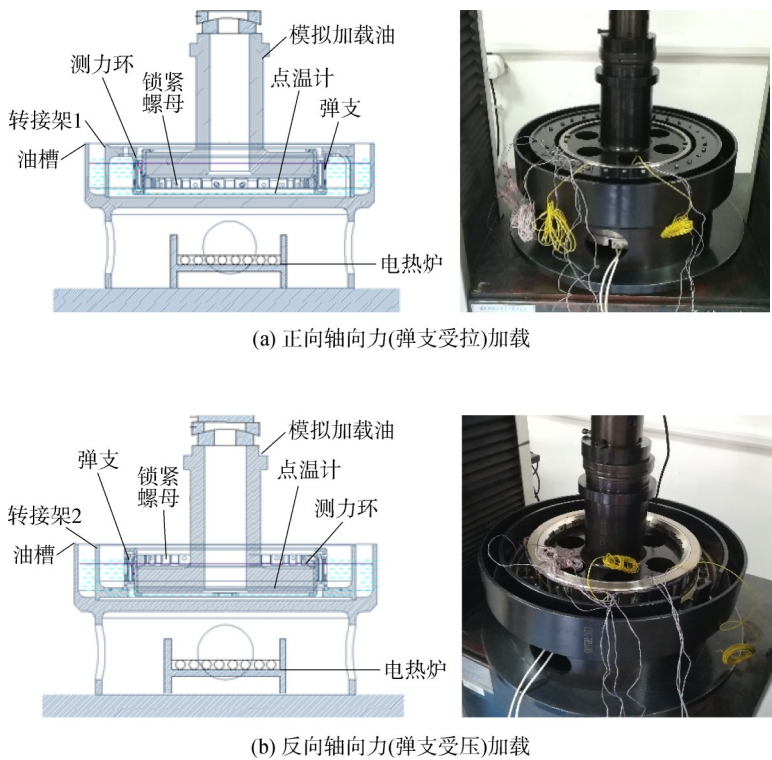


图9 轴向力组合标定试验图

Fig.9 Combined calibration test diagram of axial force

3.2 标定仿真与试验数据对比

在 50 kN 轴向力作用下的弹支标定仿真数据与试验数据对比见表 3、表 4。

由表 3、表 4 可知,弹支 6 个测点的均值比较吻合,弹支受拉时的仿真与试验数据相差 1%,受压时的仿真与试验数据相差 5%。但是 6 个测点的分散度比较大,弹支受拉时的仿真与试验数据偏差最大的是 F_{13} ,达到 -26%,受压时的仿真与试验数据偏差最大的是 F_{12} ,达 13%,主要原因是贴片位置不同、各辐条的刚度不同、弹支安装边的拧紧力矩不同。

3.3 弹支与测力环标定数据对比

弹支与测力环标定数据和标定曲线见表 5 和图 10。

根据表 5、图 10,110 kN 载荷下的 110 kN 测

表 3 50 kN 正向轴向力弹支仿真与试验对比

Table 3 Comparison between simulation data and test data of elastic support under 50 kN positive axial force

测点编号	试验应变/ 10^{-6}	仿真应变/ 10^{-6}	偏差/%
F_{t1}	1 342	1 625	-21
F_{t2}	1 786	1 625	9
F_{t3}	1 341	1 683	-26
F_{t4}	1 546	1 260	18
F_{t5}	1 359	1 267	7
F_{t6}	1 476	1 495	-1
均值	1 475	1 493	-1

表 4 50 kN 反向轴向力弹支仿真与试验对比
Table 4 Comparison between simulation data and test data of elastic support under 50 kN reverse axial force

测点编号	试验应变/ 10^{-6}	仿真应变/ 10^{-6}	偏差/%
F_{t1}	-1 365	-1 399	2
F_{t2}	-1 603	-1 399	-13
F_{t3}	-1 264	-1 387	10
F_{t4}	-1 343	-1 275	-5
F_{t5}	-1 375	-1 273	-7
F_{t6}	-1 565	-1 389	-11
均值	-1 419	-1 354	-5

表 5 弹支轴向力和测力环标定数据对比
Table 5 Calibration data comparison between elastic support axial force sensor and force-measuring ring

载荷/kN	110 kN 测力环应变/ 10^{-6}	弹支轴向力传感器应变/ 10^{-6}	应变比值
10	856	286	2.99
20	1 674	585	2.86
30	2 440	884	2.76
40	3 174	1 179	2.69
50	3 884	1 475	2.63
80	5 919	2 417	2.45
110	7 904	3 368	2.35

力环是弹支轴向力传感器应变的 2.35 倍,即 110 kN 测力环灵敏度高,比弹支测量精度高,两者相

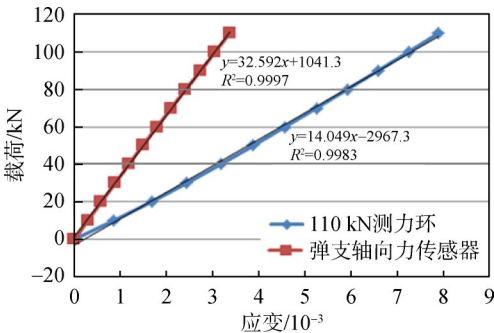


图 10 轴向力组合标定曲线
Fig.10 Combined calibration curve of axial force

关系数 R^2 均大于 0.995,表明传感器标定线性度良好,均满足设计要求。

4 发动机测试数据分析

将本文开发的双向轴向力测试方法应用于某型航空发动机核心机试车,正向轴向力采用 110 kN 测力环(3 组分量 $F_{c1} \sim F_{c3}$)和弹支轴向力传感器(仅有 4 组分量 $F_{t1} \sim F_{t4}$ 成活,对应辐条编号 38、7、18、27,另 2 组未接线)并行测量,反向轴向力采用弹支轴向力传感器测量,发动机轴向力测试数据曲线如图 11~图 13 所示, F_c 和 F_t 分别是测力环 3 组分量和弹支 4 组分量的均值。

图 11~图 13 表明,发动机轴向力方向为正向,轴向力信号随转速跟随性好、重复性好,测试结果可信。弹支测试数据 F_t 与测力环测试数据 F_c 基本吻合一致,尤其是在慢车阶段基本重合,因此可判断弹支轴向力传感器具有较高可靠性。在最高转速区间,弹支轴向力比测力环轴向力测量结果大约 13.2%,主要原因是发动机试车过程中存在振动引起的径向力,会导致弹支读数偏大,因此以测力环测量结果为准。

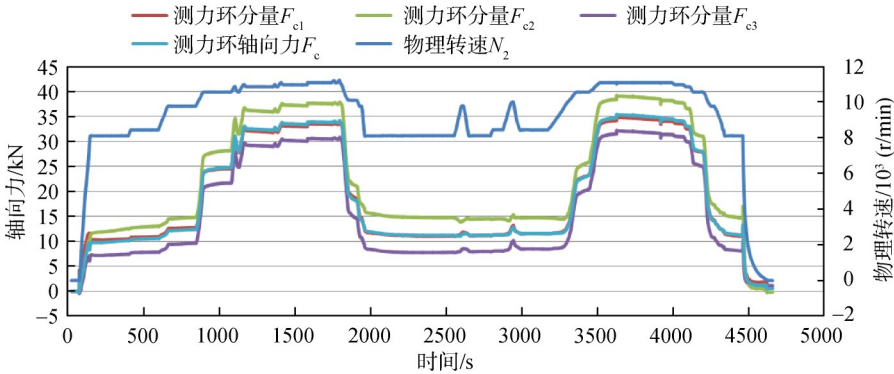


图 11 测力环轴向力测试数据及其分量
Fig11 Axial force test data and its components of force-measuring ring

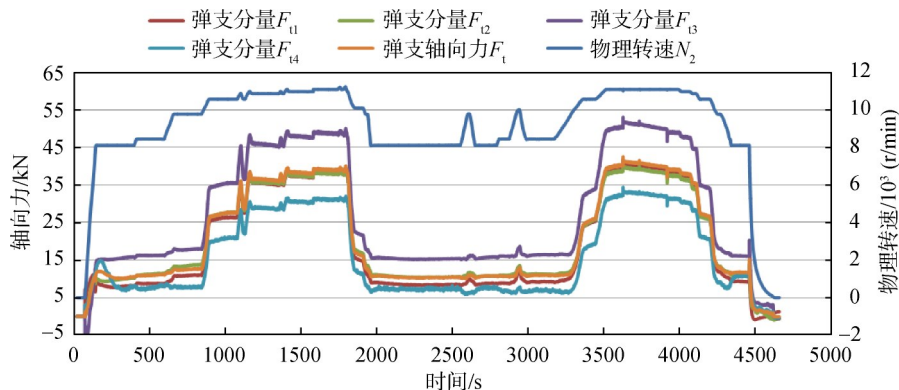


图 12 弹支轴向力测试数据及其分量

Fig12 Axial force test data and its components of elastic support axial force sensor

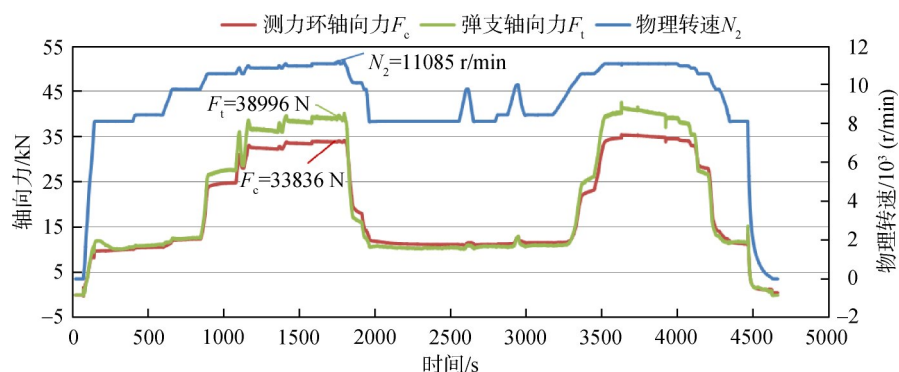


图 13 发动机轴向力并行测试数据

Fig13 Parallel axial force test data of engine

5 结 论

本文介绍了弹支轴向力传感器测量原理,提出了测力环和弹支轴向力传感器并行测量和双向轴向力组合标定方法,主要结论如下:

1) 弹支轴向力传感器测量原理和设计方案可行,在辐条中心位置贴片且组全桥降低了径向力的影响,并提高了传感器灵敏度和测量精度。

2) 弹支仿真结果表明,各辐条对轴向力的响应不同且受安装方式影响较大,按发动机实际装配关系进行标定组件装配才能提高测量精度;弹支标定仿真与试验结果的一致性表明了本文提出的双向轴向力组合标定方法可行。

3) 发动机实测数据表明,弹支轴向力传感器和测力环测量结果高度一致,表明本文提出的轴向力测量方法可行,测量结果可靠,具有很高的工程应用价值。

参考文献:

[1] 母红梅,张亚,张浩. 航空发动机轴向力测试技术研究[C]//中国航空学会动力分会试验与测试专业委员会第八

届学术交流会论文集.北京:中国航空学会,2006:203-211.

- [2] LEIGHTON P J. Bearing load measurements on a 3-shaft gas turbine[J]. Applied Mechanics and Materials, 2004, 1(2): 225-232.
- [3] 杨宇,刘秀海,郑凯,等. 基于接触印痕的航空球轴承轴向力分析及试验验证[C]//第十五届中国科协年会第13分会场:航空发动机设计、制造与应用技术研讨会论文集,贵阳:中国科学技术协会,2013:546-551.
- [4] LIU Enxiao, LIU Yongmeng, WANG Xiaoming, et al. Design of acoustic Fresnel zone plate for contact stress measurement of aero-engine rotor mating surface[J]. Journal of Sound and Vibration, 2021, 500(10):116035.1-116035.14.
- [5] 林磊,伏宇. 航空发动机滚珠轴承轴向载荷的间接测量方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(3):38-40.
LIN Lei, FU Yu. Indirect measurement of the axial ball bearing of aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(3):38-40. (in Chinese)
- [6] 张立超,何建元,彭涛,等. 燃气轮机空气系统计算方法研究及验证[J]. 舰船科学技术, 2011, 33(11):71-75.
ZHANG Lichao, HE Jianyuan, PENG Tao, et al. Gas turbine air system calculation research and verification[J]. Ship Science and Technology, 2011, 33(11):71-75. (in Chinese)
- [7] BURGHOLZER B. Evaluation of a bearing thrust load measurement device under flight conditions[R]. ASME Paper 2000-GT-0445, 2000.

- [8] 袁雪,张岩松,邱大明,等.航空发动机转子轴向力动态特征测试技术[J].航空动力学报,2021,36(9):1804-1810.
YUAN Xue, ZHANG Yansong, QIU Daming, et al. Test technique for dynamic characteristic of rotor axial force on aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(9): 1804-1810.
- [9] 伏宇,赵丹,惠广林,等.航空发动机转子轴向力的试验及计算方法改进[J].燃气涡轮试验与研究,2020,33(5):1-5.
FU Yu, ZHAO Dan, HUI Guanglin, et al. Experimental and calculation improvement on axial force of aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(5):1-5. (in Chinese)
- [10] 张春月,边杰.航空发动机轴向力测量传感器设计及应用[J].仪表技术与传感器,2014(6):13-15.
ZHANG Chunyue, BIAN Jie. Design and application of sensor for rotor axial force measurement of aeroengine[J]. Instrument Technique and Sensor, 2014(6):13-15. (in Chinese)
- [11] 欧阳运芳.航空发动机异型推力轴承轴向力测试方法[J].航空动力学报,2020,35(6):1149-1156.
OUYANG Yunfang. Measurement method for axial force of aero-engine special-shaped thrust bearing[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6):1149-1156. (in Chinese)
- [12] 卢艳辉,张春月,边杰.弹性环法在测量航空涡轴发动机角接触球轴承轴向力中的应用[J].轴承,2013(11):48-50.
LU Yanhui, ZHANG Chunyue, BIAN Jie. Application of elastic ring method in measurement of axial load of angular contact ball bearings in turboshaft engine[J]. Bearing, 2013(11): 48-50. (in Chinese)
- [13] 李明明,王东强,陈坤旭,等.鼠笼弹性支承结构优化设计方法[J].科学技术与工程,2021,21(9):3834-3839.
LI Mingming, WANG Dongqiang, CHEN Kunxu, et al. Optimal design method of squirrel cage elastic support structure[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(9):3834-3839. (in Chinese)
- [14] 马良理,冯仁贤,徐德炳,等.应变电测与传感技术[M].北京:中国计量出版社,1993.
- [15] 张如一,沈观林,李朝弟.应变电测与传感器[M].北京:清华大学出版社,1999.
- [16] SLATER R A C. Engineer plasticity theory and application to metal forming processes[M]. London: Macmillan Press Company Limited, 1977.
- [17] 刘鸿文.材料力学[M].北京:高等教育出版社,2010.
- [18] 闻邦椿,鄂中凯.机械设计手册:第1卷[M].5版.北京:机械工业出版社,2014.

(编辑:张 雪)