

Research and Practice of Telemetry Antenna for Aeroengine Rotating Parts

LAI Xiaohuang*, GUO Daoyong, ZHONG Ming, SU Xizhi, CHEN Xiang
(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang Sichuan 621010, China)

Abstract: Taking the high-speed rotating non-contact signal transmission technology of aeroengine as research object, relying on Datatel RF telemetry system, an overall test scheme for aeroengine rotating parts parameters is formulated, and a design method of 1.34 GHz~1.7 GHz transmitting/receiving antenna is proposed. The transmitting/receiving antenna model after packaging are established based on ANSYS HFSS. The variation law of S parameters with packaging medium thickness, loss tangent and dielectric constant is analyzed. A set of telemetry rotor/stator engineering application device is formed. Laboratory test results show that the measured S parameters are in good agreement with the simulation results. The results of high-speed rotating test indicate that the device has high reliable signal transmission ability under the condition of rotating speed $\geq 20\,000$ r/min and spacing ≥ 10 mm. Compressor test results indicate that the device can apply to the complex working conditions of compressor speed $\geq 20\,000$ r/min and assembly spacing of 2.37 mm.

Key words: aero-engine; RF telemetry; signal transmission; transmitting antenna; receiving antenna

EEACC: 5270

doi: 10.3969/j.issn.1005-9490.2023.01.001

航空发动机旋转件遥测天线研究与实现

赖小皇*, 郭道勇, 钟 明, 苏曦之, 陈 香
(中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621010)

摘 要: 以航空发动机高速旋转件非接触信号传输技术为研究对象, 依托 Datatel 射频遥测系统, 制定一种航空发动机旋转件参数总体测试方案, 提出一种 1.34 GHz~1.7 GHz 的发射/接收天线设计方法。基于 ANSYS HFSS 建立封装后的发射天线模型和接收天线模型, 分析 S 参数随封装介质厚度、损耗角正切及介电常数的变化规律, 形成了一套遥测转/静子工程应用装置。实验室测试结果表明: S 参数实测与仿真结果较为吻合; 高速旋转台测试结果表明: 该装置在转速 $\geq 20\,000$ r/min, 轴向间距 ≥ 10 mm 状态下, 具备高可靠信号传输的能力; 某型航空发动机压气机试车结果表明: 该装置能可靠应用于航空发动机压气机转速 $\geq 20\,000$ r/min, 装配轴向间距为 2.37 mm 的复杂工况条件。

关键词: 航空发动机; 射频遥测; 信号传输; 发射天线; 接收天线

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

文章编号: 1005-9490(2023)01-0001-09

航空发动机高速旋转件应变、温度等参数的测试对先进发动机研制起着至关重要的作用^[1-3], 航空发动机转子叶片在高速转动条件下, 受到复杂的动载荷作用^[4-5], 其引起的振动往往伴随着裂纹、折断等故障的产生^[6-7]; 旋转盘腔内复杂流动结构也使得温度测试困难重重^[8-9], 实时监测旋转叶片的应变及盘心温度可以起到安全预警和评定旋转件可靠性的作用。高速旋转件参数测试通常采用非接触测试的方法^[10], 目前, 国外已具有成熟的遥测系统应用于航空发动机测试领域^[11-12], 如: 德国的 Manner、Datatel 及英国的 RotaData 等公司^[13]。由于 RotaData 公司的 PCM/FM 传输系统是把传感器采集到的数据汇总后由一个光电通道或者 1~2 个射频通道发射出去, 这样的设计方案在安全冗余度和

系统稳定性方面存在极大的风险, 而 Datatel 系统则采用模块化的设计方法, 各模块使用相互独立的通信信道, 即使某一路信道出现故障, 其余信道仍可正常工作。Datatel 系统凭借这种优势, 广泛应用于各型号发动机旋转件参数的测试。本文依托 Datatel 系统, 提出一种 1.34 GHz~1.7 GHz 的发射/接收天线设计方法, 形成了一套遥测转/静子工程应用装置, 通过旋转试验验证了该装置的工程可行性, 最终成功应用于某型发动机转子叶片应变及盘心温升参数的测试。

1 总体系统设计

通常, 发动机旋转件上的应变/温度测点数量均 ≥ 20 个, 由于每个 Datatel 发射机模块仅包含 10 个

2.1 发射天线设计

发射天线采用背馈式圆弧微带天线进行设计^[13-14],从微带天线特性可知,只要天线形状一定,天线的谐振频率也就随之确定^[15],天线尺寸确定以后,改变馈电点位置,天线的谐振频率变化很小,而天线的回波损耗随着馈电点位置的改变有明显的变化,因此,可以通过改变天线馈电点位置的方法来得到预期的回波损耗,对于天线谐振频率所出现的偏差,只需要小范围调整天线的尺寸便可修正^[16]。将两个微带天线布置在同一半径的圆环介质基板上,构成两个不同频率的发射天线。具体地,发射天线可近似为背馈式矩形微带天线进行设计,如图 4 所示,设计步骤如下:

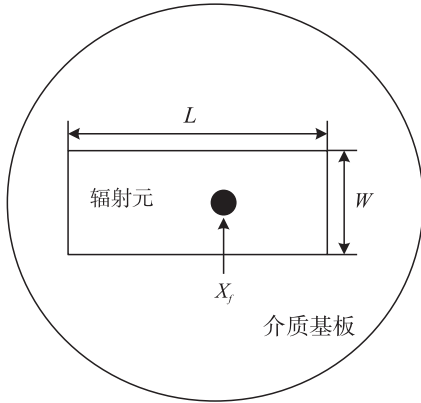


图 4 背馈式矩形微带天线顶视图

①确定介质基板的有效介电常数 ϵ_e :

$$\epsilon_e = \frac{\epsilon_r + 1}{2} + \frac{\epsilon_r - 1}{2} \left(1 + 12 \frac{h}{W} \right)^{-1/2} \quad (1)$$

式中: ϵ_r 为介质基板的相对介电常数, h 表示介质基板的厚度, W 表示微带贴片的宽度。

②确定矩形微带天线的实际长度 L :

$$L = \frac{c}{2f_0 \sqrt{\epsilon_e}} - 0.412h \frac{(\epsilon_e + 0.3)(W/h + 0.264)}{(\epsilon_e - 0.258)(W/h + 0.8)} \quad (2)$$

式中:其中 c 表示光速, f_0 表示工作频率。

③确定矩形微带天线的馈电点位置 X_f :

$$X_f = L \left/ \left[2 \sqrt{\frac{\epsilon_r + 1}{2} + \frac{\epsilon_r - 1}{2} \left(1 + 12 \frac{h}{L} \right)^{-1/2}} \right] \right. \quad (3)$$

2.2 封装介质对发射天线特性的影响分析

选用的介质板材为 FR-4,其相对介电常数 $\epsilon_r = 5$,厚度 $h = 1.2$ mm,宽度 $W = 3$ mm,工作频率 $f_0 = 1.5$ GHz,根据式(1)~式(3),在 ANSYS HFSS 内进行建模仿真并优化,设计的发射天线如图 5 所示,得到如表 1 所示的参数。由于两个发射天线对称分布,以下对影响发射天线一端口的因素进行仿真分析。

表 1 发射天线参数

sr1/mm	sr2/mm	pr1/mm	pr2/mm	feedx1/mm
24	30.8	25.5	28.5	26.7
feedx1/mm	feedx2/mm	feedy2/mm	theta1/(°)	theta2/(°)
-3.7	-26.7	4	102.6	109.8

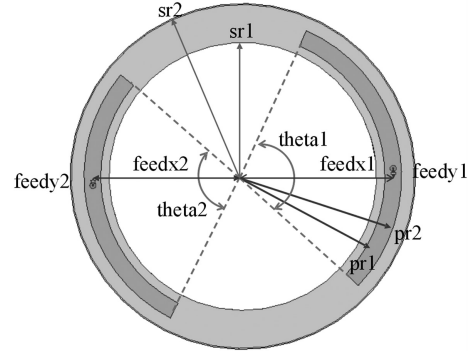


图 5 发射天线顶视图

取封装介质损耗角正切 $\tan\delta = 0.03$,相对介电常数 $\epsilon = 3.85$,回波损耗 S_{11} 随厚度 d 的变化关系如图 6 所示。

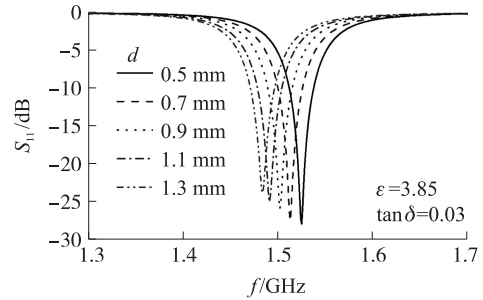


图 6 回波损耗随封装介质厚度的变化关系

根据图 6 的仿真结果可知,随着封装介质厚度的增加,天线谐振频率及阻抗带宽逐渐减小。

取封装介质损耗角正切 $\tan\delta = 0.03$,厚度 $d = 1.1$ mm,回波损耗 S_{11} 随介电常数 ϵ 的变化关系如图 7 所示。

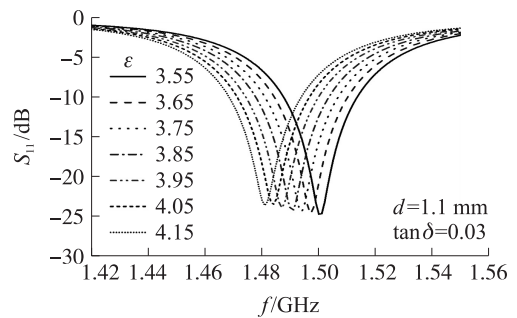


图 7 回波损耗随封装介质介电常数的变化关系

根据图 7 的仿真结果可知,随着封装介质介电常数的增加,天线谐振频率及阻抗带宽逐渐减小。

取封装介质厚度 $d = 1.1 \text{ mm}$, 介电常数 $\varepsilon = 3.85$, 回波损耗 S_{11} 随损耗角正切 $\tan\delta$ 的变化关系如图 8 所示。

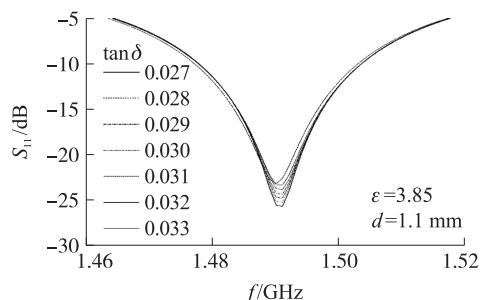


图 8 回波损耗随封装介质损耗角正切的变化关系

根据图 8 的仿真结果可知, 增加封装介质的损耗角正切对天线谐振频率无明显影响, 但随着损耗角正切的增大, 天线阻抗带宽逐渐增大。

综合以上分析, 选取介电常数 $\varepsilon = 3.85$, 损耗角正切 $\tan\delta = 0.03$ 的封装胶对设计的发射天线进行封装, 封装厚度取 1.1 mm , 对应的发射天线一端口谐振频率为 1.491 GHz , 阻抗带宽为 26.1 MHz 。

2.3 接收天线设计

接收天线采用圆环行波天线进行设计, 其具有很宽的带宽^[17-19], 为避免行波天线反射波的产生, 在天线末端引入匹配负载电阻用于吸收剩余电磁能量。此外, 将接收天线圆环开口长度最小化以避免圆环开口带来的阴影效应, 设计的接收天线如图 9 所示。

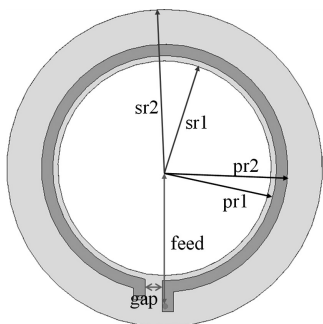


图 9 接收天线顶视图

2.4 封装介质对接收天线特性的影响分析

选用的介质板材为 FR-4, 其相对介电常数 $\varepsilon_r = 5$, 厚度 $h = 1.2 \text{ mm}$, 宽度 $W = 3 \text{ mm}$, 取接收天线的微带贴片半径与发射天线半径一致, 在 ANSYS HFSS 内进行建模仿真并优化, 得到的主要参数如表 2 所示。以下对影响接收天线的因素进行仿真分析。

表 2 接收天线参数

sr1/mm	sr2/mm	pr1/mm	pr2/mm	gap/mm	feed/mm
24.5	36.25	25.7	28.3	3.97	31.5

取封装介质损耗角正切 $\tan\delta = 0.03$, 介电常数 $\varepsilon = 3.85$, 回波损耗 S_{11} 随厚度 d 的变化关系如图 10 所示。

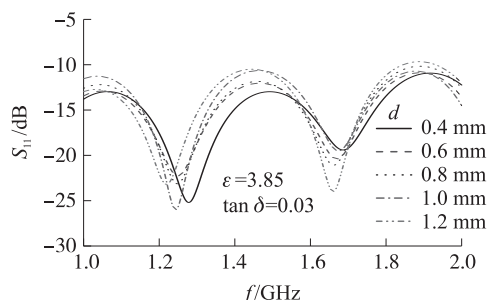


图 10 接收天线回波损耗与封装介质厚度的关系

根据图 10 的仿真结果可知, 随着封装介质厚度的增加, 天线回波损耗曲线总体呈左移趋势, 阻抗带宽覆盖 $1.34 \text{ GHz} \sim 1.7 \text{ GHz}$ 范围。

取封装介质损耗角正切 $\tan\delta = 0.03$, 厚度 $d = 1.1 \text{ mm}$, 回波损耗 S_{11} 随介电常数 ε 的变化关系如图 11 所示。

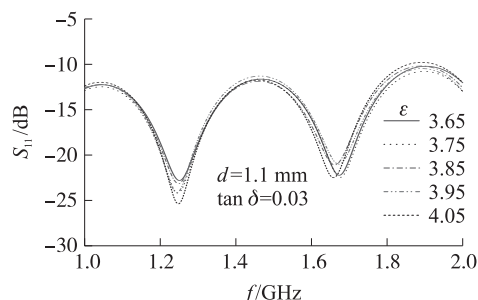


图 11 接收天线回波损耗与封装介质介电常数的关系

根据图 11 的仿真结果可知, 随着封装介质介电常数的增加, 天线回波损耗波动较小, 阻抗带宽覆盖 $1.34 \text{ GHz} \sim 1.7 \text{ GHz}$ 范围。

取封装介质厚度 $d = 1.1 \text{ mm}$, 介电常数 $\varepsilon = 3.85$, 回波损耗 S_{11} 随损耗角正切 $\tan\delta$ 的变化关系如图 12 所示。

根据图 12 的仿真结果可知, 由于加载集总电阻的原因, 增加封装介质的损耗角正切对接收天线工作频率没有明显的影响, 回波损耗略有差异, 但整体波动较小。

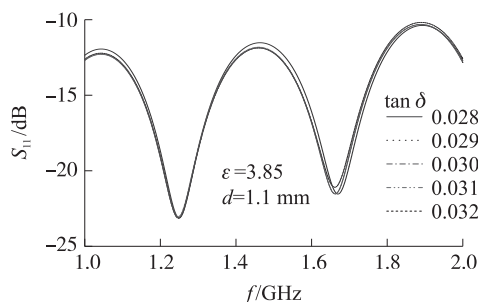


图 12 接收天线回波损耗与封装介质损耗角正切的关系

综合以上分析,封装介质厚度对接收天线性能的影响较为明显,但阻抗带宽仍能覆盖 1.34 GHz ~ 1.7 GHz,与发射天线一样,取 $\varepsilon = 3.85$, $\tan\delta = 0.03$ 的封装胶对所设计的接收天线进行封装,封装厚度为 1.1 mm。

2.5 发射/接收天线耦合分析

对封装了发射/接收天线的遥测转/静子件模型进行耦合,通过仿真分析传输系数 S_{21} 以模拟发射天线与接收天线在发动机高速旋转条件下的传输性能,以下对遥测转/静子件的耦合情况进行分析。

保持遥测转/静子件旋转角度 θ 相同,传输系数 S_{21} 随轴向间距的变化关系如图 13 所示。

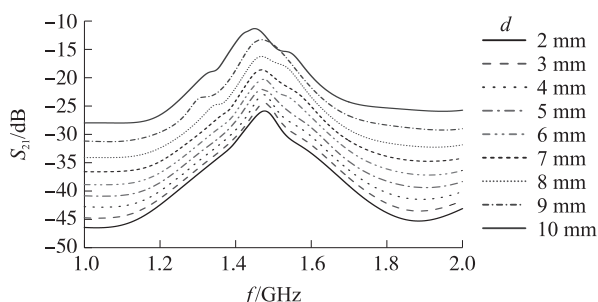


图 13 传输系数随轴向间距的变化情况

根据图 13 的仿真结果可以得出如下结论:

①在发射天线谐振频率附近 S_{21} 达到最大 -10.51 dB,天线间的耦合最强,在远离发射天线谐振频率的位置 S_{21} 逐渐减小,天线间耦合变弱;

②随着轴向间距的增加, S_{21} 不断减小,当轴向间距增大到 10 mm 时, S_{21} 减小为 -26.23 dB,天线间耦合逐渐减弱;

③由于发射/接收天线间的耦合导致发射天线输入阻抗发生变化,导致在轴向间距较近时谐振频率产生偏移,但随着轴向间距的增大, S_{21} 趋于稳定。

保持遥测转/静子件轴向间距 $d = 10$ mm 不变,传输系数 S_{21} 随旋转角度 θ 的变化关系如图 14 所示。

根据图 14 的仿真结果可知:

① S_{21} 在发射天线的谐振频率附近达到峰值;

②当发射天线旋转时, S_{21} 在 -38.04 dB ~

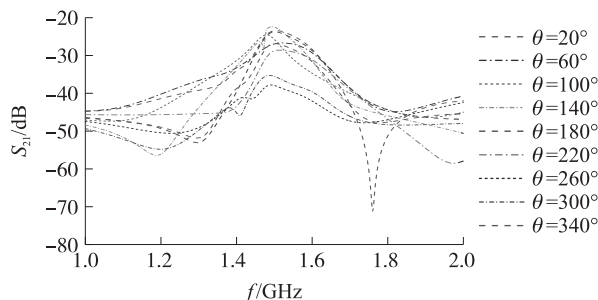


图 14 传输系数随不同旋转角度的变化情况

-22.3 dB 范围内变化,由于发射天线旋转到接收天线开口位置时,发射天线发射的能量不能有效耦合到接收天线上,导致在某些角度耦合性能稍有变差。

3 试验验证

第 2 节设计的封装有发射/接收天线的遥测转/静子件的工程应用装置如图 15 所示,为验证其在发动机上的工程应用情况,分别开展实验室、高速旋转台及发动机零部件试验测试,以下对测试情况进行说明。

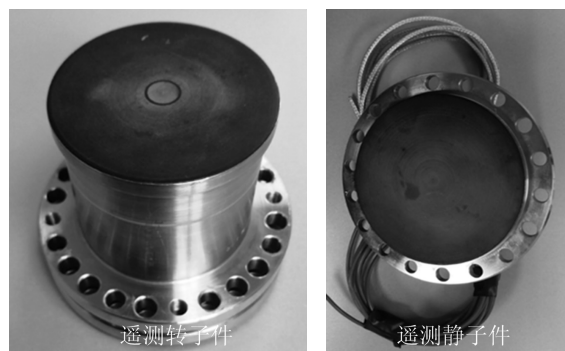


图 15 封装后的遥测转/静子件工程应用装置

3.1 实验室试验验证

主要测试遥测转/静子件在不同轴向间距 d 、不同旋转角度 θ 下的 S 参数,以下对 S 参数的测试方法及测试结果进行说明。

将遥测转/静子件内的发射/接收天线通过 SMA 接头接入 VNA 测试回波损耗 S_{11} ,测试方法如图 16 所示,测试结果如图 17 和图 18 所示。

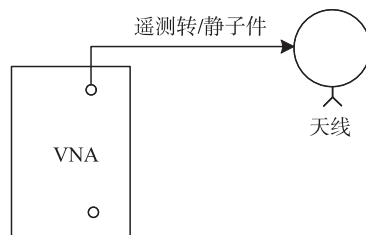


图 16 回波损耗测试方法

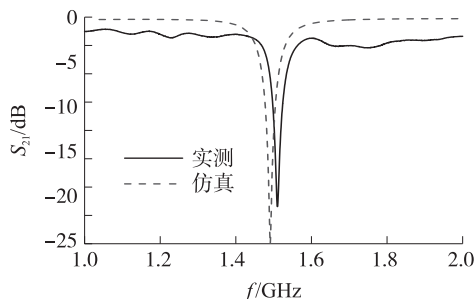


图 17 遥测转子件回波损耗仿真与实测结果

根据图 17 的测试结果,遥测转子件内的发射天线一端口实测谐振频率为 1.51 GHz,较仿真结果偏高 19 MHz;阻抗带宽为 25.1 MHz,较仿真结果偏低

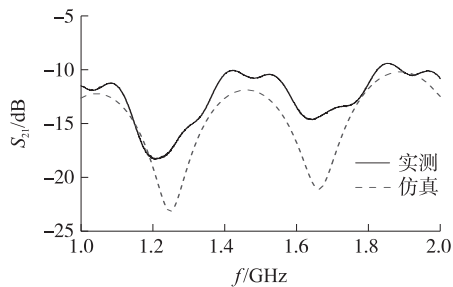


图 18 遥测静子件回波损耗参数仿真与实测结果

1 MHz。根据图 18 的测试结果,接收天线实测与仿真结果曲线变化趋势基本一致,在部分频率处回波损耗有所偏差。造成发射与接收天线实测值与仿真值偏差的主要与实际封装介质、PCB 相关参数及测试用同轴线带来的损耗等因素相关。

传输系数 S_{21} 需要针对不同轴向间距 d 及不同旋转角度进行测试,借助旋转测试平台,将遥测转子件安装在旋转测试平台转子端,遥测静子件安装在旋转测试平台静子端,将遥测转/静子件内的发射/接收天线通过 SMA 接头分别接入 VNA 两个端口测试传输系数 S_{21} ,调节旋转测试平台转/静子之间的轴向间距 d 及旋转角度 θ 完成不同状态下传输系数 S_{21} 的测试,测试方法如图 19 所示,测试结果如图 20 和图 21 所示。

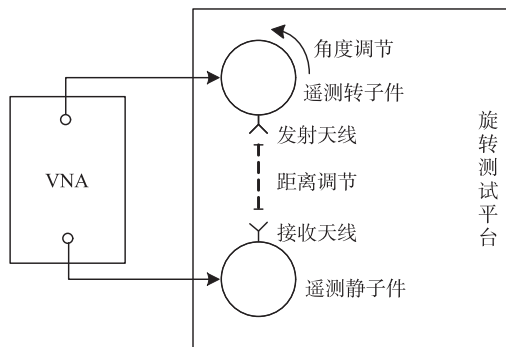


图 19 天线传输系数测试方法

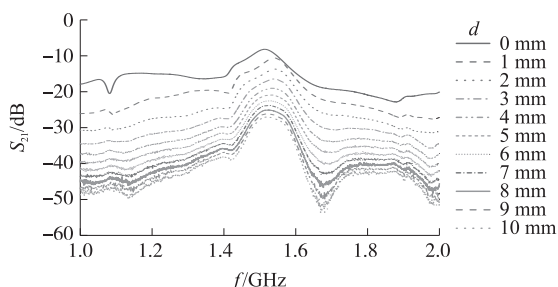


图 20 传输系数随轴向间距的变化情况实测结果

根据图 20 的传输系数随轴向间距的变化情况可以得出如下结论:

①在发射天线谐振频率附近 S_{21} 最大,约为 -10.51 dB,天线间耦合最强,远离发射天线谐振频率后 S_{21} 逐渐减小,天线间耦合变弱;

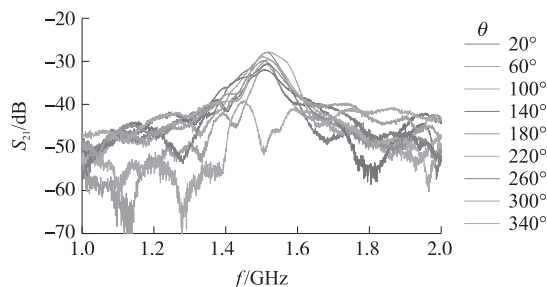


图 21 传输系数随旋转角度的变化情况实测结果

②随着轴向间距的增大, S_{21} 不断减小,耦合性能逐渐减弱,当轴向间距为 10 mm 时, S_{21} 减小为 -26.23 dB,与仿真结果 -26.02 dB 非常接近;

③实测 S_{21} 变化趋势与仿真变化趋势相似。

根据图 21 的传输系数随旋转角度的变化情况可以得出如下结论:

① S_{21} 在发射天线的谐振频率附近达到峰值;

②当遥测转子件旋转时, S_{21} 在 -32.2 dB ~ -27.5 dB 范围内变化,当旋转到 300° 左右时,即发射天线正对接收天线的开口位置,传输系数发生较大波动,整体测试结果变化趋势与仿真结果接近。

综合以上分析,封装至遥测转/静子件内的发射/接收天线耦合效果较好,将遥测静子件与 Datatel 地面站连接,通过 PC 监控遥测转/静子件在低转速、不同轴向间距状态下信号的丢包情况,测试方案如图 22 所示,测试连接实物如图 23 所示,测试丢包情况如表 3 所示。

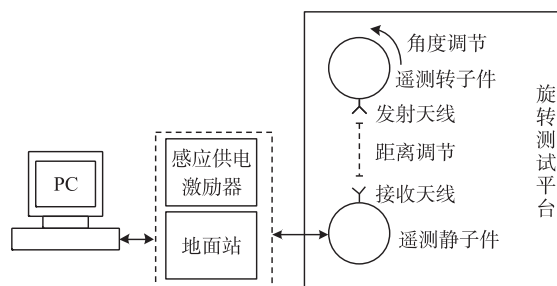


图 22 旋转测试台测试框图



图 23 旋转测试台实物图

表 3 低转速状态下遥测转/静子件丢包情况

遥测转/静子件轴向间距/mm	丢包数量/个
2	0
4	0
7	0
10	0

从表 3 测试结果可知,在低速旋转状态下,遥测转/静子件轴向间距从 0 mm 变化到 10 mm 的过程中,遥测转/静子件通信稳定、可靠,未出现数据丢包现象。

3.2 高速旋转台试验验证

为进一步验证遥测转/静子件在高转速状态下的运行情况,将其安装至高速旋转台进行测试。高速旋转台主要由试验台转轴、真空试验舱、转轴连接工装、静子连接工装、可调支架、调节螺杆等构成。设计一个转接段用于连接转轴连接工装和遥测转子件,遥测静子件直接与静子连接工装相连,通过调节螺杆调节遥测转/静子间的轴向间距,将遥测静子件上的信号引线从真空试验舱内引出并连接至 PC 以监测遥测转/静子间的通信性能,高速旋转台测试连接示意图如图 24 所示,测试系统实物如图 25 所示。

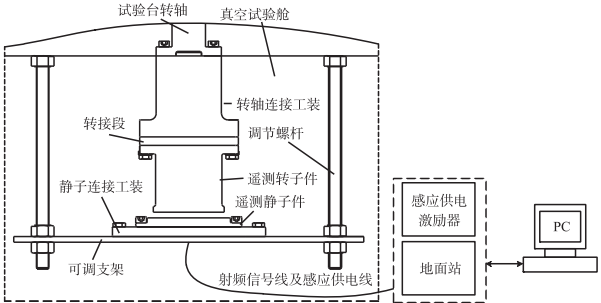


图 24 高速旋转台测试连接示意图



图 25 验证试验件安装实物图

通过调节螺杆分别开展轴向间距 2 mm~10 mm、最高物理转速 $\geq 20\,000\text{ r/min}$ 状态下的通信能力测试,测试结果如表 4 所示。

表 4 高速旋转条件下遥测转/静子件丢包情况

遥测转/静子件轴向间距/mm	丢包数量/个	遥测转/静子件轴向间距/mm	丢包数量/个
2	0	7	0
4	0	10	0

从表 4 的试验结果可知,遥测转/静子件在轴向间距为 2 mm~10 mm,最高物理转速 $\geq 20\,000\text{ r/min}$ 的情况下通信正常,无数据丢包现象,说明本设计遥测转/静子件在高速旋转状态下能够稳定、可靠地工作。

3.3 发动机试车验证

为验证遥测转/静子件在某型航空发动机压气机上的应用情况,将其安装至压气机转/静子端。遥测转/静子件装配轴向间距为 2.37 mm,压气机运转时的最高物理转速 $\geq 20\,000\text{ r/min}$,参照图 1 的连接方式,静子端引出的射频与供电电缆连接至控制室,分别接入 PC 与数采系统监控采集到的传感器数据。试验过程对盘心温度及叶片应变进行了采集,采集数据如图 26~图 27 所示,整个试验过程无数据丢包现象,证明本设计遥测转/静子件能够工程应用于发动机试车试验。

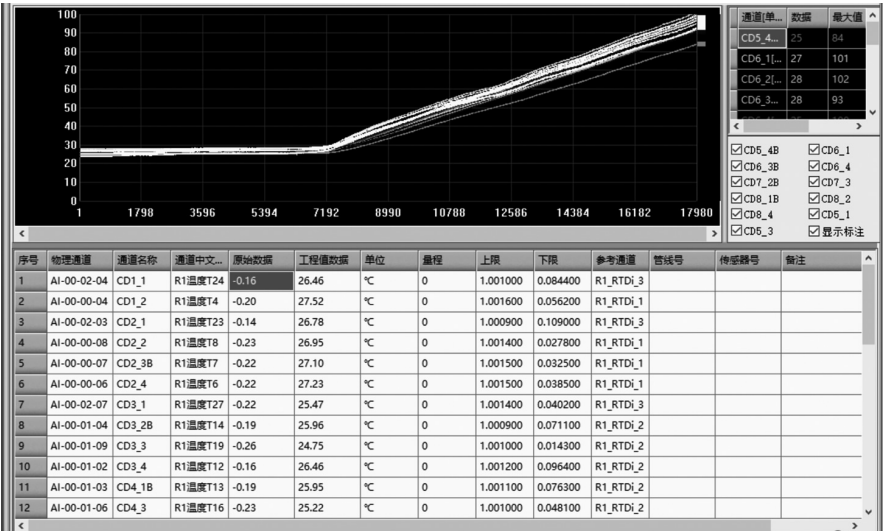


图 26 某型发动机盘心温度测试结果

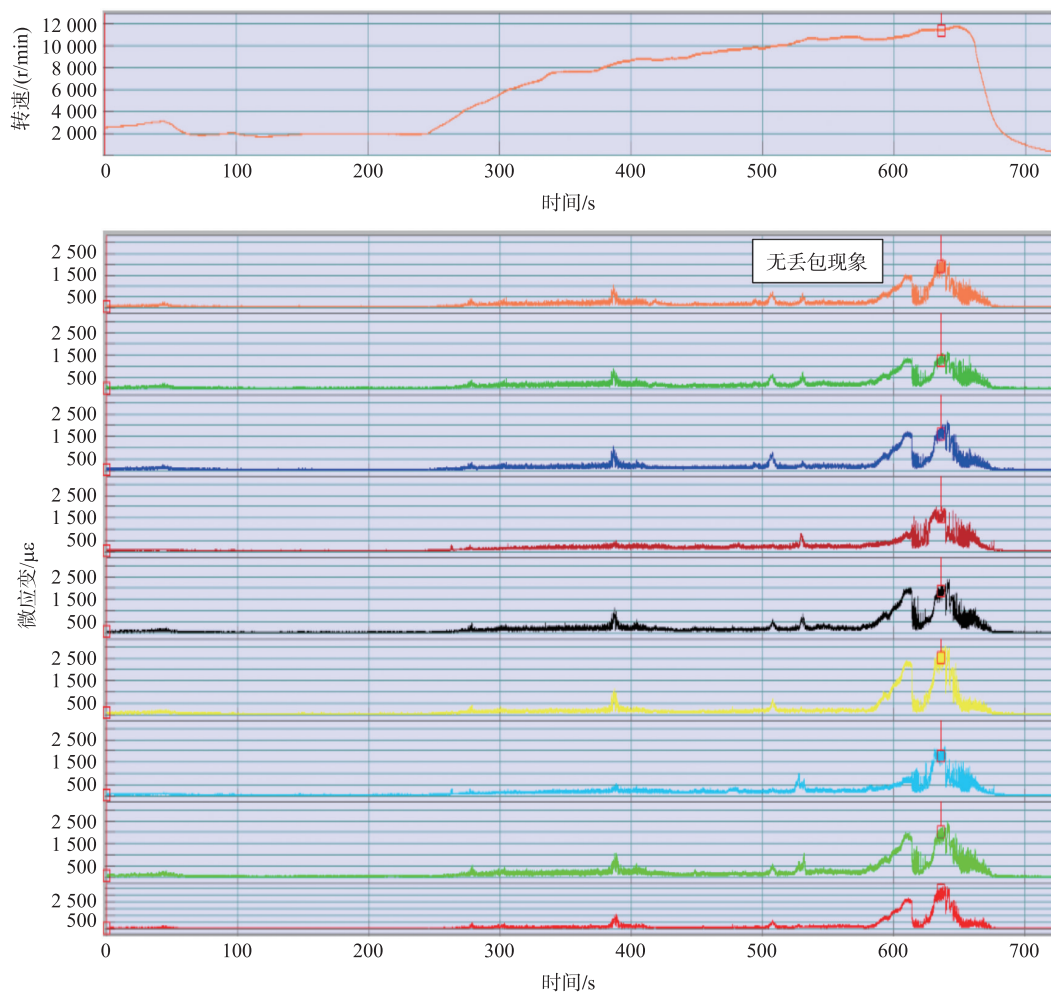


图 27 某型发动机盘心应变测试结果

4 结论

本文依托 Datatel 射频遥测系统,提出了一种 1.34 GHz~1.7 GHz 的发射/接收天线设计方法。通过了实验室及高速旋转台试验,最终成功应用于某型航空发动机压气机温度和应力测试。通过本文工作得出以下结论:

①通过 ANSYS HFSS 仿真封装在遥测转/静子件内的发射/接收天线得出的 S 参数特性与实测结果相近,能够有效模拟航空发动机高速旋转状态下天线的传输特性;

②设计的遥测转/静子件能可靠地工程应用于转/静子轴向间距在 2 mm~10 mm 范围内,最高物理转速 $\geq 20\,000$ r/min 的高速旋转件参数测试场景;

③设计的遥测转/静子件已可靠地工程应用于装配轴向间距为 2.37 mm,最高物理转速 $\geq 20\,000$ r/min 的某型航空发动机压气机参数测试。

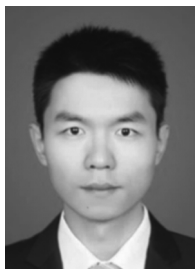
参考文献:

[1] 吴学岗. 航空发动机涡轮叶片动应力测量技术研究

[D]. 成都:电子科技大学,2018.

- [2] 王超, 苟学科, 段英. 航空发动机涡轮叶片温度测量综述[J]. 红外与毫米波学报, 2018, 37(4): 501-512.
- [3] 孔庆珊. 测试技术在航空发动机整机试验中的应用现状和发展趋势[J]. 山东工业技术, 2016(3): 215.
- [4] 吴大观. 发动机叶片动应力测量[J]. 航空科学技术, 1996(3): 3-6.
- [5] 吴大观. 不容忽视发动机叶片动应力测量的作用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1996, 9(1): 58-62.
- [6] Srinivasan A V. Vibrations of Bladed-Disk Assemblies—A Selected Survey [J]. ASME Journal of Vibration, Acoustics, Stress, and Reliability in Design, 1984, 106(2): 165-168.
- [7] Srinivasan A V. Flutter and Resonant Vibration Characteristics of Engine Blades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(4): 742-775.
- [8] Nozhnitsky Y A, Karimbaev K D, Servetnik A N. Numerical Simulation of Spin Testing for Turbo Machine Disks Using Energy-Based Fracture Criteria[C]//ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition, Copenhagen, Denmark, 2012: 35-40.
- [9] Maziere M, Besson J, Foresta S. Over Speed Burst of Elas-

- toviscoelastic Rotating Disks—part I: Analytical and Numerical Stability Analyses[J]. European Journal of Mechanics and Solids, 2009, 28(1): 428–432.
- [10] 赖小皇, 于兵, 马晓东. 基于激光的航空发动机转子部件参数非接触传输系统[J]. 电子器件, 2016, 39(5): 1224–1231.
- [11] Dolezal I. Simple Telemetry System for a Rotor Temperature Measurement[C]//2011 International Conference on Applied Electronics, Pilsen, Czech Republic, 2011: 1–4.
- [12] Yahoui H, Grellet G. Measurement of Physical Signals in the Rotating Part of An Electrical Machine by Means of Optical Fibre Transmission[J]. Measurement, 1997, 20(3): 143–148.
- [13] Boccard J M, Reindl L M. Ceramic and Magnetic Loop Antennas for Wireless Interrogation of SWA Resonators on Rotating Machinery[C]//2012 IEEE International Workshop on Antenna Technology (iWAT), Tucson, AZ, USA, 2012: 112–115.
- [14] 牛传峰, 张晓冲, 李增科. 一种高效率背腔微带振子阵列天线设计[J]. 无线电工程, 2020, 50(3): 243–247.
- [15] 钟顺时. 微带天线理论与应用[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 1990: 39–51.
- [16] Grag R, Bhartia P, Bahl I, et al. Microstrip Antenna Design Handbook[M]. Boston: Artech House Press, 2001: 265–269.
- [17] 邓斌, 胡明春, 李建新. 小型圆极化环形微带天线的设计[J]. 微波学报, 2009, 25(4): 56–58.
- [18] 张伟丽. 偶模谐振费均与圆极化圆环天线的研究[D]. 南京: 南京邮电大学, 2020.
- [19] 贾文雅, 杨红菊. 应用于三频 GPS 的宽频带单馈电天线设计[J]. 电子器件, 2018, 41(3): 587–592.



赖小皇(1989—),男,汉族,四川自贡人,中国航发四川燃气涡轮研究院工程师,主要研究方向为发动机旋转部件信号传输技术与航空发动机气动失稳测试,laixhuang@126.com;



郭道勇(1981—),男,汉族,四川泸县人,中国航发四川燃气涡轮研究院高级工程师,主要研究方向为航空发动机测试技术,d_y_guo@126.com。