doi：10.11823/j.issn.1674-5795.2024.06.06

航空发动机高温燃气多场同步测试

林音，郭道勇，尹晓娅，黄明镜
（中国航发四川燃气涡轮研究院，四川 绵阳 621000）

摘　要：针对航空发动机全流程测量中高温燃气流场测试问题，研制旋转式多截面多参数流场扫描测量装置。使用设计的旋转扫描测量段替代某型航空发动机原混合扩压段，通过控制测量段旋转实现周向测点加密，在航空发动机涡轮出口、加力燃烧室进口同时测量温度场、压力场、速度场、方向场等参数。开展试验验证了旋转扫描测量装置设计、温度/压力/速度多场同步测试布局设计、探针可靠性设计、大偏角高温燃气温度精确测量、大偏角复杂三维流场测量方案的可行性，之后在某型航空发动机整机试验工况下开展测试，验证了旋转式多截面多参数流场扫描测量装置的实际应用效果，为航空发动机性能评定、部件匹配研究工作提供了重要技术支撑。

关键词：航空发动机；高温；多场同步；旋转；测试
中图分类号：TB9；V231　　**文献标志码：**A　　**文章编号：**1674-5795（2024）06-0059-10

Multi field synchronous testing of high-temperature gas for aircraft engines

LIN Yin, GUO Daoyong, YIN Xiaoya, HUANG Mingjing
(AECC Sichuan Gas Turbine Research Establishment, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to solve the problem of high temperature gas flow field test in the whole process measurement of aero engine, a rotating multi-section and multi-parameter flow field scanning and measurement device was developed. The designed rotary scanning measurement section was used to replace the original hybrid diffuser section of a certain type of aero engine, the circumferential measurement point encryption was realized by controlling the rotation of the measurement section, and the temperature field, pressure field, velocity field, direction field and other parameters were measured at the turbine outlet and afterburner inlet of the aero engine at the same time. The feasibility of the design of the rotary scanning measurement device, the layout design of the temperature/pressure/velocity multi-field synchronous test, the reliability design of the probe, the accurate measurement of the temperature of high-temperature gas with a large declination angle, and the complex three-dimensional flow field measurement scheme with a large declination angle were verified by experiments. Then, tests were conducted under the test conditions of a certain type of aircraft engine to verify the practical application effect of the rotating multi-section and multi-parameter flow field scanning measurement device. This study provides important technical support for the performance evaluation and component matching research of aircraft engines.

Key words: aero-engine; high-temperature; mutil-field synchronous; rotation; measurement

收稿日期：2024-10-02；**修回日期：**2024-10-08
基金项目：工信部重大专项基础研究项目（J2019-X-XXXX-XXX7）
引用格式：林音，郭道勇，尹晓娅，等. 航空发动机高温燃气多场同步测试[J]. 计测技术，2024，44(6)：59-68.
Citation: LIN Y, GUO D Y, YIN X Y, et al. Multi field synchronous testing of high-temperature gas for aircraft engines[J]. Metrology & Measurement Technology, 2024, 44(6): 59-68.

0 引言

航空发动机涡轮、加力燃烧室、喷管等各个测量截面的气流温度、压力、速度是全流程测量中非常重要的参数。其中，涡轮出口、加力燃烧室进口气流在径向、周向和轴向存在不均匀现象[1-3]。涡轮出口气流周向偏转角会影响加力燃烧室的燃烧稳定性[4]。加力燃烧室进口温度局部温度过高会导致加力燃烧室发生烧蚀性故障[5]。航空发动机的混合器结构对涡轮出口内、外涵气流的掺混，以及加力燃烧室内的燃烧组织有重要影响[6-7]。在混合器进、出口同时开展高温燃气流场精确测量，可为航空发动机性能研究、部件匹配设计提供重要的数据支撑。

测量涡轮出口、加力燃烧室进口流场时，通常采用周向外插多支固定式多点探针的测试布局。为了降低接触式探针对流场的影响，可采用周向或径向移动探针扫场测量[8]。对航空发动机高温燃气流场进行移动扫场测量，既要保证测量段能够180°旋转，又要防止主流道高温燃气倒灌进发动机涡轮盘腔和旋转测量装置内部，这增加了探针、驱动结构等设计难度。

针对上述问题，本文研制了一种旋转式多截面多参数高温流场扫描测量装置，以设计的航空发动机内部可旋转扫描测量段替代原加力燃烧室混合扩压段，在航空发动机涡轮出口、加力燃烧室进口同步进行总温场、总压场、速度场和方向场测量，最大限度地缩减插入流道探针的数量，降低测量过程对流场的扰动影响，更加准确地获取非均匀高温燃气流场分布情况。利用某型航空发动机开展测试，验证旋转式多截面多参数流场扫描测量装置的应用效果。

1 流场测量装置总体设计

将某型航空发动机原混合器内锥段改装为可旋转扫描测量段(如图1所示)，通过外部伺服电机驱动其实现周向旋转。改装后混合器内锥段带动4种探针旋转完成流场扫描测量，获得涡轮支板后出口截面总温、总压、静压、速度、气流方向角，以及混合器出口截面的总温、总压。旋转扫描测量装置由涡轮出口/加力燃烧室进口两个测量截面内旋转式温度/压力探针、可旋转混合器内锥段、引线旋转轴、转轴传动结构件、位移机构及控制系统等部分组成。旋转扫描测量装置总体结构如图2所示。

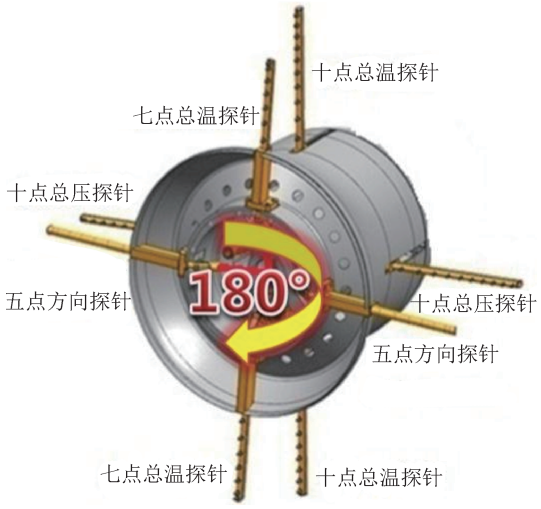


图1 旋转扫描测量段

Fig.1 Rotating scanning measurement section

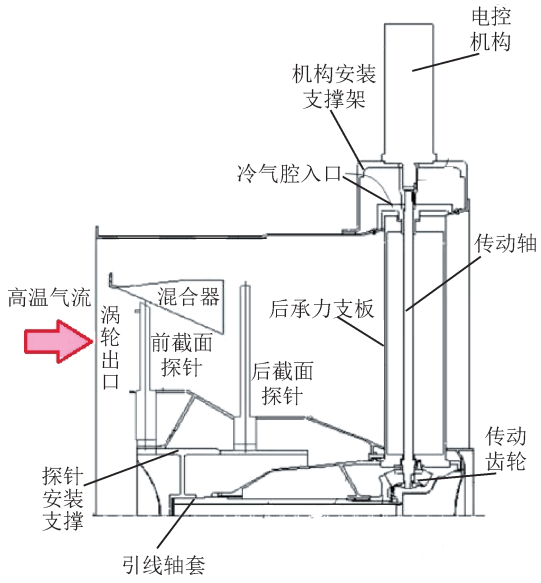


图2 旋转扫描测量装置总体结构

Fig.2 Overall structure of rotating scanning measurement device

2 多场同步测试布局

根据涡轮出口(支板后)、混合器出口(加力燃烧室进口)高温流场仿真结果，以及探针性能和结构强度初步评估结果，对多截面多场同步测试布

局、测试改装结构、测量装置在航空发动机上的装配工艺开展多轮迭代优化，确定在涡轮出口布置2支七点总温探针、2支五点五孔方向探针，在混合器出口布置2支十点总温探针、2支十点总压探针。

旋转扫描流场测量装置上同种探针周向间隔180°安装。高温燃气多场同步测试布局如表1所示，温度/压力参数测量装置轴向安装布局如图3所示。当航空发动机处于稳定工况状态时，测量装置沿周向每间隔5°采集一次数据，测量段从基准0°旋转至180°完成一次流场数据采集，获取涡轮支板后出口截面总温场、总压场、速度场、方向场，以及混合器出口截面总温场、总压场。

表1　流场测试布局

Tab.1　Flow field testing layout

测量截面	探针类型	测试布局
涡轮出口	七点总温探针	2×7（径向等环）
	七点三孔方向探针（初始方案）	2×7（径向等环）
	五点五孔方向探针（优化方案）	2×5（径向等环）
混合器出口	十点总温探针	2×10（径向等环）
	十点总压探针	2×10（径向等环）

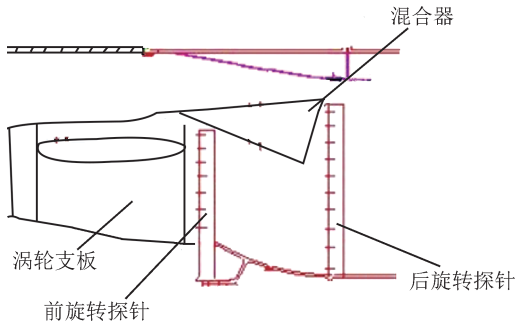


图3　温度/压力参数测量装置轴向安装布局

Fig.3　Layout of the axially mounted temperature/pressure parameter measuring device

3　探针设计

3.1　探针可靠性设计

探针可靠性是保证试验安全和获取有效数据的关键。为了减小探针的外型对流场的影响，并提高温度探针测试精度，温度、压力、方向探针主流区内结构均无冷却。开展探针材料选择、结构设计、工艺方法验证、强度考核试验，优化探针性能，最终在航空发动机流道内1 000 K以上高温燃气环境及旋转段内部高温狭小腔室的试验中，探针的耐温性、耐磨性、绝缘性、密封性、可靠性均符合要求。此外，增加了引线降温措施，在装配和试验中，引线的抗拉伸性、结构安全性、可靠性均符合要求。

总温、总压探针主体支杆截面为小流阻异型面，方向探针主体支杆截面为圆柱形，探针总体结构设计如图4所示。流道内探针结构件均选用高温合金材料制造，结构件之间采用激光焊方式连接，减小焊接高温影响区域，保证结构强度。总压探针和方向探针内腔灌封耐高温无机胶粘剂，在振动环境下固定保护内部测压管。温度探针热电偶丝采用双层耐700 ℃纤维绝缘偶丝，每支探针引线最外部套金属屏蔽套保护；探针引线根部最外层增加弹簧护套，在弯折、旋转等情况下，温度引线的绝缘性、可靠性、耐磨性均符合要求。

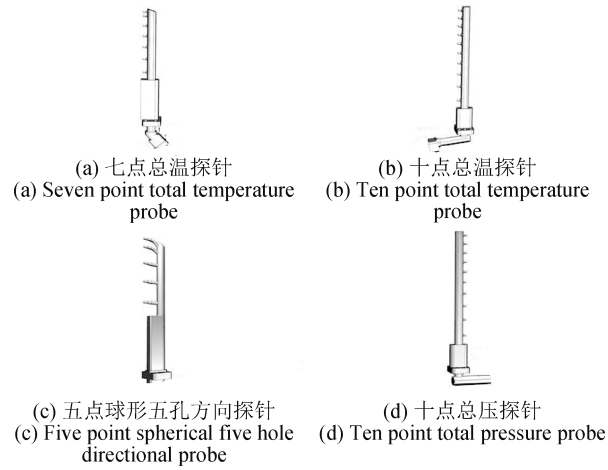
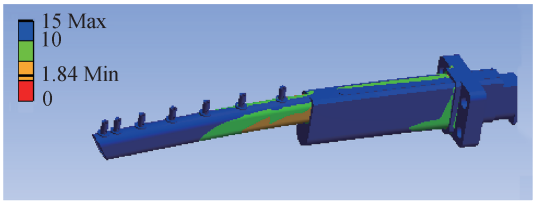


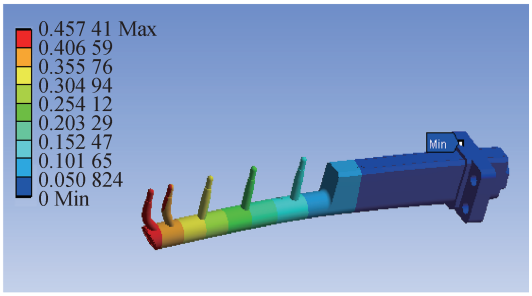
图4　探针总体结构设计

Fig.4　Overall structure design of probe

根据航空发动机气动环境参数和振动环境条件，开展探针结构强度仿真计算分析，温度探针和五孔方向探针强度计算结果如图5所示。航空发动机最大工况下探针安全系数大于1.5。按照GJB 150.16A-2009《军用装备实验室环境试验方法 第16部分：振动试验》[9]要求开展强度考核试验，探针主体、焊缝等经探伤检查无损坏缺陷，试验结



(a) 仿真计算安全系数
(a) Simulation calculation of safety factor



(b) 仿真计算形变量
(b) Simulation calculation of deformation

图 5 温度探针和五孔方向探针强度计算结果

Fig.5 Strength calculation results of temperature probe and five hole directional probe

果表明：所有探针主体结构强度可靠。

为防止流道内高温燃气倒灌对探针内部温度引线造成破坏，保证温度探针引线的可靠性，从航空发动机外部通过传动组件路径引入低温空气，对旋转测量段内腔室进行降温，同时采用 K 型铠装热电偶监测旋转测量段腔内温度，控制调节供给冷气流量，使腔室内监测位置处温度不大于 700 ℃。

3.2 大偏角复杂高温流场温度探针设计

利用温度探针进行稳态温度测量时，通常存在分度误差、导热误差、速度误差和辐射误差。温度探针测温误差分析模型如图 6 所示，其中，q_c 为燃气对热电偶传热量，q_r 为热电偶与周围冷壁面辐射热量，q_h 为热电偶沿支撑结构件传导热量。七点总温探针和十点总温探针主体无冷却，探头均设计有屏蔽罩结构，可有效降低辐射误差，也可降低气流偏角对测温精度的影响[10-12]。本文设计的总温探针基于直径 Φ0.5 mm 的 K 型热电偶丝制造，偶丝长径比为 7，在保证探针强度符合要求的前提下，尽可能地降低导热误差。

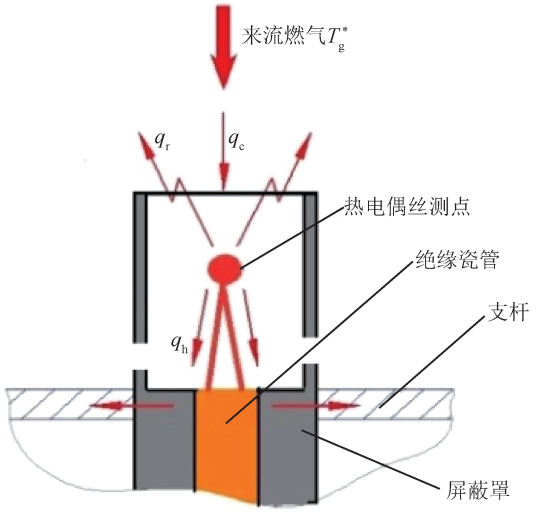


图 6 温度探针测温误差分析模型

Fig.6 Analysis model of temperature probe measurement error

利用校准风洞进行总温恢复特性试验，获得探针的温度恢复系数 r，再采用式(1)进行修正计算[9]，降低温度探针速度误差对测温精度的影响，从而获得更加准确的气流温度值。

$$T^* = \frac{1+(k-1)\cdot M^2/2}{1+r\cdot(k-1)\cdot M^2/2} T_{测} \tag{1}$$

式中：T^* 为经误差修正计算之后的燃气流总温，$T_{测}$ 为受感部直接测量温度，k 为气体绝热指数，M 为马赫数。

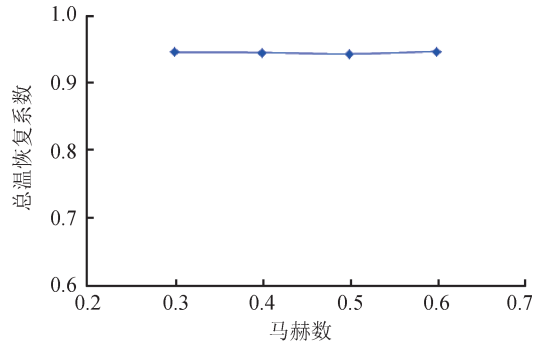
利用亚音速校准风洞开展总温探针总温恢复特性试验，结果如图 7 所示。当试验马赫数为 0.3 ~ 0.6，试验气流角为 0°时，七点总温探针的 r 在 0.947 ~ 0.951 之间，十点总温探针的 r 在 0.942 ~ 0.949 之间。

根据总温恢复特性试验结果对测温误差进行修正，在涡轮出口 T^* = 1 273 K、M = 0.6、气流角为 0°的工况条件下，进口七点总温探针的 $r \approx 0.951$。导热误差影响试验中的直接测量温度 $T_{测}$ 比燃气总温 T^* 低约 3.8 K，通过式(2)可修正 −0.3% 的测量误差。

$$\delta T_{测} = \frac{T_{测} - T_g^*}{T_g^*} \times 100\% = \left(\frac{1+r\cdot(k-1)\cdot M^2/2}{1+(k-1)\cdot M^2/2} - 1\right) \times 100\% \tag{2}$$

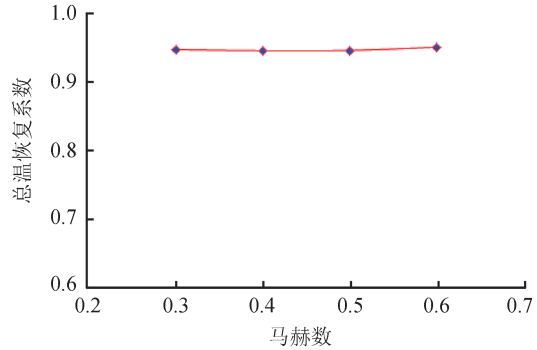
式中：$\delta T_{测}$ 为测温相对误差，T_g^* 为燃气总温。

根据总温恢复特性试验研究结果进行分析：当 M 为 0.3 ~ 0.6 时，开展气流偏角对总温恢复特性的影响研究，校准气流角度对测温精度影响分析如表 2 所示。当气流偏角大于 30°时，若使用校准气流角 0°对应的总温恢复系数 r 修正测温值，带



(a) 七点总温探针总温恢复特性曲线

(a) Seven point total temperature probe total temperature recovery characteristic curve



(b) 十点总温探针总温恢复特性曲线

(b) Ten point total temperature probe total temperature recovery characteristic curve

图7　总温探针总温恢复特性试验结果

Fig.7　Test results of total temperature recovery characteristics of total temperature probe

来的测温误差不大于-0.3%。可应用校准气流角0°条件下的试验数据对测温结果进行修正，在涡轮、混合器出口 T^* = 1 273 K、M = 0.6、气流角范围为±30°条件下，高温流场中速度误差引入的测温误差不大于-0.6%。

3.3　大偏角复杂速度场测量探针设计

对比了多点圆柱形三孔方向探针和多点球形五孔方向探针在涡轮出口流场测量应用中的优、劣势，虽然多点圆柱形三孔方向探针结构简单易实现、径向测点数量多，但仅能实现周向气流角测量，不适用于径向角度变化范围较大的流场测量[13-15]。在涡轮出口使用圆柱形三孔方向探针扫场进行测试，在径向气流较大时，气流角超出了圆柱形三孔方向探针的有效角度测量范围，导致无法准确计算周向气流角。多点球形五孔方向探针结构复杂、设计难度大，但可实现周向和径向角度的同步测量，且有效测量角度可达-36° ~ 36°。根据涡轮出口流场气流变化范围，最终确定采用多点球形五孔方向探针进行大偏角的三维速度场和方向场测量。

表2　校准气流角度对测温精度影响分析

Tab.2　Analysis of the influence of calibrating airflow angle on temperature measurement accuracy

校准试验气流偏流角/(°)	由r引入的测温相对误差/%			
	M = 0.3	M = 0.4	M = 0.5	M = 0.6
4	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1
21	-0.1	-0.1	-0.2	-0.2
30	-0.1	-0.2	-0.3	-0.3

涡轮支板后气流温度超过1 000 K，且燃气流方向变化梯度大，多支球形五孔方向探针集成在同一支探针上开展高温燃气速度、角度测量，需同时考虑探针结构强度可靠性和气动特性。经多轮迭代仿真分析，确定探针总体结构，如图8所示。五孔方向探头外部为半球形，探头(如图9所示)外径Φ3.5 mm，总压测孔与4处静压测孔平行，探头至支杆前缘距离为26 mm。多点球形五孔方向探针在涡轮出口流场中气动性能仿真分析结果如图10所示，5个测点处，五孔探头不受后端支杆扰流影响，方向探头可在未受支杆影响区内测量。支杆采用高温合金材料制造，流道内为外径Φ14 mm、壁厚2 mm的圆管结构，与流道外后端支撑段设计为一体化结构。

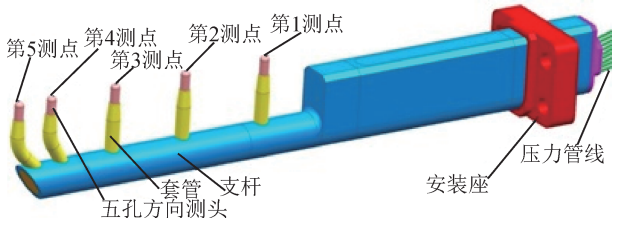


图8　多点球形五孔方向探针总体结构

Fig.8　Overall structure of multi-point spherical five hole directional probe

按照GJB 150.16A-2009《军用装备实验室环境试验方法 第16部分：振动试验》[9]要求，利用振动试验台对多点球形五孔方向探针开展强度考核试验，旋转式五点五孔方向探针振动试验安装形式如图11所示。振动环境试验结果表明：振动

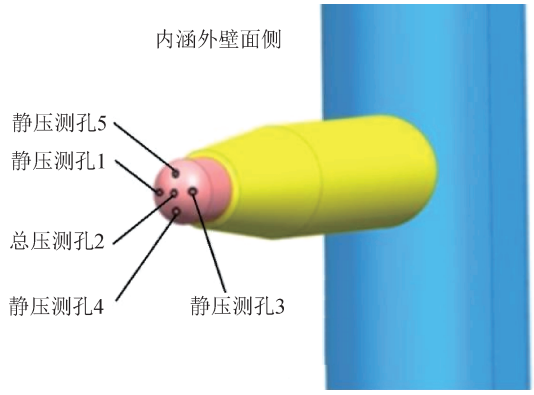
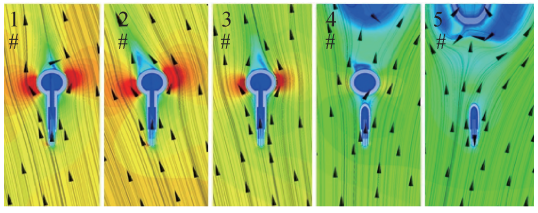
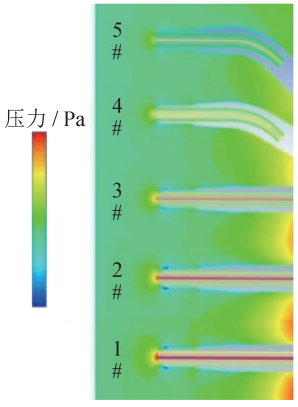


图 9 多点球形五孔方向探针探头结构

Fig.9 Multi-point spherical five hole directional probe structure



(a) 第1 ~ 5测点探头处周向气流速度分布仿真结果
(a) Simulation results of circumferential airflow velocity distribution at probe point 1 ~ 5



(b) 第1 ~ 5测点探头处径向气流压力分布仿真结果
(b) Simulation results of radial airflow pressure distribution at probe point 1 ~ 5

图 10 多点球形五孔方向探针在涡轮出口流场中气动性能仿真分析结果

Fig.10 Simulation analysis results of aerodynamic performance of multi-point spherical five hole directional probe in turbine outlet flow field

试验后主体结构和焊缝无明显缺陷，探针结构强度可靠。

如图 12 所示，利用风洞试验器开展多测点球形五孔方向探针气动性能试验研究。试验马赫数范围为 0. 3 ~ 0. 8，部分试验结果如图 13 所示，各测点总压、静压、方向特性均良好。采用多点五孔方向探针数据处理方法，获得燃气总压、速度、周向角度和径向角度。试验结果表明：多测点球形五孔方向探针有效测量角度为−36° ~ 36°，应用角度范围内，总压最大测量误差不超过± 0. 1%，角度测量误差不超过± 0. 5°，速度测量误差不超过± 1%。

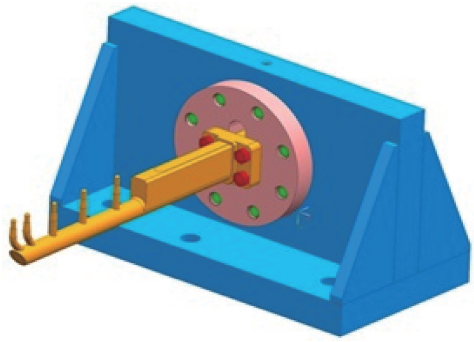


图 11 旋转式五点五孔方向探针振动试验安装形式

Fig.11 Installation form of rotary five point five hole directional probe vibration test

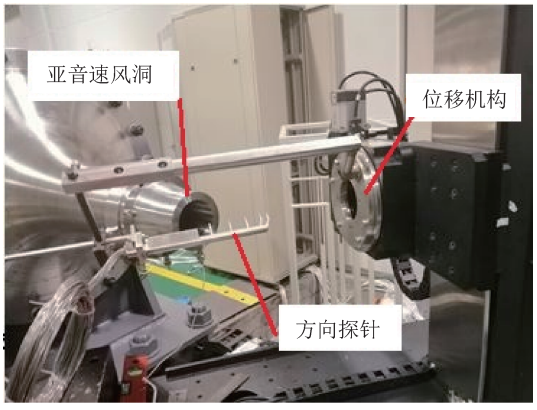


图 12 五孔方向探针在亚音速风洞开展气动特性试验

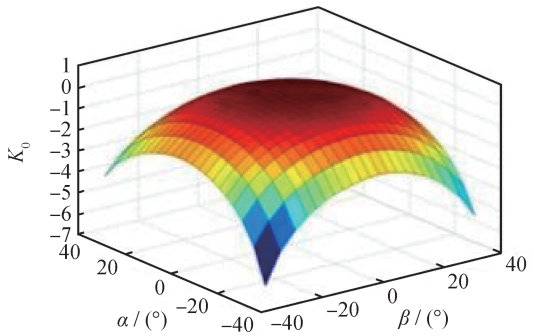
Fig.12 Aerodynamic characteristic tests in subsonic wind tunnel with five hole directional probe

4 应用验证

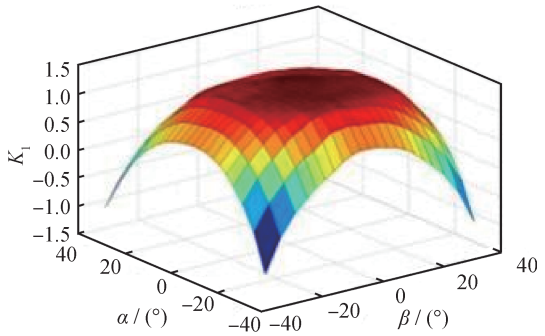
在某型航空发动机整机试验工况下，开展旋转式多截面多参数流场扫描测量装置应用验证试验，获得了大量的有效流场试验数据。下面根据试验数据进行结果分析。

4.1 总温场测试数据分析

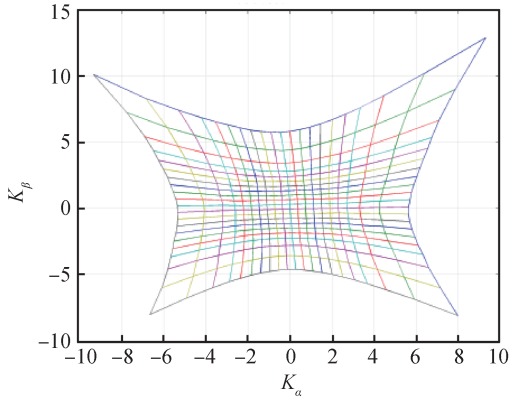
1）通过应用验证试验，获得了涡轮出口和混合器出口有效温度场数据。涡轮出口总温场测量数据分析结果如图 14 所示，混合器出口总温场测量数据分析结果如图 15 所示。



(a) 总压特性图
(a) Total pressure characteristic diagram



(b) 静压特性图
(b) Static pressure characteristic diagram



(c) 方向特性图
(c) Directional characteristic diagram

图 13　五孔方向探针气动特性部分试验结果

Fig.13　Partial test results of aerodynamic characteristics of five hole directional probe

2）根据涡轮出口和混合器出口总温场数据分析可知，温场周向分布不均匀。

3）根据试验比对数据分析可知，涡轮出口和混合器出口总温分布趋势基本一致，量值相当。

4.2　总压场测试数据分析

1）通过应用验证试验，获得了涡轮出口和混合器出口有效总压场。涡轮出口支板后总压场测试数据分析结果如图 16 所示，混合气出口总压场测试数据分析结果如图 17 所示。

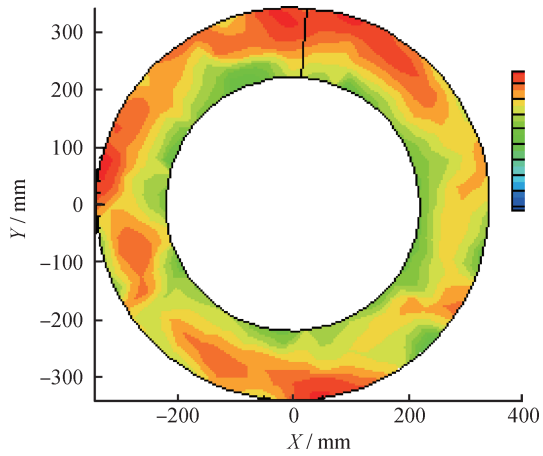


图 14　涡轮出口总温场测量数据分析结果

Fig.14　Analysis results of total temperature field measurement data for turbine outlet

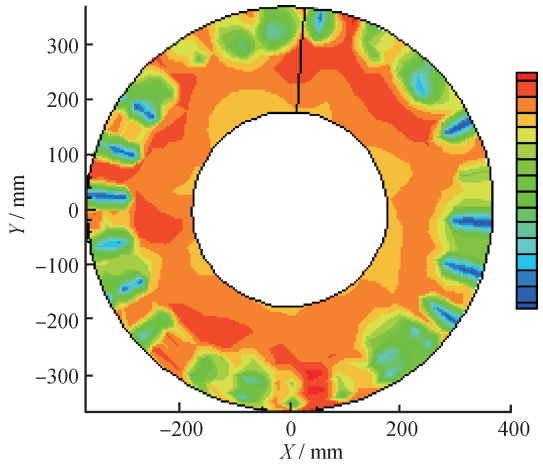


图 15　混合器出口总温场测量数据分析结果

Fig.15　Analysis results of total temperature field measurement data for mixer outlet

2）分析涡轮出口和混合器出口总压场数据可知，总压分布基本均匀。

3）分析试验比对数据可知，涡轮出口和混合器出口总压分布趋势基本一致。

4.3　速度场测试数据分析

1）通过应用验证试验，获得了涡轮出口有效速度场。涡轮出口支板后速度场测试数据分析结果如图 18 所示。

2）分析涡轮出口（支板后）截面速度场数据可知，速度分布基本均匀。

3）内环局部存在高速区、低速区。这与涡轮支板和混合器结构呈非对称分布，以及涡轮和混

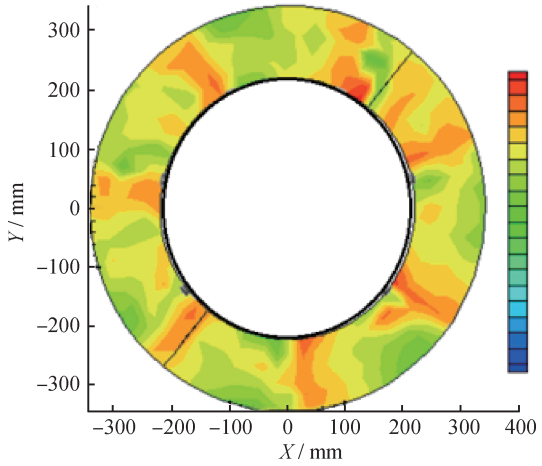


图 16 涡轮出口支板后总压场测试数据分析结果

Fig.16 Analysis results of total pressure field measurement data after turbine outlet support plate

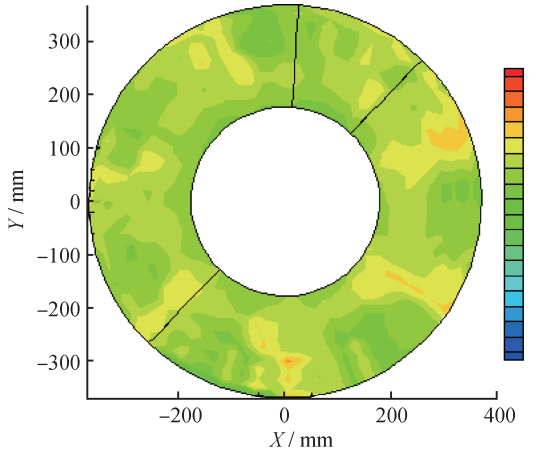


图 17 混合气出口总压场测试数据分析结果

Fig.17 Analysis results of total pressure field measurement data at the outlet of the mixer

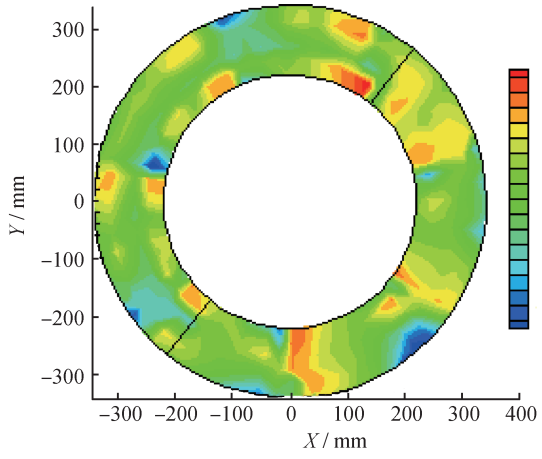


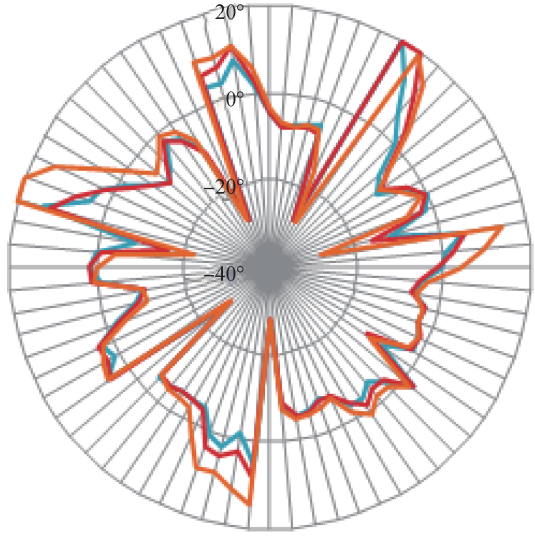
图 18 涡轮出口支板后速度场测试数据分析结果

Fig.18 Analysis results of velocity field measurement data after turbine outlet support plate

合器内部的冷却气孔分布相关。

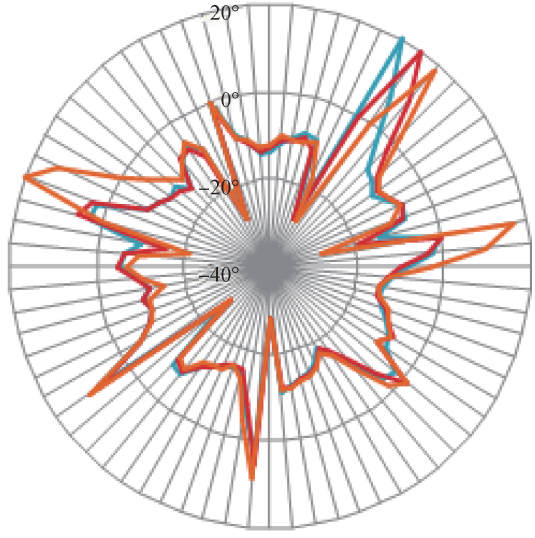
4.4 方向场测试数据分析

1）通过应用验证试验，获得了涡轮出口有效方向场。涡轮出口方向场周向气流角度测试数据分析结果如图 19 所示。



(a) 径向测点1角度分布

(a) Radial measuring point 1 angle distribution



(b) 径向测点2角度分布

(b) Radial measuring point 2 angle distribution

图 19 涡轮出口方向场周向气流角度测试数据分析结果

Fig.19 Analysis results of circumferential airflow angle measurement data for turbine outlet direction field

2）局部气流角超过探针角度测量范围。

3）流场中存在较为明显的流场分离区。流场分离区分布位置与航空发动机仿真计算分析结果相吻合。

5 结论

1）根据航空发动机全流程测量中高温燃气流场测试需求，研制了旋转式多截面多参数流场扫描测量装置。测量装置对流道堵塞比小、测点数量多、测量准确度高。

2）测量装置在某型航空发动机获得成功应用，测点有效率高，获取了涡轮出口和加力燃烧室进口温度场、压力场、速度场、方向场详细数据，实现了航空发动机高温燃气多截面、多参数流场同步测量，为航空发动机性能评定、涡轮与加力燃烧室性能匹配研究等提供了技术支撑，同时温度场数据可为后续数控机载温度探针布置优化提供参考。

3）基于旋转式多截面多参数流场扫描测量装置的测试技术可推广应用于航空发动机涡轮、加力燃烧室、喷管高温流场测试等领域。

参考文献

[1] 蔡明权，黄晓锋，邓恺，等. 进口速度畸变以及涵道比对波瓣混合器性能影响的试验研究[J]. 推进技术，2019，40(2)：307-314.
CAI M Q，HUANG X F，DENG K，et al. Experimental study on the influence of import speed distortion and bypass ratio on the performance of a lobe mixer[J]. Propulsion Technology，2019，40(2)：307-314.（in Chinese）

[2] 张晓东，姜正礼，赵旺东. 五孔探针在涡轮导向器出口流场测量中的应用[J]. 燃气涡轮试验与研究，2010，23(4)：44-48.
ZHANG X D，JIANG Z L，ZHAO W D. Application of five hole probe in flow field measurement of turbine guide outlet[J]. Gas Turbine Test and Research，2010，23(4)：44-48.（in Chinese）

[3] 熊兵，陈洪敏，文璧，等. 基于五孔压力探针技术的涡轮转子出口流场测量[J]. 燃气涡轮试验与研究，2012，25(1)：6-10.
XIONG B，CHEN H M，WEN B，et al. Measurement of turbine rotor outlet flow field based on five hole pressure probe technology[J]. Gas Turbine Test and Research，2012，25(1)：6-10.（in Chinese）

[4] 李锋. 某型发动机涡轮出口流场对加力燃烧室性能影响数值分析[R]. 绵阳：中国燃气涡轮研究院，2013.
LI F. Numerical analysis of the influence of turbine outlet flow field on the performance of afterburner combustion chamber in a certain type of engine[R]. Mianyang：China Gas Turbine Research Institute，2013.（in Chinese）

[5] 张孝春，孙雨超，刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机，2014，40(2)：24-60.
ZHANG X C，SUN Y C，LIU T. Overview of advanced combustion chamber design technologies[J]. Aero Engine，2014，40(2)：24-60.（in Chinese）

[6] 张哲衡，王东明，张宝华，等. 波瓣混合器流场试验[J]. 航空动力学报，2014，29(8)：1761-1768.
ZHANG Z H，WANG D M，ZHANG B H，et al. Experimental study on flow field of lobe mixer[J]. Journal of Aeronautical Dynamics，2014，29(8)：1761-1768.（in Chinese）

[7] 狄虎威，单勇，高家春，等. 加力燃烧室用齿冠状混合器的数值研究与验证[J]. 航空动力学报，2012，27(8)：1718-1725.
DI H W，SHAN Y，GAO J C，et al. Numerical study and verification of tooth crown mixer for afterburner combustion chamber[J]. Journal of Aeronautical Dynamics，2012，27(8)：1718-1725.（in Chinese）

[8] 黄春峰. 航空涡轮发动机静态和瞬态压力、温度测量探针技术译文集[DB]. 中国燃气涡轮研究院，2004.
HUANG C F. Translation collection of static and transient pressure and temperature measurement probe technologies for aviation turbine engines[DB]. China Gas Turbine Research Institute，2004.（in Chinese）

[9] 中国人民解放军总装备部. 军用装备实验室环境试验方法 第16部分：振动试验：GJB 150.16A-2009[S]. 2009.
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. Environmental testing methods for military equipment laboratories —— Part 16：Vibration test：GJB 150.16A-2009[S]. 2009.（in Chinese）

[10] 吕崇德. 热工参数测量与处理[M]. 北京：清华大学出版社，2001.
LYU C D. Measurement and processing of thermal parameters[M]. Beijing：Tsinghua University Press，2001.（in Chinese）

[11] 杨灿，吴伟力，熊义彬，等. 航空发动机燃烧室出口高温热电偶校准技术[J]. 航空动力学报，2016，31(4)：769-774.
YANG C，WU W L，XIONG Y B，et al. Calibration technology for high-temperature thermocouples at the outlet of

aircraft engine combustion chambers[J]. Journal of Aeronautical Power, 2016, 31(4): 769-774. (in Chinese)

[12] 杨伟平, 张伟昊, 邹正平, 等. 屏蔽式总温热电偶的稳态误差分析及改型设计[J]. 航空动力学报, 2018, 33(11): 2784-2795.
YANG W P, ZHANG W H, ZOU Z P, et al. Steady state error analysis and modified design of shielded total temperature thermocouple [J]. Journal of Aeronautical Power, 2018, 33 (11): 2784-2795. (in Chinese)

[13] 符澄, 彭强, 李先锋, 等. 亚声速气流中五孔探针的校准及应用[J]. 实验流体力学, 2011, 25(3): 87-90.
FU C, PENG Q, LI X F, et al. Calibration and application of five hole probe in subsonic airflow[J]. Experimental Fluid Dynamics, 2011, 25 (3): 87-90. (in Chinese)

[14] 侯敏杰, 刘方余. 球面压力五孔探针的校准与使用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997(2): 37-41.
HOU M J, LIU F Y. Calibration and use of spherical pressure five hole probe [J]. Gas Turbine Testing and Research, 1997(2): 37-41. (in Chinese)

[15] GONSALEZ J C, ARRINGTON E A. Five-hole flow angle probe calibrationfor the NASA Glenn icing research tunnel [R]. 1999.

(本文编辑: 刘圣晨, 贾钧洁)

第一作者: 林音(1988—), 女, 高级工程师, 主要研究方向为航空发动机测试技术。