

航空发动机进口压力流场介入式测量方法研究

张晓飞 郭佳男 任智勇 叶 飞

(中国飞行试验研究院 西安 710089)

摘 要: 为获取航空发动机进口压力流场更丰富地数据,本文采用探针融合的理念,设计了能实现流场单点的总压低频/高频、静压低频同步测量的复合压力探针,并进行装机试飞验证。试验表明:配装新型压力探针的测量耙堵塞比 0.56%,结构强度满足装机要求,同步测量发动机进口的稳态总压场、稳态静压场、动态总压场,流场数据丰富、准确;采用引压管方式比直接采用动态压力传感器方式,测量获得数据具有小量的时间滞后性。因此,为降低消除管路容腔效应的影响、保证进/发相容性飞行试验数据测量准确性,一方面应对进气道流场测量系统引压管路布置方案进行最短距离优化,另一方面稳态试验点至少保持 3 s 以上。

关键词: 进/发相容性;测量耙;压力探针;流场测量;飞行试验

中图分类号: V217+22;TN06 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.5020

Research on insertion measuring method of the inlet pressureflow field of aero-engine

Zhang Xiaofei Guo Jianan Ren Zhiyong Ye Fei

(China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: To obtain more abundant data on the inlet pressure flow field of aero-engine, this paper adopts the concept of probe fusion and designs a composite pressure probe capable of simultaneously measuring single-point total pressure (low-frequency/high-frequency) and static pressure (low-frequency) in the flowfield. The probe has been developed, installed on an aircraft for flight testing, and validated. The results demonstrate: the newly equipped pressure probes exhibit a blockage ratio of 0.56%, with structural strength meeting installation requirements. Flight tests have successfully captured synchronized measurements of the steady-state total-pressure field, steady-state static-pressure field, and dynamic total-pressure field at the engine inlet, providing abundant and accurate flowfield data; compared to directly using dynamic pressure sensors, employing pressure tubes introduces a slight time lag in the measured data. Therefore, to minimize the impact of pipeline cavity effects and ensure the accuracy of measurement data in inlet/engine compatibility flight tests, on the one hand, the pressure routes for the inlet flow field measurement system be optimized for the shortest distance. On the other hand, the steady-state test points should be maintained for at least 3 seconds or more.

Keywords: inlet engine compatibility; measuring rake; pressure probe; flow field measur; flight test

0 引 言

进气道测量耙被广泛用于航空发动机高空台试验、台架试验、飞行试验等中^[1-5],测量发动机进口截面压力场、温度场或速度场,计算流道空气流量、流场畸变指数,为评估发动机稳定性、飞机进气道与发动机相容性提供数据支持。相对而言,飞行试验用测量耙要求更为严苛,一方面要在保证流场测量准确性前提下,测量耙的耙臂数、压力探针数要尽可能少,以适配机上有限空间的测试系统构建条件;另一

方面要具有更高可靠性^[6-7],以满足飞行机载振动环境,防止试飞中出现结构性损伤。

针对测量耙及探针这种介入式测量方案,国内学者一方面采用数值仿真、试验等手段,研究了测点数、测点位置、测量耙尺寸、位置等因素对流场测量结果的影响,获得一些具有工程使用价值的研究成果,如:空气流量误差主要源于压力测量误差,增加测试点数量可以提高测量精度、测量截面应与耙体保持足够距离、静压与总压测量截面应布置在同一轴向位置等^[8-9],有助于改进方案的技术细节,提高压

力场测量的准确性。另一方面围绕航空发动机进口流场的需求,设计多样化的测量耙/探针并使用验证^[10-12],如:测量附面层厚度的附面层压力组合测量耙、面向流场旋流畸变的五孔探针式测量耙、基于热电偶的动态温度场测试耙,极大地提升了航空发动机进口流场工况的测量能力。同时,测量耙及探针的使用安全性研究也受到关注,采用有限元分析等研究测量耙的固有频率、模态等^[13-14],优化结构使得测量耙固有频率避开发动机转动频率时能规避其结构损伤。综合上面可以看出,国内目前对于航空发动机进口流场介入式测量方案研究,聚集通过测量耙获取单一属性的流场信息,如总压场、温度场、动态压力场;然而工程中关键指标计算与流场分析,往往需要同一位置处多种属性的流场信息,如:精确的流场计算需要同一测点处的总压、静压、总温,压力畸变评估时全流场动态畸变比0.9 R处的表征更为全面。

除了国内测量耙的研究方向和方法外,国外一方面采用新方法研究测量耙测量流场的准确性,如:设计适用于超音速流场测量的新型压力探针,并挂载F-15B试验机机腹下校准验证^[15];在地面台架试验时在发动机进排气口加装旋转式测量耙^[16],探索连续扫描式精确测量全域压力场的新方法;另一方面针对工程使用简易性,对测量耙测量方案进行衍变,如:使用发动机进口导流支板替代测量耙耙臂,将压力探针耦合到导流支板前缘上,消除加装测量耙对流场干扰及发动机性能的影响;探索基于进气机匣和中心整流帽罩的壁面静压确定总压流畸变的非介入式测量的新方法等。

为研究改进航空发动机进口空气流量、总压畸变工程测量的方案,需要同步测量AIP面上不同压类型压力场,本文在分析传统测量耙方案的特点后,基于对传统压力探针结构,设计一种新结构形式的压力探针,测量耙通过地面和装机验证;同时利用试验数据分析,两种总压测量方法差异,提出工程使用的建议。

1 流场测量方案分析

1.1 流场测量方案

通常以GJB/Z-2004《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南》、ARP1420-2017C《Gas Turbine Engine Inlet Flow Distortion Guidelines》中推荐方法为基础,综合考虑飞机进气道吹风试验获得流场图谱、进气道结构特点,具体设计飞机进气道AIP面流场测点分布、测量耙的方案。通常,采用径向等环面、周向等角度均布方法设计“水”或“米”字形方案,布置 $5 \times 6 = 30$ 或 $5 \times 8 = 40$ 稳态总压探针以获取AIP面稳态总压流场,评估稳态总压畸变分量;采用径向0.9 R处、周向等角度方法布置 $1 \times 6 = 6$ 或 $1 \times 8 = 8$ 个动态压力探针获取AIP面特征位置处压力场扰动,用于评估动态总压畸变分量;此外,采用周向等角度方法均布测量壁面静压,用于空气流量计算,其周向位置与稳

态总压探针周向位置间均匀间隔;图1为F/A-18 HARV研究机进气道出口的“米”字形方案,包含有40个稳态总压探针和8个壁面静压孔。

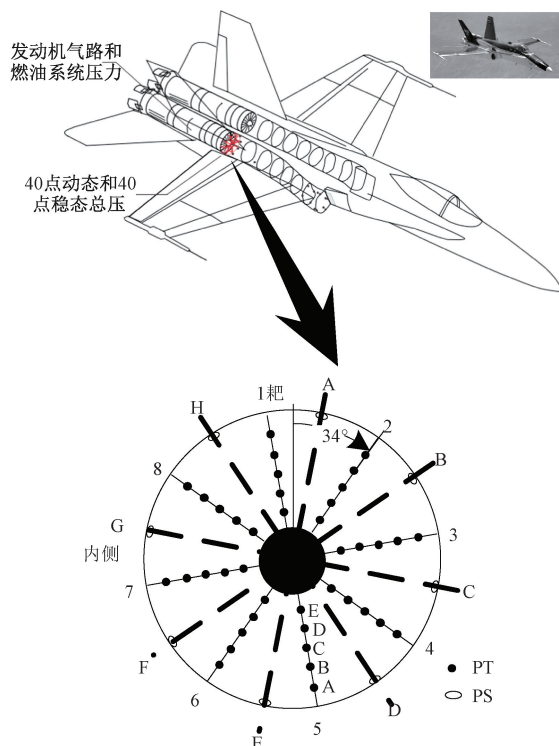


图1 F/A-18 HARV研究机AIP面流场测量方案

Fig. 1 Measurement scheme for flow field on the AIP of F/A-18 HARV aircraft

工程中,有时出于流场精细研究需要加密周向或径向测点,有时会整体偏转一定角度而非标准的“水”或“米”字形,有时为了规避机上结构干涉可能会调整周向局部位置从而使其非等角度均布。

1.2 测量耙及探针

飞行试验中,对飞机进气道出口与发动机进口之间流道结构进行二次改装设计,以适配进气道测量耙、壁面静压座加装。图2为飞机进气道与发动机间特制过渡段上加装测量耙等,其中进气道测量耙主要由耙臂与气动探针两部分组成,气动探针通常为按等环面均布的稳态总压探针集,正对来流方向,通过引压管将来流引至各压力传感器处;动态压力探针可以布置在单独耙臂上,也可以集成到稳态总压探针所在耙臂上,考虑到流道加装测量耙堵塞比的要求,工程中常采用后者集成的方案。壁面静压座采用外插式加装,其上引压管与流道内壁光滑平齐。

1.3 测量流场的特点

图2所示的测量获得流场具有以下特点:

1)测得总压、静压不属于同一截面

方案中测量耙耙臂与壁面静压座周向等角度交叉分布在同一轴向位置,考虑到压力探针长度尺寸,测壁面静压测

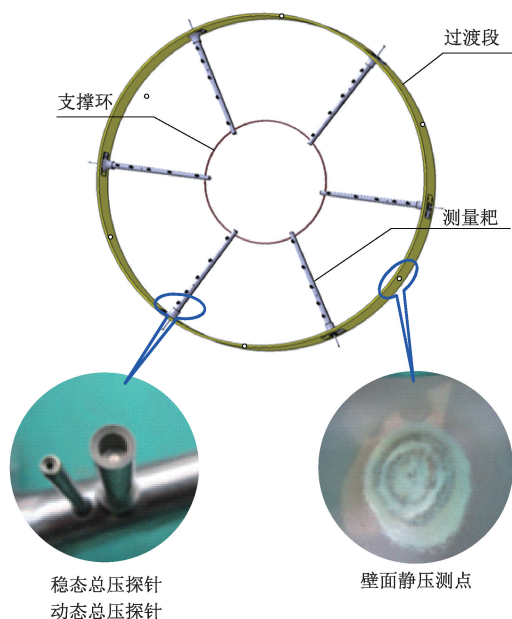


图 2 发动机进口加装的流场测量装置

Fig. 2 Flow field measurement device installed at the engine inlet

点截面位于总压测点截面下游位置,测量的流场总压、静压不在同一截面,如图 3 所示。这意味着空气流量计算时,总压与静压会选用不同截面位置流场信息。文献[9]数值模拟情况也映证这一现象,相对来流,测量耙插入处截面流场静压突然变小,从而导致计算的流量存在较大误差。

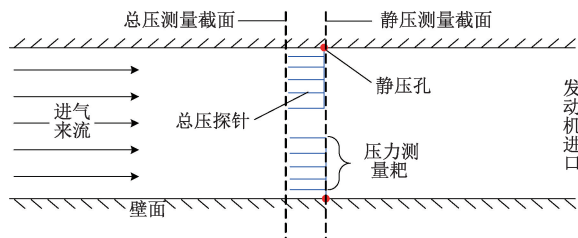


图 3 不同截面压力测量

Fig. 3 Pressure measurement at different cross-sections

2) 获得 AIP 上丰富的稳态总压和有限动态总压信息

图 4 为两种压力探针在 AIP 上的探针位置分布。6 支测量耙共 30 个稳态总压探针覆盖 AIP 面,获得整个总压压力流场的信息;6 支测量耙的动态总压探针仅获得 AIP 面 $0.9 R$ 特征环上的总压扰动,测点压力这些数据可以用于飞机常规包线飞行域内 AIP 面上动态总压畸变指数—率流度的计算。该方法被工程验证适用常规飞行包线和迎角区,然而,对于过失速区超大迎角飞行区域,进气道流场特性不可知,现有动态总压畸变测量方案是否可行还需要研究。

针对上述两项流场测量方案的特点,深入研究其对压力畸变、流量的测量的影响,为此对图 2 所示测量耙及压力探针进行改进,以同步获取同一轴向位置截面上稳态总压、稳态静压、动态总压的三维度压力场。

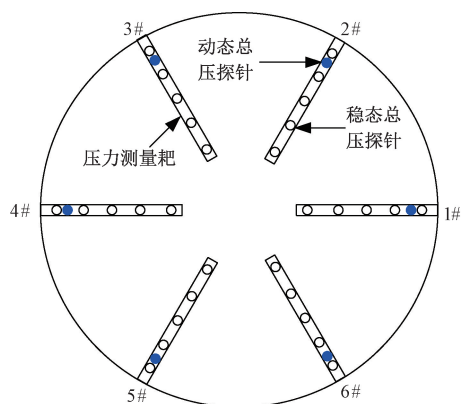


图 4 AIP 上压力探针分布

Fig. 4 Pressure probe distribution on AIP

2 测量耙设计改进

2.1 压力探针设计优化

在对总压管式探针、皮托管式探针、动态压力传感器的测量原理和结构形式分析研究的基础上,按照功能实现→结构优化→堵塞比要求满足的优化改进思路,采用探针融合的设计方法,最终设计实现流场同一位置处稳态总压、动态总压、稳态静压同步测量的压力探针,如图 5 所示。

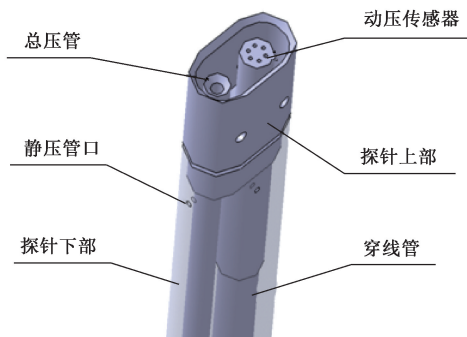


图 5 新型压力探针

Fig. 5 New type of pressure probe

新型探针整体表现为皮托管式,总压管、动压传感器分别实现有稳态总压、动压感受,总压管、动压传感器空线管外壁与复合探针保护套内壁构成感受静压的静压腔。探针侧壁上开导流孔,以防止出现死腔;探针侧壁上静压孔与导流孔周向位置均布错开。探针外形设计成“腰柱”形,以维持测量耙厚度不变,继而堵塞比不会增大。

探针感受静压同时受探针头部效应、耙臂支撑杆效应的共同影响,两种效应分别表现为测量的负、正误差,理论上探针长度、静压孔位置设计最佳时二种效应的误差互相抵消,工程中考虑到测量耙结构强度要求,探针长度、静压孔位置受限。参照亚音速静压管特性图,在探针长度保持不变,静压孔位置从原先 3:8 调整至 3:5,静压测量误差为 3%。

2.2 测量耙强度验证

用新设计压力探针在测量耙上原位替换原有压力探针,并对内部引压管路线、线缆等进行适应性改进。结构强度是测量耙与探针设计中考虑的关键因素。参考按照 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》,加工新测量耙试验件开展振动试验,以验证其能否承受工作环境下振动条件并正常工作。

采用频率相对变化幅值这个参数来衡量测量耙振动试验前后自振频率变化,公式为:

Δf_n = (|f'_n - f_n| / f_n) × 100% (1)

式中: f_n 为最初扫频试验结果,单位为 Hz; f'_n 为最终扫频试验结果,单位为 Hz; n 为自振频率阶次。

表 1 对比了测量耙振动试验前后 3 个方向一、二阶自振频率变化情况。数据表明:振动试验前后,测量耙 3 个方向自振频率均发生变化,然而整体看均变化不显著;3 个方向上,一阶频率变化相对幅度均较小,均小于 1%;各个方向上二阶频率变化均大于二阶频率,但是均未超过 4%。此外,振动试验后,测量耙外观检查无损伤、变形、焊缝开裂等异常现象;X 光探伤检查结构无损伤。综合表 1 结果、测量耙振动试验后目视及 X 光检查结果,测量耙通过振动试验考核,可以装机使用。

表 1 振动试验前后频率变化

Table 1 Frequency changes before and after the vibration test

方向	阶数	Δf _n , %
X 方向	一阶	0.87
	二阶	1.46
Y 方向	一阶	0.29
	二阶	3.41
Z 方向	一阶	0.29
	二阶	3.52

3 工程应用

3.1 装机验证

图 6 是新测量耙安装在飞机进气道出口,测量耙呈“水”字型布局,与压力传感器、进气总压畸变采集系统共同构成机载进气道畸变试飞测量系统,同步测量 30 路总压、静压、动态总压,前二类低频压力参数采样率为 32,动态总压采样率为 2 kHz,压力测量范围均满足飞机全包线飞行时各自压力变化的需求。单支测量耙加装后流道堵塞比为 0.56%,“水”字形布局 6 支测量耙堵塞比为 3.36%,与同类型飞机、相同加装方案布局时的堵塞比保持同一水平,满足国内飞行试验的要求。飞行试验前,地面对该系统进行地面整体联校,以消除引压气路连接处错接或密封不好等可能存在的问题,提高测试系统加改装质量,保证试飞数据的准确性。

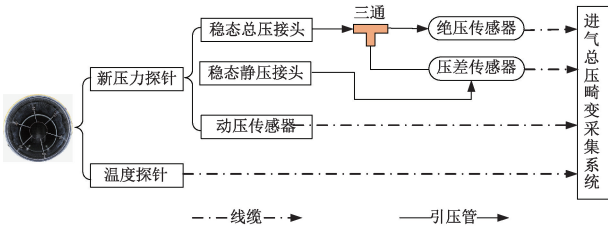


图 6 机载进气道流场测量系统

Fig. 6 Airborne inlet flow field measurement system

测量耙装机完成全飞行包线内发动机进口流场测量,获取了丰富的试飞流场数据,评估了进气道与发动机相容性;试飞完成后,测量耙拆除,结构检查无损伤。试飞使用表明:新设计的压力探针与测量耙方案有效,工程可用。

3.2 总压测量对比

图 7 是飞机快速建立大迎角过程中,随意选取测量耙上一个压力探针测量得到的动态总压的变化;纵坐标为相对压力,即任意时刻压力与选取数据段内平均压力之比;横坐标为相对时间,即为任意时刻与基准时间尺度之比。图中采用相对压力、相对时间的无量纲形式表示,相对压力随相对时间的变化如实表征了压力随时间的变化。

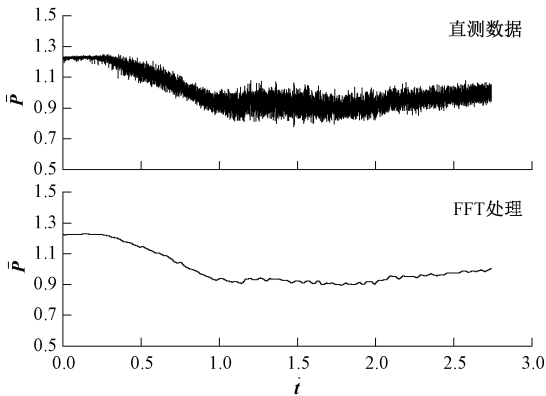


图 7 动态压力 FFT 处理前后对比

Fig. 7 Comparison of dynamic pressure using FFT processing

图 7 中上面线条为直接测量数据,可以看出动态压力在随来流变化压力变化同时,数据波动较大,压力变化幅度大,历程曲线表现出有很多的“毛刺”。采用 FFT 方法对该原始数据进行光滑处理,以获得数据的变化趋势,考虑到动态压力数据采样率为 2 kHz,FFT 光滑选取采样点数为 256,以 1/8 s 内样本点为基准,图中下面线条为动态压力数据 FFT 预处理后形成的数据,对比二者可以看出:预处理后数据与原始数据存在较大的差异,去掉了波动“毛刺”,时间历程变化光滑,但是数据整体变化趋势未发生变化。

图 8 是飞机快速建立大迎角过程中,测量耙上同一压力探针测量的稳态总压原始数据与动态总压 FFT 光滑处理后数据,可以看出:稳态压力与动态压力历程曲线趋势一致,稳态压力变化平缓光滑,而动态压力仍有明显压力波

动;这表明新设计的压力探针实现了流场中同一位置处总压以低频、高频两种方式的同步采集,前者相对后者波动小,这是后受前者引压测量管路的容腔效应、后者动态压力传感器的直接感受的两种数据采集方式所导致的。

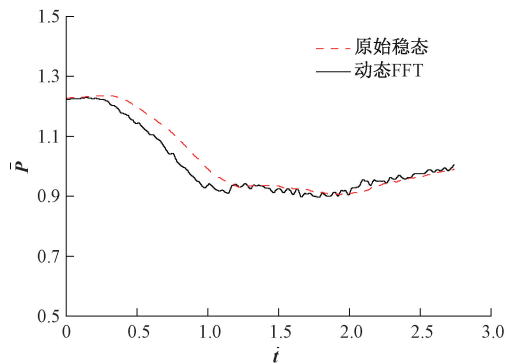


图 8 稳态总压与动态总压(FFT)数据对比

Fig. 8 Comparison of steady-state total pressure and dynamic total pressure(FFT) data

同时,通过图 8 可以看出:动态总压整体变化先于稳态总压约 0.5 s,但二者变化趋势一致、过程完整,相当于变化过程的整体平移。稳态总压表现稍滞后动态总压的原因在于二者采集方式不同造成的,可以通过优化机上压力传感器安装位置、连接管路布局方案,缩短压力探针与压力传感器间的引压管路长度,降低管中容腔效应的影响,从而减小或消除稳态压力测量的时间滞后性。

4 结 论

基于探针融合理念设计的新型压力探针及测量耙,通过地面及飞行试验验证,功能正常、工作可靠,能实现发动机进口稳态总压流场、静压流场、动态总压流场的同步测量。新测量耙装机堵塞比 0.56%,与当前工程中使用水平相当,可用于国内外标准推荐“水”字型、“米”字型的测量耙布局方案中。采用压力探针测量总压/静压时,考虑到引压管的容腔效引起的测量压力的滞后性,建议工程使用中要优化测试系统布局,尽可能缩短引压管路,以提高测量的数据时间准确性。考虑到流场稳态压力测量的时间滞后性,进/发相容性飞行试验中,各稳态试验点应至少稳定保持 3 s,时间上从后向前确定数据段分析。

参考文献

- [1] 王海峰,展京霞,陈科.等.战斗机大迎角气动特性研究技术的发展与应用[J].空气动力学报,2022,40(1):1-25.
WANG H F,ZHAN J X,CHEN K,et al. Development and application of aerodynamics research technologies for fighters at high angle of attack [J]. Acta Aerodynamica Sinica,2022,40(1):1-25.
- [2] 刘作宏,蔡承阳,何志强,等.不同插板下的航空发进口

压力畸变试验[J].航空发动机,2022,48(3):101-105.
LIU Z H,CAI CH Y,HE ZH Q,et al. Inlet pressure distortion test of aeroengine under different plug[J]. Aeroengine,2022,48(3):101-105.

- [3] 梁彩云,谢业平,李泳凡,等.飞/发一体化技术在航空发动机设计中的应用[J].航空发动机,2015,41(3):1-5.
LIANG C Y,XIE Y P,LI Y F,et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aeroengine designing[J]. Aeroengine,2015,41(3):1-5.
- [4] 程啟华,李永新.瞬态压力测量中传压管道频率特性分析[J].电子测量技术,2022,30(2):21-24.
CHENG Q H,LI Y X. Research on frequency response of the transmission line during the measurement of transient pressure [J]. Electronic Measurement Technology,2022,30(2):21-24.
- [5] 彭衡芾,高童,董双双,等.流量平衡法微型风扇气动性能测试技术研究[J].电子测量与仪器学报,2021,35(10):184-192.
PENG H F,GAO T,DONG SH SH,et al. Study on the micro fan aerodynamic performance testing technique with flow balancing method[J]. Journal of Electroic Measurement and Instrumentation,2021,35(10):184-192.
- [6] 董江,文敏,张强波,等.航空发动机测量耙故障诊断[J].振动、测试与诊断,2022,42(5):973-979.
DONG J,WEN M,ZHANG Q B,et al. Crack diagnosis of aero-engine rake[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis,2022,42(5):973-979.
- [7] 贾文杰,孙科.某型发动机测量结构损伤分析及优化设计[J].机械研究与应用,2022,35(2):31-34.
JIA W J,SUN K. Structural damage analysis and optimal design of a certain type of engine measuring rake[J]. Mechanical Research & Application,2022,35(2):31-34.
- [8] 劳贤豪,朱银方.发动机台架试验空气流量不确定度分析[J].航空精密制造技术,2022,58(2):23-26.
LAO X H,ZHU Y F. Uncertainty analysis of gas flow measurement in gas turbine rig test[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology,2022,58(2):23-26.
- [9] 马宏伟,屈冬平,张志宏,等.测量耙对流量管面积积分法测量流量的影响[J].航空动力学报,2022,37(11):2574-2586.
MA H W,QU D P,ZHANG ZH H,et al. Effects of measuring rakes on airflow measurements in flow pipe by area-integrated method[J]. Journal of Aerospace Power,2022,37(11):2574-2586.
- [10] 李冰,郝晓乐,申世才.航空发动机进口空气流量测量

- 方案分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(4): 54-57.
- LI B, HAO X L, SHENG SH C. Measuring methods of aero-engine inlet airflow [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(4): 54-57.
- [11] 徐诸霖, 高荣钊, 达兴亚. 基于五孔探针的大S弯进气道总压畸变测量与评估[J]. 实验流体力学, 2018, 32(4): 78-86.
- XU ZH L, GAO R ZH, DA X Y. Assessment of total pressure distortion based on five-hole-probe for S-shaped inlet [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(4): 78-86.
- [12] 张晓东, 孙海龙, 王晓良, 等. 航空发动机进口动态温度场测试耙设计[J]. 航空发动机, 2018, 44(4): 72-75.
- ZHANG X D, SUN H L, WANG X L, et al. Design of measure rake for dynamic temperature field of aero engine inlet[J]. Aeroengine, 2018, 44(4): 72-75.
- [13] 吴志珺, 王毅, 赵俭, 等. 航空发动机试验用气动探针的动力学分析研究[J]. 装备制造技术, 2022, 329(5): 80-84.
- WU ZH J, WNAG Y, ZHAO J, et al. Research on the dynamic analysis of aerodynamic probe for aviation engine testing [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2022, 329(5): 80-84.
- [14] 苏金友, 袁世辉, 赵涌, 等. 某改型温度测量探针结构气动特性试验与数值分析[J]. 航空发动机, 2015, 41(1): 80-84.
- SU J Y, YUAN SH H, ZHAO Y, et al. Experiment and numerical simulation of aerodynamic characteristics for improved temperature probe [J]. Aeroengine, 2015, 41(1): 80-84.
- [15] FREDERIC M A, RATNAYAKE N A. Flight test results from the rake airflow gage experiment on the F-15B airplane[R]. NASA TM-215977, 2011.
- [16] SUTLIFF D L. Rotating rake turbofan duct mode measurement system[R]. NASA TM-213828, 2005.

作者简介

张晓飞(通信作者), 硕士, 正高级工程师, 主要研究方向为航空发动机飞行试验。

E-mail: zxf831017@163.com