

燃气分析法测量航空发动机 五头部燃烧室温度场

王明瑞¹, 肖 阳², 韩 冰¹, 李亚娟¹, 贾琳妍¹, 马 征¹

(1. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;

2. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 介绍了航空发动机燃烧室温度场测量所用的燃气取样器和燃气分析系统,并对系统简化所引起的误差进行了分析.阐述了“点”燃烧温度的计算方法以及利用“点”燃烧效率、油气比和燃烧温度计算总平均值的方法.数据显示利用热电偶测量温度获得的燃烧效率比燃气分析法燃烧效率约低 4%,在燃气温度约为 1500℃时,热电偶测得的燃气平均温度比燃气分析法平均温度低 55℃左右,同时表明燃气分析方法在测量航空发动机燃烧室温度场具有可测温度高、影响因素少、数据准确的优势.

关 键 词: 燃气分析; 取样; 五头部燃烧室; 温度场; 摆动装置

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Temperature field test for aeroengine combustor with five nozzles based on gas analysis

WANG Ming-rui¹, XIAO Yang², HAN Bing¹,

LI Ya-juan¹, JIA Lin-yan¹, MA Zheng¹

(1. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. College of Power and Energy Engineering,

Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: Sampler and gas analysis system were introduced for temperature field of aeroengine combustor, and error was analyzed as a result of gas system simplification. Method of computing combustion temperature was expounded, the average of combustion efficiency and combustion temperature and fuel-air ratio was computed. The temperature field for combustor with five nozzles by gas analysis and thermocouple was analyzed, indicating that combustion efficiency by thermocouple was 4% less than that by gas analysis, and combustion temperature was 55℃ lower at 1500℃. Gas analysis was proven to be dominant in measuring high temperature gas from aeroengine combustor. High quality data can be gained by gas analysis, which is hardly influenced by environment.

Key words: gas analysis; sampling; five nozzles combustor; temperature field; pendulous device

高推质比航空发动机燃烧室排气温度不断提高,其出口平均温度已超过 1600℃,热点温度达 2000℃以上,这已超出绝大多数热电偶的测试范

围.少数能测量 2000℃以上温度的热电偶,由于在航空发动机燃烧室这种强氧化环境内的使用寿命很短,误差较大,不具备推广的价值.60年代

末,美国已开展燃气分析方法测量航空发动机燃烧室的温度场的研究工作,随着分析仪器测试能力的提升,燃气分析已成为国外航空发动机燃烧室温度场测量最可靠的方法^[1-5]. 20 世纪末,国内由于航空发动机燃烧室出口温度较低和燃气轮机研制进程的滞后,燃气分析法在航空发动机研制中的使用较少. 近年来,随着高推质比发动机研制进程的不断深入和燃气轮机应用范围的不断扩大,在测量燃烧效率和排气污染物方面的独特优势,燃气分析法重新得到重视,但在测量温度场方面的应用还很少. 主要原因是用于测量航空发动机燃烧室的燃气分析系统更加复杂、设备投资大、测量花费时间长,测量同一温度场燃气分析所需时间是热电偶的 8~10 倍. 采用燃气分析法完成航空发动机五头部燃烧室温度场的测试工作,为今后使用燃气分析测量全环燃烧室温度场打下了良好的基础. 通过合理设计取样器的冷却水路,可以保证燃气分析在高燃气温度下完成测试工作,理论计算的结果表明,取样器可用于 2500℃ 高温燃气的测试^[6].

本文介绍了测量航空发动机五头部燃烧室温度场的燃气分析系统及测量过程,并与热电偶测量的数据进行了对比. 试验结果表明燃气分析是航空发动机高温升燃烧室温度场测量的一种准确、稳定的方法.

1 测量原理及系统组成

燃气分析法测量温度场是通过多点非混合取样装置把燃气分别引入测量仪器进行成分分析,再利用已知的进口温度以及根据燃气成分计算出燃烧效率和余气系数,进而计算各取样孔处燃烧温度的一种测量方法. 燃气分析测试系统主要由取样装置、分析仪器、取样管路和数采系统部分

组成. 本次测试所用的燃气分析法温度场测试系统由 5 个通道组成,样气经冷凝器除水后,用浮子流量计调整进入各分析仪的流量,每个通道都可测量 CO 和 CO₂ 组分的体积分数,见图 1.

1.1 取样装置

取样装置作为一次受感部,直接与高温燃气接触,将燃烧室内取样孔附近的高温燃气取出. 取样装置采用水冷方式,其作用一是使进入取样装置的样气快速冷却,使其化学反应停止,二是保证取样装置在高温燃气中能安全工作^[6-9]. 本次测试使用的是 5 点非混合式取样装置,为方便计算燃烧效率和余气系数,取样孔按等环面积布置,并位于每个等环面积的形心,孔径为 4 mm,每个取样孔的样气分别进入不同的燃气分析通道进行 CO 和 CO₂ 组分体积分数的测量. 取样装置安装于可沿燃烧室中心旋转的摆盘上,随摆盘沿周向转动,每转动 3° 进行一次测量,在每个测量位置停留约 30 s 以完成测试,在 90° 扇形区域总共测量 150 点样气组分的体积分数. 图 2 为本次试验所用的取样装置的结构图,1~5 为燃气取样管.

取样装置的 5 个样气管路和冷却水路分别通过摆盘的径向孔进入摆盘的中心腔道与金属软管连接后引入测量段后腔. 金属软管在测量段后腔采取盘管方式以吸收摆动所带来的扭曲,然后从侧壁引出. 冷却水进入取样装置后,在导流板的引导下,从取样器的后部喷出. 图 3 为取样器及气、水管路的安装示意图,取样器和热电偶分别在图中所示的区域摆动以完成 90° 扇形燃烧室的温度场测试.

1.2 分析仪器

航空燃气涡轮发动机燃烧室燃气分析测试一般测量的组分包括:CO₂, CO, THC, H₂ 和 NO_x,

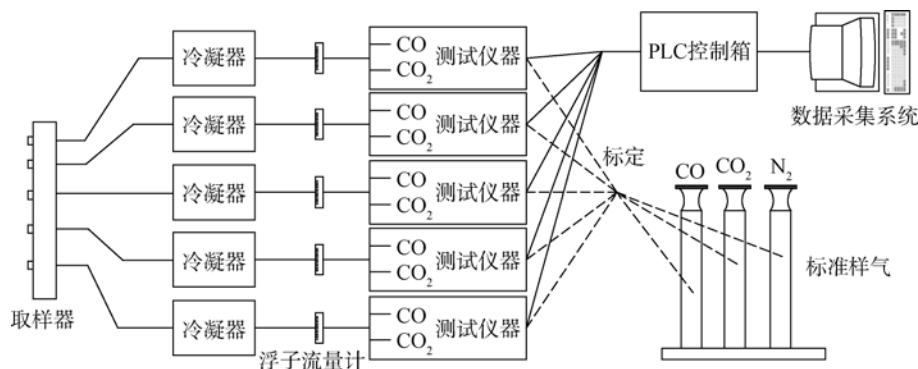


图1 燃气分析温度场测试系统

Fig. 1 Gas analysis system for temperature field

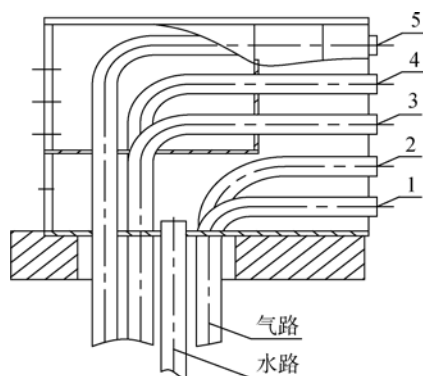


图2 燃气取样装置结构

Fig.2 Structure of sampler

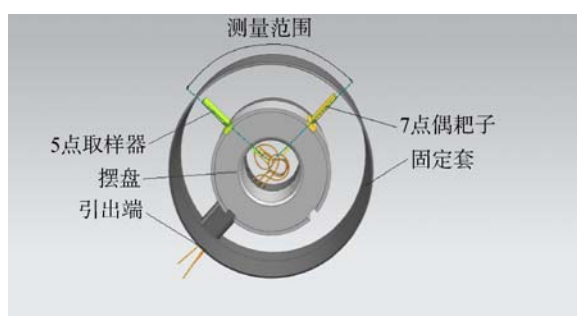


图3 取样器及冷水路示意图

Fig.3 Sampler and water channel

通过对已有的试验数据分析,在本文试验状态下的燃气成分中只含有极微量的 THC, H_2 的体积分数基本在 0.005% 以下,对燃烧温度的影响小于 0.1%; NO_x 的体积分数在 0.05% 以下,由于其热值较小,对燃烧温度的影响小于 0.2%。因此本试验所用的燃气分析通道只采用红外气体分析仪测量 CO_2 和 CO 两种组分,样气预处理系统不再需要保温或加热,只需完成样气的除水,大大简化样气预处理系统,减少了系统测试所需时间。燃气分析仪在测试前用零气和标准样气标定零点和标点,标点气体积分分数的大小依据被测燃气的最大体积分数来确定,并用最大被测燃气组分体积分数的 30% 和 60% 的标点气来检查仪器的线性度^[6]。

1.3 取样管路

取样管路是取样装置出口到分析仪器进口的管路和附件的总称,本次试验的取样管路包括样气管、调节阀门、冷凝器、流量计等。

样气经冷过凝器后,冷却到大约 4℃,析出绝大部分水蒸气,随后在管路内自然升温变成不饱和气体,再进入红外分析仪。燃烧室内压力约为

0.47 MPa,在不使用真空泵的情况下,通过调节阀门对样气流量进行微调就能满足仪器所需的 1 L/min 的流量要求。

1.4 热电偶

所用热电偶为 7 点空气冷却方式,偶丝四周装有陶瓷管,以减少热辐射引起的测量误差,偶丝材料分别为铂铑 10 和铂铑 6,最高使用温度为 1820℃。试验前在加热炉内对偶丝进行了标定,名义精度为 0.5%。

2 试验及结果

2.1 试验器及试验状态

试验在某全环燃烧室试验器改装的扇形试验器上进行,测量摆盘采用原全环的摆盘,取样器和热电偶分别装于摆盘上,相距 90°,依次在扇形燃烧室出口界面进行测量。试验器由进气系统、排气系统、水系统、燃油系统、测试系统等组成。空气流量用流量喷嘴测量,采用回热器和电加热相结合的方式间接加热,使进口空气达到试验规定状态的温度,燃油流量用质量流量计测量,燃烧室所用燃料的热值为 42 650 kJ/kg,氢碳摩尔比为 1.923,试验状态见表 1。

表 1 试验状态
Table 1 Test condition

进口空气 总温/℃	进口空气 压力/kPa	进口空气 流量/(kg/s)	油气比
500	452.2	3.597	0.0271
500	452.2	3.554	0.0301
500	452.2	3.513	0.0336
500	452.2	3.576	0.0370

2.2 计算方法

每个燃气分析通道分别测量相应取样孔中样气中 CO_2 和 CO 的体积分数,计算油气比和燃烧效率。在计算燃烧温度时,首先利用平均比定压热容法计算出燃烧温度,如计算得到的燃气温度高于 1200℃ 时,需考虑热离解对燃烧温度的影响,利用焓值表拟合的不同压力、当量比下的空气焓、等温焓差与燃气温度的关系多项式,重新计算燃烧温度。采用平均比定压热容法计算燃气温度时,首先拟合燃气中各组分的平均比定压热容与温度关系的多项式^[10-14],然后按燃气中各组分的体积分数加权计算燃气的平均比定压热容,代入式

(1), 经迭代计算出燃气的温度

$$t_4 = \frac{f_c \times H_u \times \eta_f + c_{pg} \times t_3}{c_{pg} \times (1 + f_c)} \quad (1)$$

式中 H_u 为燃料低热值; t_3 为燃烧室进口空气的温度; c_{pg} 为 $0 \sim t_3$ 区间, 空气的平均比定压热容; t_4 为燃烧温度; c_{pg} 为 $0 \sim t_4$ 区间, 燃气的平均比定压热容, f_c 为燃烧室的油气比。

燃烧室出口压力分布数据表明, 其压力偏差基本在 1% 以内, 可认为是均匀流场, 因此平均油气比的计算公式为

$$f = \frac{\sum_{i=1}^n f_i}{n} \quad (2)$$

式中 n 为取样点个数。

总余气系数按下式计算

$$\alpha = \frac{n}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{\alpha_i}} \quad (3)$$

平均燃烧效率的计算

$$\eta = \frac{\sum_{i=1}^n f_i \eta_i}{\sum_{i=1}^n f_i} \quad (4)$$

通过对比数据, 利用式(4)与简单算术平均法计算燃烧效率差别很小, 本文中平均燃烧效率计算采用算术平均方法, 平均燃烧温度的计算也采用算术平均方法。

2.3 试验结果及分析

试验中用燃气分析法完成了 4 个状态的温度场测试, 热电偶由于测量能力的限制, 只测量了前 3 个状态的温度场。表 2 为通过测量燃油和空气的流量得到的燃烧室总油气比与燃气分析法得到的总油气比的对比, 两者有较好的一致性。

表 2 油气比对比

Table 2 Comparision of fuel-air ratio

状态	流量法 油气比	燃气分析法 油气比	偏差/%
1	0.0271	0.0274	+1.11
2	0.0301	0.0304	+1.00
3	0.0336	0.0333	-0.89
4	0.0370	0.0376	+1.62

表 3 为燃气分析法燃烧效率和通过热电偶测量温度计算出的燃烧效率的对比, 测量结果显示

热电偶的燃烧效率比燃气分析法燃烧效率低较多。本次试验的燃气成分数据表明各取样点的燃气中只含有微量的 CO, 燃烧室的燃烧效率应接近 1, 说明燃气分析法燃烧效率是准确的。热电偶的测量偏差来自于燃烧室内各种因素的影响, 如空气冷却、热辐射、换热、热传导等^[15-17]。

表 3 热电偶和燃气分析法燃烧效率对比

Table 3 Comparision of combustion efficiency by thermocouple and gas analysis

状态	热电偶燃烧 效率/%	燃气分析法 燃烧效率/%	偏差/%
1	95.79	99.976	-4.186
2	96.23	99.981	-3.751
3	91.34	99.984	-8.644

表 4 为燃气分析温度和热电偶测量温度的对比。为防止扇形燃烧室左侧壁温度过高, 在左侧壁增加了冷却气, 使得试验件与实际燃烧室的工作状态不一致, 因此只对中间 3 个头部的温度进行了平均计算。数据表明随着出口温度的提高, 燃气分析法与热电偶温度偏差变大, 一是热电偶随着燃气温度提高, 辐射和传导的损失增大导致测量温度偏差变大; 二是热电偶测量温度的限制, 在状态 3 燃气分析温度场数据表明有约 10% 测点温度已超过热电偶可测温度的上限, 使得热电偶测量平均温度偏低。

表 4 热电偶和燃气分析法平均温度对比

Table 4 Comparision of average temperature by thermocouple and gas analysis

状态	热电偶 温度/℃	燃气分析法 温度/℃	相对 偏差/%
1	1419.2	1474.6	-3.76
2	1503.8	1560.6	-3.64
3	1547.1	1641.2	-5.73

图 4 为热电偶和燃气分析法得到的平均温度和热点温度以及 OTDF(出口温度分布系数)随油气比的变化, 为避免边界效应的影响, 也只使用了中间 3 个头部的数据, 其中燃气分析法测量到的热点温度最高达 2039℃。两种测量方法的 OTDF 结果都小于 0.25, 表明燃烧室温度场分布较好, 但在状态 2 表现出较大的偏差。数据显示燃气分析法在各状态下的热点位置都在 66° 位置的第 1

点,径向位置为 7.5 mm,而热电偶在状态 1 和状态 3 的热点温度在 66°位置的第 2 点,径向位置为 15.1 mm,状态 2 的热点温度在 66°位置的第 1 点,径向位置为 5.4 mm,因此热电偶在状态 2 时 OTDF 较燃气分析法低主要原因是由于热点温度测量值偏低造成的. 热电偶测量的热点温度低有两个原因:一是状态 2 下热点的温度径向位置应该在 5.4~15.1 mm 之间,而燃气分析法测点的径向位置为 7.5 mm,更靠近热点区域;二是热电偶测量的热点位置更靠近测量段的壁面,辐射和对流的影响导致热电偶的测量温度偏低.

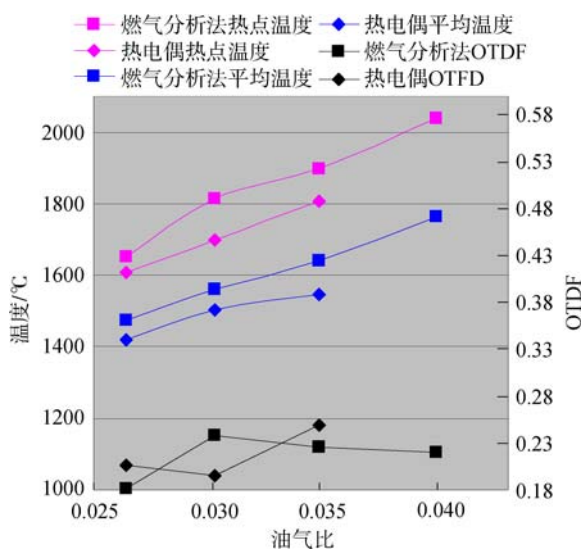


图 4 出口截面燃烧参数随油气比的变化

Fig. 4 Outlet parameter change following fuel-air ratio

图 5~图 8 为热电偶和燃气分析法各状态下测量的温度场云图. 对油气比为 0.037 的状态,由于燃气的热点温度大幅超过热电偶测量能力,因此只用燃气分析法对出口温度场进行了测量. 可以看出热点区域基本重合,在相同状态下,燃气分析法温度场比热电偶温度场具有热点温度高、热区大的特点;随着油气比的变大,热点区域有所扩大;数据显示各头部出口的温度差别极大,第 4 个头部比第 1 个头部的出口平均温度高约 500 °C. 此外由于左侧壁冷却气的影响,在所有的温度场的左侧都出现了明显的低温区.

图 9 为不同油气比 R_{fa} 下,中间 3 个头部的周向平均温度 t 沿径向的分布. 从图中可以看出在燃烧室腔道中间区域,热电偶和燃气分析法测量的周向平均温度是比较接近的,而在靠近燃烧室内外壁位置,热电偶比燃气分析法测量的周向平均温度低很多. 其原因是:热电偶的内外测点靠近

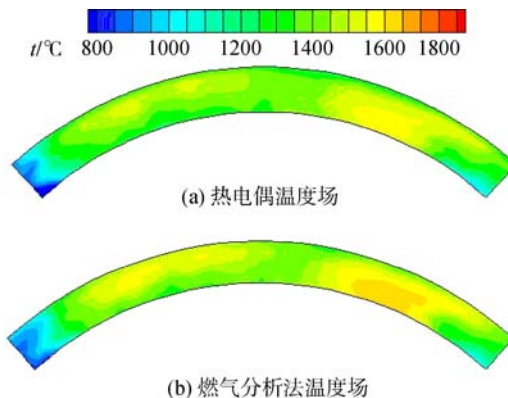


图 5 油气比为 0.027 的温度分布

Fig. 5 Temperature distribution of fuel-air ratio of 0.027

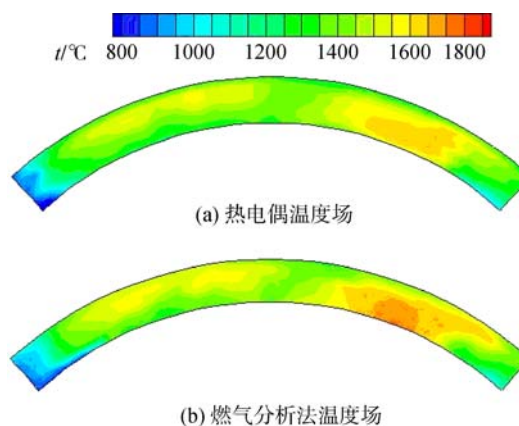


图 6 油气比为 0.0301 的温度分布

Fig. 6 Temperature distribution of fuel-air ratio of 0.0301

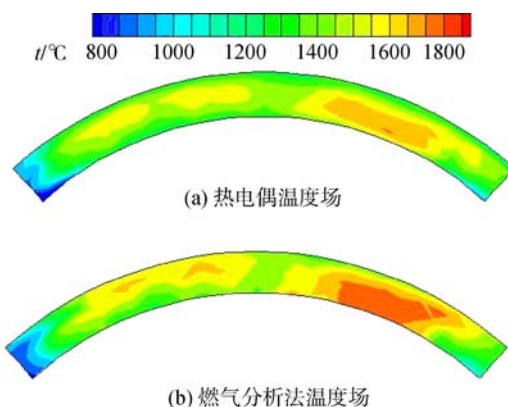


图 7 油气比为 0.0336 的温度分布

Fig. 7 Temperature distribution of fuel-air ratio of 0.0336

内外冷却水套,辐射散热损失加大,使得测量温度偏低. 状态 3 时电偶测量的内外两个环的平均温度低于状态 2,明显不合理,说明了热电偶测量结

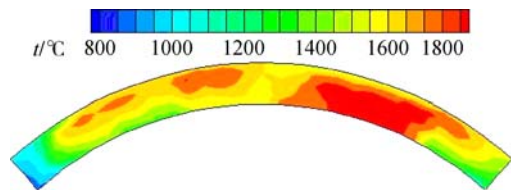


图8 油气比为0.037的燃气分析法温度场
Fig. 8 Temperature distribution of fuel-air ratio of 0.037 by gas analysis

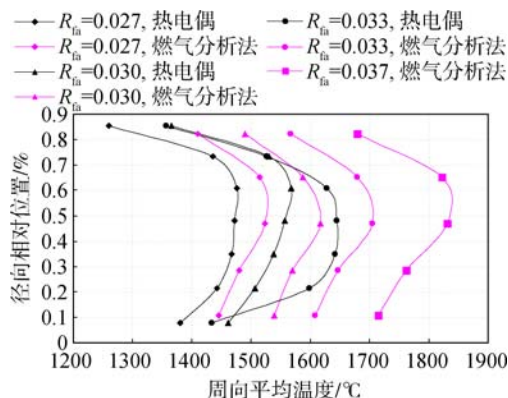


图9 周向平均温度沿径向分布
Fig. 9 Circumference average temperature in radius

果受到内外较低壁面温度的影响,导致数据结果不稳定.通过燃气分析法温度计算得到的5个环的RTDF(径向温度分布系数)从外到内分别为-0.07,0.04,0.05,0.01和-0.03,表明温度场径向分布很好.

3 结论

1) 燃烧室的温升达1140℃,OTDF低于0.25,RTDF低于0.06,达到设计指标,代表了国内目前航空发动机高温升燃烧室的设计水平.

2) 五头部燃烧室温度场试验结果表明,燃气分析法的测温能力可达2039℃,测量结果不受壁面温度的影响,数据准确.

3) 燃气分析法测量五头部燃烧室温度场试验表明:燃气分析法还可用于更高燃气温度场的测试,也为开展燃气分析法测量高温升全环燃烧室温度场打下良好的基础.

参考文献:

[1] Willamson R C, Stanforth C M. Measurement of jet engine combustion temperature by the use of thermocouples and

gas analysis[J]. SAE Paper, TP 690433, 1969.

- [2] 张宝诚. 航空发动机试验技术和测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [3] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
- [4] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [5] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
- [6] 王明瑞, 肖阳, 韩冰, 等. 航空燃气涡轮发动机燃气分析测试及计算方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(11): 2568-2574.
- WANG Mingrui, XIAO Yang, HAN Bin, et al. Gas analysis test and calculation method of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11): 2568-2574. (in Chinese)
- [7] 钟华贵, 吉洪湖, 李继保. 燃气分析测量高温燃气温度的方法[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 460-466.
- ZHONG Huagui, JI Honghu, LI Jibao. Methods for gas temperature measurement by gas analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 460-466. (in Chinese)
- [8] 刘高恩, 王华芳, 吕品, 等. 飞机发动机排气污染物的测量[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 348-352.
- LIU Gaoen, WANG Huafang, LÜ Pin, et al. Gas turbine engine emissions measurement[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 348-352. (in Chinese)
- [9] 王明瑞, 刘春宇. 航空发动机气态污染物及冒烟的测量[J]. 航空发动机, 2008, 34(1): 35-37.
- WANG Mingrui, LIU Chunyu. Measurement of Gaseous pollutant and smoke from an aeroengine[J]. Aeroengine, 2008, 34(1): 35-37. (in Chinese)
- [10] Turns S R. 燃烧学导论: 概念与应用[M]. 姚强, 李水清, 王宇, 译. 北京: 清华大学出版社, 2015.
- [11] 范作民, 傅巽权. 热力过程计算与燃气表[M]. 北京: 国防工业出版社, 1987.
- [12] 范作民. 焓值表及其应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 1976.
- [13] 陈大光, 曹玉璋, 马瑞麟, 等. 航空发动机设计手册: 第1册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [14] 胡正义, 江义军, 赵清杰, 等. 航空发动机设计手册: 第9册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [15] 刘春宇, 笱新军, 王明瑞. 发动机燃烧室温度测量的探讨[R]. 成都: 中国航空学会发动机试验技术专业委员会第十一届发动机试验与测试技术学术交流会, 2012.
- [16] Colket M B. Internal aerodynamics of gas sampling probes[J]. Combustion and Flame, 1982, 44(1/2/3): 3-14.
- [17] 狄内. 燃烧过程中的气体和化学分析[R]. 北京: 国防科学技术资料研究所, 1963.

(编辑: 秦理曼)