

屏蔽式总温探针流动与换热分析

张伟昊^{1, 2, *}, 杨伟平¹, 曹保武¹, Zahir Ummer¹, 邹正平^{1, 2}

1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191

摘要: 采用定常/非定常数值模拟方法研究了某屏蔽式总温探针的流动与换热特点, 讨论了来流马赫数、进出口面积比对其稳态误差的影响, 给出了不同条件下屏蔽式总温探针稳态误差的变化规律。结果表明, 在来流马赫数 0.5 条件下, 与仅考虑对流换热相比, 导热与辐射使屏蔽罩表面最高温度降低约 19K; 气流在屏蔽室的头部和中部区域形成两个主要的涡区, 其中中部的肾型涡尺度最大, 是屏蔽室里的主控涡; 在高来流马赫数条件下, 速度误差和导热误差对进出口面积比的变化非常敏感, 总误差随进出口面积比的增大而迅速增大; 对于本文研究的探针, 在 $Ma=0.6$ 时, 出口半径从 1.5mm 减小至 0.5mm, 探针总稳态误差将增大超过 12K。

关键词: 屏蔽式总温探针; 稳态误差; 流热耦合; 来流马赫数; 进出口面积比

中图分类号: TK311 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.07.067

航空发动机内部流体温度的准确测量是保证其可靠持久运行的基础。对于气流温度的测量, 总温探针是最常被采用的接触式测量工具^[1, 2]。其中屏蔽式总温探针被广泛应用于高温高速的来流总温测量。屏蔽式总温探针所指示的温度是偶丝节点与周围气流对流换热, 沿偶丝导热以及与屏蔽室内壁辐射这三种换热方式综合作用的结果, 偶丝节点的体平均温度与气流的总温存在差异, 通常将这三种换热方式导致的测温偏差分为速度误差、导热误差以及辐射误差^[3]。

为了提高屏蔽式总温探针的测温精度, 国内外学者进行了大量的研究。其中 Moffat^[4] 总结的经典的稳态误差理论, 由于使用方便并具有一定的预测精度, 受到广泛的认可。美国国家航空航天局 (NASA)^[5]、Goldstein 和 Schereer^[6] 以及 Glawe^[7] 等, 为使屏蔽式总温探针在高温和较高来流速度条件下都具有较高的测温精度, 在这方面开展了很多试验研究。国内的北京长城计量测试技术研究所^[8] 也在这方面进行了较多的研究, 基于试验数据总结出了一些预估稳态误差的经验公式。由于经验公式一般是针对典型探针的典型工况进行试验得到的, 随着来流工况以及探针几何形式的改变, 这些经验公式的精度也随之受到影响, 因此其工程适用

性较窄。另外, 经验公式依赖于试验数据, 因此需要花费大量资金进行试验。目前, 利用 CFD 技术研究探针稳态误差和动态响应正成为一种趋势。马宏伟^[9-12]、赵俭^[13-15]、张伟昊和杨伟平^[16]、张伟昊和 Zahir 等采用数值模拟方法开展了大量关于探针稳态误差分析的研究。

基于已有研究基础, 本文采用数值模拟方法研究了某屏蔽式总温探针在典型工况下探针周围及内部的流动和换热特点, 分析了来流马赫数和屏蔽罩进出口面积比对探针稳态误差影响, 给出了不同条件下屏蔽式总温探针稳态误差的变化趋势。

1 研究对象及方法

本文研究对象为常用于航空发动机尾气测量的屏蔽式总温探针, 具体的尺寸与所使用的材料见图 1 和表 1。

鉴于屏蔽室里的流动具有较强的三维非定常性, 本文采用非定常数值模拟的方法研究探针周围及其内部的流动和换热特点。计算过程中采用三种不同的模拟方式: (1) 流场计算 (不考虑屏蔽罩导热, 辐射); (2) 流热耦合 (CHT) 计算; (3) 考虑辐射的流热耦合 (RCHT) 计算。

收稿日期: 2018-05-10; 退修日期: 2018-06-11; 录用日期: 2018-06-25

基金项目: 航空科学基金 (20155651028)

* 通信作者: Tel.: 010-82316455 E-mail: zhangweihao@buaa.edu.cn

引用格式: Zhang Weihao, Yang Weiping, Cao Baowu, et al. Aerodynamic and heat transfer analysis of a shielded total temperature probe[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(07): 67-72. 张伟昊, 杨伟平, 曹保武, 等. 屏蔽式总温探针流动与换热分析[J]. 航空科学技术, 2018, 29(07): 67-72.

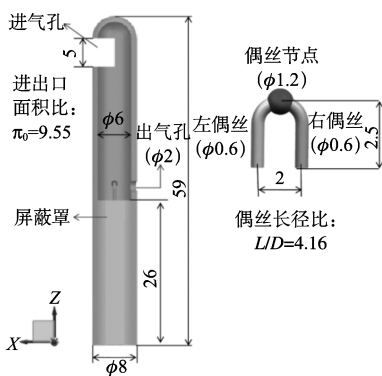


图 1 屏蔽式热电偶几何尺寸及所使用的材料参数 (单位: mm)
Fig.1 Geometry parameters and materials of the shielded thermocouple (Unit: mm)

表 1 屏蔽式热电偶所使用材料的热物理性质
Table 1 Thermophysical properties of materials used for shielded thermocouple

名称	材料	导热系数 / (W/(m·K))	发射率
屏蔽罩	不锈钢	15.00	0.85
左偶丝	镍硅合金	29.71	0.90
右偶丝	镍铬合金	19.25	0.90
偶丝结点	(左右偶丝的平均值)	24.48	0.90

三维数值模拟采用 CFX 软件,同时求解流体域与固体域,采用时间追赶有限体积法,多重网格技术加速收敛。空间离散采用二阶迎风格式,时间离散采用二阶后差欧拉格式。考虑到边界层对换热的影响,采用 SST 湍流模型。计算中进口边界条件给定总温、总压,出口给定平均静压,尾喷管外壁面给定换热系数和环境温度,具体设置参数见表 2。计算工质设定为变比热容燃气,其中动力黏度由 Sutherland 公式给定。

表 2 数值模拟的边界条件
Table 2 Boundary conditions of numerical simulation

边界条件	数值设定
进口总温 /K	1004.06
进口总压 /Pa	179780
出口静压 /Pa	214410
换热系数 / (W/(m ² ·K))	25
环境温度 /K	293

本文选取涡轮出口尾喷管作为计算域,如图 2 所示,进口截面位于探针上游 19.5 倍屏蔽罩外径处,出口截面位于探针下游 39 倍屏蔽罩外径处,在尾喷管内沿周向均匀布置 4 个探针,为了减小计算量,周向选择 1/4 周期作为计算对象。屏蔽罩外的流体域采用结构化网格,并对进气孔截面和出气孔截面处的网格进行加密。屏蔽室里的流体域采用

非结构网格,偶丝及屏蔽罩等固体域采用非结构网格。本文所用数值模拟方法及网格借鉴了本团队之前的相关研究^[3,16],其可靠性已得到验证,限于篇幅,本文不再赘述。网格如图 3 所示,其中流体域网格数为 277 万,固体域网格数为 80.3 万,偶丝结点 10 万,左右偶丝各 10.5 万,屏蔽罩 49.3 万。偶丝结点的 y^+ 小于 1.2,其余壁面的 y^+ 均小于 5,满足 CFX 中 SST 湍流模型的计算要求。

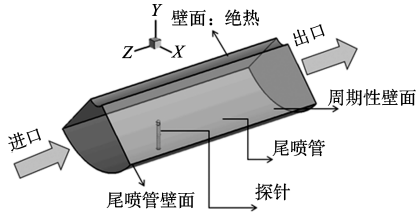


图 2 计算域示意图
Fig.2 Sketch map of computational domain

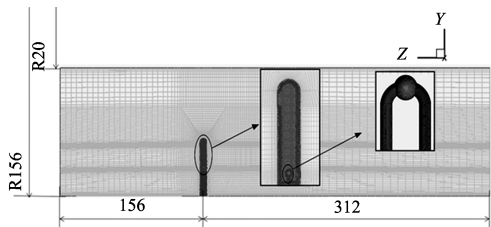


图 3 子午面网格示意图 (单位: mm)
Fig.3 Sketch map of mesh in the meridian plane (Unit: mm)

2 探针流动与换热分析

非定常数值计算需要较大的计算量和计算时间,因此,2.1 节和 2.2 节只针对屏蔽式总温探针的典型使用工况——马赫数 $Ma=0.5$ 工况进行非定常计算和结果分析。为了更好地描述屏蔽式总温探针的流动换热特点,选取典型截面对探针周围以及屏蔽罩内的流动和换热特性进行分析,典型截面的定义如图 4 所示。其中,图 4 左为 ZY 流向,屏蔽罩进口中心的截面 Slice1,偶丝结点中心截面 Slice2;图 4 右为屏蔽室截面 Slice3,屏蔽罩截面 Slice4。

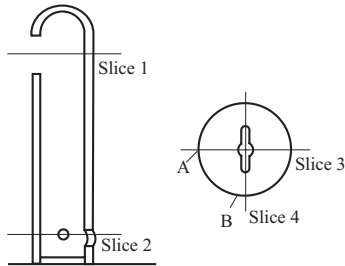


图 4 特征截面示意图
Fig.4 Sketch map of characteristic sections

2.1 屏蔽罩周围的流动与换热特点

图 5 给出了屏蔽罩周围时均马赫数 Ma 和流线分布, 图 6 分别给出了 Slice1 与 Slice2 截面时均马赫数 Ma 和流线分布。结合图 5 与图 6 所示, 来流一部分在屏蔽罩前端滞止后, 沿屏蔽罩两侧外壁逐渐加速, 并在屏蔽罩壁面的圆柱 85° 左右的地方离开屏蔽罩外壁, 在其后方形成一对基本对称的旋涡。另一部分绕屏蔽罩的半球形顶部流动, 并在后方分离, 背对进口侧形成旋涡 1, 该旋涡影响了 Slice1 截面屏蔽罩后方的旋涡, 使两个旋涡的涡核距离变大, 如图 6 (a) 所示。在 Slice2 截面, 屏蔽罩出气口处, 气流从屏蔽室里加速喷出, 形成射流, 与周围的气流掺混。喷出的气流主要分成三支: 一支气流向上卷形成旋涡, 该旋涡的尺度较小; 一支气流向下卷形成旋涡 2, 该旋涡的尺度较大, 如图 5 所示; 最后一支气流高速喷出, 使得 Slice2 截面屏蔽罩外壁后面的旋涡向后面推移, 并与主流掺混, 如图 6 (b) 所示。

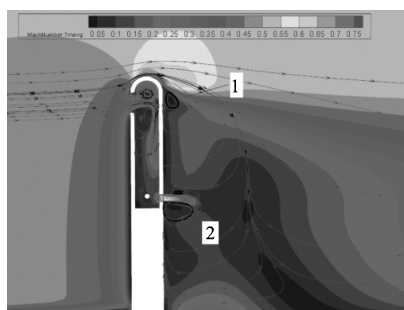
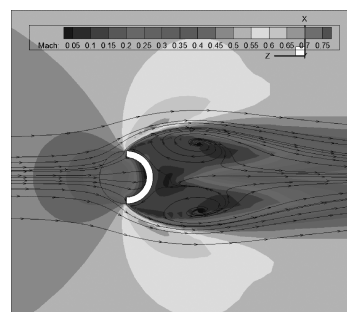


图 5 探针周围时均马赫数 Ma 和流线分布

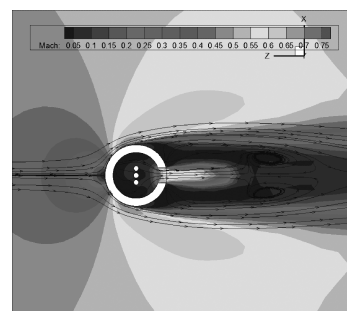
Fig.5 Time averaged Mach number and streamline distribution around the shield tube

图 7 给出了不同模拟方式下屏蔽罩外壁温度分布。从图 7 (a) 可以看出, 对于流场计算 (不考虑屏蔽罩导热和辐射), 气流在屏蔽罩前端滞止, 这部分区域温度最高。随着气流绕屏蔽罩外表面的加速, 温度逐渐降低, 在屏蔽罩侧端 85° 左右, 气流速度达到最大, 该区域的外壁温度最低。随着气流的分离, 分离点后面屏蔽罩的外壁的温度基本一致。对于局部区域, 如屏蔽罩出气口, 受到喷出的气流影响, 靠近出气口的屏蔽罩外壁温度较其他的地方温度低。

从图 7 (b)、图 7 (c) 可以看出, 考虑了屏蔽罩导热的流热耦合 (CHT) 计算以及带辐射模型的流热耦合 (RCHT) 计算, 屏蔽罩表面温度分布较流场计算 (不考虑屏蔽罩导热与换热) 时有较大变化。屏蔽罩出气口以下区域, 其温度受导热的影响比较大, 与流场计算结果有较大的区别; 而出气口以上区域, 其温度分布和流场计算的屏蔽罩表面温度分布基本一致。屏蔽罩导热使得屏蔽罩的最高温度降低约 13K,



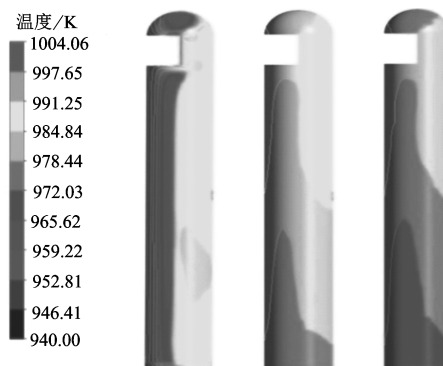
(a) Slice1 截面



(b) Slice2 截面

图 6 不同截面的马赫数 Ma 和流线分布

Fig.6 Mach number and streamline distribution of different section



(a) CFD计算 (b) CHT计算 (c) RCHT计算

图 7 不同模拟方式的屏蔽罩外壁温度分布

Fig.7 Temperature distribution outside the shield tube under different simulation methods

这主要是因为, 在流热计算时, 将屏蔽罩的底部设置成对流换热的第三类换热边界条件。同时屏蔽罩外壁的温度 (平均温度为 978.8K) 较喷管壁面温度 (平均温度为 940K) 高, 屏蔽罩向喷管壁面辐射能量, 使得屏蔽罩表面最高温度又下降约 3K。

2.2 屏蔽罩内的流动与换热分析

带辐射模型的流热耦合 (RCHT) 计算更接近探针的实际工作状态, 因此, 本小节只针该计算结果进行屏蔽罩内的

流动和换热特性的分析。

图8和图9分别给出了屏蔽罩内的流动拓扑结构、温度分布以及马赫数分布。从图中可以看出,来流垂直入射屏蔽室,在屏蔽室内滞止后分为两支,一支气流在半圆形的屏蔽室顶部流动,并在半球的顶部形成漩涡(A区),不断旋转,并伴随着一部分气流倒流出进气孔。另一支气流方向改变 90° 后往屏蔽室的出气孔方向分流动,气流不断地减速并以一定角度冲击偶丝节点(C区)。由于来流速度高以及屏蔽室较短,气流撞击屏蔽罩后来不及完全转弯,卷起旋涡,并不断旋转形成以Slice3截面为对称面的肾型涡对(B区),该涡区最大约达到80%的屏蔽室内径宽度,在径向上最大约达到3/4倍的屏蔽室长度,成为了屏蔽室内的主控涡。另外,B区的肾型涡对和A区的球形涡在屏蔽罩进口形成一个喉道,对屏蔽罩的进口处的气流起着“堵塞”作用。

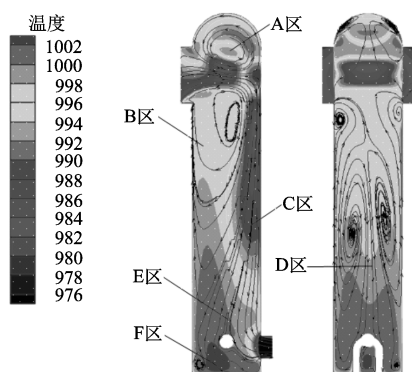


图8 屏蔽室里的流动拓扑结构和温度分布

Fig.8 Flow topologies and temperature distributions in the shield tube

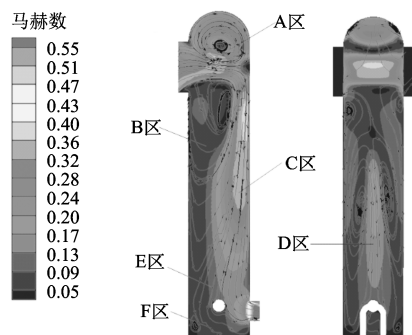


图9 屏蔽室里的流动拓扑结构和马赫数分布

Fig.9 Flow topologies and Mach number distributions in the shield tube

2.3 来流马赫数与屏蔽罩进出口面积比对稳态误差的影响

与试验相比,通过数值模拟方法得到屏蔽式总温探针各项的稳态误差,不仅具有一定的精度和可靠性,而且比较快捷且节省试验经费^[9]。参考文献[16]对稳态误差的计算

方法,研究了来流马赫数 $Ma=0.2, 0.4, 0.6$ 三种工况,以及屏蔽室进出口面积比 $\alpha=4.24, 9.55, 38.2$ (分别对应出口半径为 $r=1.5\text{mm}, 1\text{mm}, 0.5\text{mm}$)三种条件下速度误差、导热误差、辐射误差以及总误差的大小及变化趋势。

图10给出各项稳态误差随屏蔽室进出口面积比的变化曲线。从图中可以看出,对于速度误差,在较低来流马赫数 $Ma=0.2$ 条件下,其对进出口面积比的变化不敏感。在较高来流马赫数 $Ma=0.6$ 条件下,速度误差随着进出口面积比的增加先减小后增大,所以存在一个最佳的进出口面积比使速度误差值最小。在进出口面积比保持不变的情况下,速度误差随来流马赫数的增加而增大,在 $Ma=0.6$ 时,速度误差变化值能超过8K。

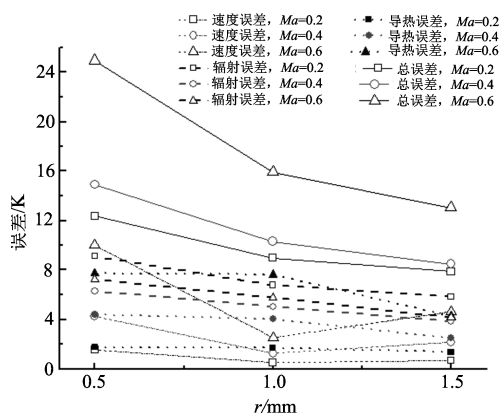


图10 不同来流马赫数下稳态误差随进出口面积比的变化

Fig.10 Steady state error varies with the outlet radius under different Mach numbers

对于导热误差,在较低来流马赫数 $Ma=0.2$ 条件下,其对进出口面积比的变化不敏感。随着来流马赫数的增大,导热误差随着进出口面积比的增加而增大,在 $Ma=0.6$ 时,变化值超过3K。在进出口面积比保持不变的情况下,导热误差随来流马赫数的增加而增大,变化值超过6K。

对于辐射误差,在进出口面积比保持不变的情况下,辐射误差随来流马赫数的增加先减小后增大。在来流马赫数保持不变的情况下,辐射误差随进出口面积比的增加而增大,变化值超过3K。

对于总的稳态误差,在较高来流马赫数 $Ma=0.6$ 条件下,其随进出口面积比的增大而迅速增大,这主要是由于在较高来流马赫数下,速度误差受面积比影响较大。在低来流马赫数 $Ma=0.2$ 条件下,辐射误差占总误差的比重最大,在进出口面积比 $\alpha=9.55$ 时,比重达到75.38%。在高来流马赫数 $Ma=0.6$ 条件下,辐射误差占总误差的比重减小,速度误差、导热误差所占的比重逐渐增大,在进出口面积比 $\alpha=9.55$

时,辐射误差所占比重下降为 36.27%。

3 结论

本文采用数值模拟方法研究了屏蔽式总温探针流动与换热的特征,主要结论包括:

(1) 在来流马赫数 $Ma=0.5$ 的条件下,导热和辐射对屏蔽罩表面温度分布影响较大;与仅考虑屏蔽罩对流换热(不考虑屏蔽罩导热和辐射)相比,导热使屏蔽罩表面最高温度能降低约 16K;导热与辐射综合作用时,表面最高温度能降低约 19K。

(2) 气流在屏蔽室内会形成两个涡区,头部区域的球形涡和中部区域的肾型涡区,其中肾型涡区是屏蔽室里的主控涡。在来流马赫数 $Ma=0.5$ 的条件下,肾型涡能达到 80% 的屏蔽室宽度,在径向能占据约 3/4 的屏蔽室长度。

(3) 随屏蔽罩进出口面积比增大,总温探针总稳态误差增大。在低来流马赫数 $Ma=0.2$ 条件下,速度误差和导热误差对进出口面积比的变化不敏感,辐射误差是决定总误差变化的主要因素;随着来流马赫数的提高,速度误差和导热误差对进出口面积比的变化逐渐敏感,总误差随进出口面积比的增大而迅速增大;对于本文研究的探针,在 $Ma=0.6$ 时,出口半径从 1.5mm 减小至 0.5mm,探针总稳态误差变化将超过 12K。

AST

参考文献

- [1] Gorton R E. Temperature measurement for aircraft-turbine-engine development[J]. Experimental Mechanics, 1969, 9 (5) : 27-34.
- [2] Paniagua G, Sieverding C H, Arts T. A review of the von karman institute compression tube facility for turbine research[C]// ASME Turbo Expo, 2013: 44-51.
- [3] Zou Z, Yang W, Zhang W, et al. Numerical modeling of steady state errors for shielded thermocouples based on conjugate heat transfer analysis[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2018, 119: 624-639.
- [4] Moffat R J. Gas temperature measurement, proceeding of temperature-its measurement and control in science and industry [J]. Applications Methods Instrument, 1961 (3) : 553-571.
- [5] Moeller C E, Noland M, Rhodes B L. NASA contributions to development of special-purpose thermocouples[R]. NASA SP-5050, Nasa Special Publication, 1968.
- [6] David L G, Richard S. Design and calibration of a total temperature probe for use at supersonic speeds[R]. NACA Technical Note 1885, 1949.
- [7] George E G, Fredericks S, Truman M S. Radiation and recovery corrections and time constants of several chromel-alumel thermocouple probes in high temperature, high-velocity gas streams[R]. NACA Technical Note.3766, 1956.
- [8] 北京长城计量测试技术研究所. 热电偶 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1978.
Changcheng Institute of Metrology & Measurement. Thermocouple [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1978. (in Chinese)
- [9] 马宏伟, 项乐. 探针支杆对压气机转子性能及流场影响的数值模拟研究 [J]. 推进技术, 2016, 37 (12): 2288-2295.
Ma Hongwei, Xiang Yue. Numerical simulation of the effect of probe support on the performance and flow field of compressor rotor [J]. Propulsion Technology, 2016, 37 (12) : 2288-2295. (in Chinese)
- [10] 李井洋, 马宏伟, 贺象. 楔顶双孔探针测量跨声多级压气机转子出口三维动态流场的方法 [J]. 航空动力学报, 2012, 27 (10): 2262-2268.
Li Jingyang, Ma Hongwei, He Xiang. A method for measuring the three-dimensional dynamic flow field at the rotor outlet of a transonic multi-stage compressor with a dual-hole probe at the wedge top [J]. Journal of Aerodynamics, 2012, 27 (10) : 2262-2268. (in Chinese)
- [11] 向宏辉, 任铭林, 马宏伟, 等. 两类叶型探针对扩压叶栅流场影响的对比 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24 (3) : 26-30.
Xiang Honghui, Ren Minglin, Ma Hongwei, et al. Comparison of the effects of two types of blade probes on diffuser cascade flow field [J]. Gas Turbine Test and Research, 2011, 24 (3) : 26-30. (in Chinese)
- [12] 向宏辉, 任铭林, 马宏伟, 等. 叶型探针对跨声压气机性能影响的数值模拟 [J]. 热能动力工程, 2011, 26 (6): 646-649.
Xiang Honghui, Ren Minglin, Ma Hongwei, et al. Numerical simulation of the effect of blade probe on the performance of transonic compressor [J]. Thermal Power Engineering, 2011, 26 (6): 646-649. (in Chinese)

- [13] 赵俭,王鹏. 涡轮后温度现场校准技术研究[J]. 计测技术, 2009, 29 (4): 8-11.
Zhao Jian, Wang Peng. Study on field calibration technology of turbine rear temperature[J]. Metrology, 2009, 29 (4): 8-11. (in Chinese)
- [14] 赵俭,杨永军,秦存民,等. 瞬态超高温气流温度测量技术初探[J]. 计测技术, 2008, 28: 26-35.
Zhao Jian, Yang Yongjun, Qin Cunmin, et al. A preliminary study on transient ultra-high temperature flow temperature measurement technique [J]. Measuring Technology, 2008, 28: 26-35. (in Chinese)
- [15] 王毅,赵俭. 动态温度测量与校准技术[J]. 计测技术, 2015, 35 (1): 9-13.
Wang Yi, Zhao Jian. Dynamic temperature measurement and calibration technique [J]. Metrology & Measurement Technology, 2015, 35 (1): 9-13. (in Chinese)
- [16] 杨伟平. 屏蔽式总温热电偶流动与换热的数值模拟分析与建模[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017.
Yang Weiping. Flow and heat transfer analysis and steady state error modeling of a shielded thermocouple based on numerical simulation[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

作者简介

张伟昊(1985—) 男,博士,讲师。主要研究方向: 航空发动机气动热力学、叶轮机械设计。

Tel: 010-82316455

E-mail: zhangweihao@buaa.edu.cn

Aerodynamic and Heat Transfer Analysis of a Shielded Total Temperature Probe

Zhang Weihao^{1,2,*}, Yang Weiping¹, Cao Baowu¹, Zahir Ummer¹, Zou Zhengping^{1,2}

1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

2. Advanced Aero-engine Collaborative Innovation Center for Advance Aero-Engine, Beijing 100191, China

Abstract: The steady/unsteady numerical simulation method was used to study the aerodynamic and heat transfer characteristics of a shielded total temperature probe. The effects of inflow Mach number and the ratio of inlet and outlet area on the steady state error were discussed. The results show that, under the condition $Ma=0.5$, heat conduction and radiation can reduce the maximum surface temperature of the shield by about 19K compared with only considering convective heat transfer, and the airflow will form two main vortex regions in the head region and the middle region of the shielding chamber, and the size of the renal vortex region in the middle of the shield chamber is the largest. The velocity error and heat conduction error are sensitive to the change of the inlet and outlet area ratio, and the total error increases rapidly with the increase of the inlet and outlet area ratio. At $Ma=0.6$, the exit radius is reduced from 1.5mm to 0.5mm, and the total steady-state error of the probe will exceed 12K.

Key Words: shielded total temperature probe; steady state error; conjugate heat transfer; inflow Mach number; aspiration rate

Received: 2018-05-10; Revised: 2018-06-11; Accepted: 2018-06-25

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20155651028)

*Corresponding author. Tel.: 010-82316455 E-mail: zhangweihao@buaa.edu.cn