

机翼热气防冰流量分配模型 设计及试验验证方法

丁媛媛* 任哲钊

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要:我国正在开展大型客机机翼热气防冰系统研制任务,自主知识产权的机翼热气防冰系统设计还未投入运营。首先从机翼热气防冰管路设计的原理出发,依据笛形管的流量分配计算方法,建立了管路仿真的 SIMULINK 模型,对不同工况下笛形管的压力、温度、管内流量分布等特性进行了分析。随后,搭建了一套机翼热气防冰地面流量分配试验台架系统,通过实际工程试验获得了笛形管压降和温降分布数据。试验结果表明当供气流量相同,入口温度越高,在笛形管段的沿程压力和温度就越高,压降变化明显,而在笛形管后段温降较小。当入口温度相同,供气流量越小,在笛形管的沿程压力和温度就越低,沿程压降变化较小,而在笛形管后段温降较大。最后,将试验结果和模型计算数据进行对比分析,进一步验证了模型计算正确性。搭建的机翼热气防冰地面流量分配试验平台可为机翼热气防冰系统优化设计提供借鉴。

关键词:机翼热气防冰;笛形管;试验平台;压降;温降

中图分类号: V228.7⁺1

文献标识码: A

OSID:



0 引言

机翼结冰对飞行安全危害极为严重,会导致飞机升阻比系数发生变化,造成飞行性能降低,使得飞机的操纵性和稳定性受到影响^[1]。严重时甚至会造成机毁人亡的飞行事故。因此,飞机的重要位置都会安装防除冰系统来保证飞机飞行的安全性。

当前主流机型都会在机翼缝翼处安装热气防冰系统,原理是通过使用上游气源系统的高温高压气体,对机翼两侧缝翼防护区进行加热达到防冰的目的。经过机翼防冰活门的流量调节功能,将气源系统的热气通过供气管、伸缩管输送到机翼前缘缝翼防冰腔内的笛形管,由笛形管上的小孔喷到整个防冰腔以加热蒙皮内表面^[2]。

目前,对于热气防冰系统的研究主要还是集中在防冰热气载荷^[3-4]和笛形管局部射流对防冰腔热效率影响方面^[5-8],对笛形管出口参数只做了简化

处理,无法充分体现出笛形管在流向上的流量、压力和温度变化。本文的主要工作如下:

- 1) 从机翼热气防冰管路设计原理出发,介绍笛形管的流量分配计算方法,基于 SIMULINK 软件建立管路仿真模型;
- 2) 搭建了机翼热气防冰地面流量分配试验台架系统,将试验结果和模型计算结果进行对比,验证了仿真模型的正确性。

本文的试验结果可对笛形管仿真模型进行交叉验证,本文的仿真方法和搭建的试验系统可对机翼热气防冰系统的性能和优化设计提供重要帮助。

1 笛形管设计原理

1.1 热气防冰系统结构设计思路

笛形管设计的目的是根据防冰热载荷性能指标估算确定机翼各段缝翼中笛形管的管长、管径、热气喷孔孔径、喷孔数目(即孔间距)等结构参数,

* 通信作者. E-mail: dingyuanyuan@comac.cc

引用格式: 丁媛媛,任哲钊. 机翼热气防冰流量分配模型设计及试验验证方法[J]. 民用飞机设计与研究,2023(3):96-103. DING Y Y, REN Z F. Design and experimental verification method of flow distribution model of wing bleed air anti-icing[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(3):96-103(in Chinese).

进而计算得到相应的笛形管的供气流量分配。在相关系统的工程设计中,要合理地确定这些结构参数,让防冰系统能够在发动机的引气能力范围内,满足防冰性能,使得表面温度和溢流水达到设计指标。热气防冰系统结构设计的基本思路如下:

1) 根据所估算的防冰热载荷来预测防冰系统在严酷设计状态点下,满足防冰性能要求时所需的热气流量。

2) 初步确定每段缝翼中笛形管的长度、管径、热气喷口的孔径、喷口间距(即喷口的数目)。

3) 对设计的笛形管进行流量分配计算,得到各段缝翼防冰系统的供气量。

4) 将第3)步中各段缝翼防冰系统的供气量计算结果和1)中预测的防冰所需热气流量进行对比,考虑供气余度^[7],若前者大于后者,说明在假定防冰系统热效率下,所设计的防冰系统能够满足防冰要求。

5) 设计防冰腔内结构,如笛形管热气喷口的排列形式、喷口方向、热气排放口位置、前后腔结构形式、前后腔槽道的结构位置等,如图1所示。

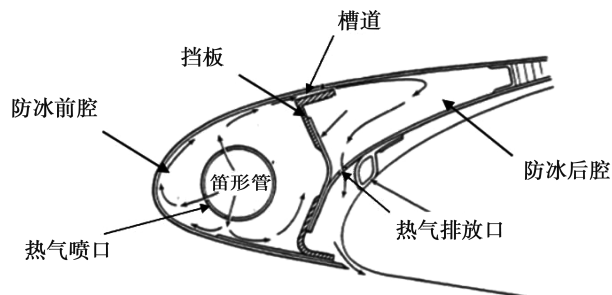


图1 防冰腔结构示意图

设计过程需要进行多次反复设计与性能分析,才能达到设计目标。当总体设计达到预期目标时,根据各段缝翼的供气余度结果,可以进一步对防冰系统进行优化,使得机翼各部分的供气余度更加均匀。

1.2 笛形管供气分配设计方法

飞机机翼由多段缝翼组成,且每段缝翼中会有多段笛形管,笛形管是热气防冰系统的重要部件之一,热气通过供气阀门流入笛形管后,热气会从管壁上的小喷口喷射流出到防冰腔内。笛形管的热气喷口一般设计成音速射流,在提高防冰腔内热气对壁面的射流换热的同时,可以保证防冰系统的供气流量基本不随外部环境压力变化而变化。各段

缝翼的供气量之和即是整个机翼的供气量,同时相应缝翼中包含的各段笛形管的供气量之和等于各段缝翼的供气量,所有热气喷口的热气质量流量的总和等于单段笛形管的供气量。

由以上分析可知,如果能够得到每个热气喷口的热气质量流量,则可以计算得到整个机翼的供气流量分配。那么热气防冰系统的笛形管供气流量分配计算则转变为沿程压降、温降以及单个热气喷口的热气流量和压降的计算。笛形管流量分配示意图如图2所示。

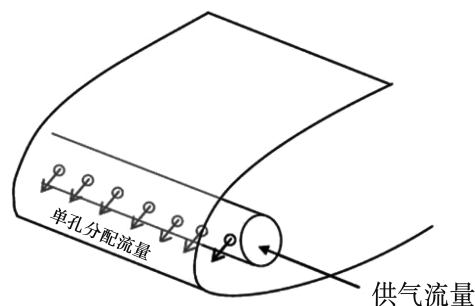


图2 笛形管流量分配示意图

1) 单个喷口流量计算

笛形管的喷口广泛应用于流量控制和流量测量领域,可视为限流孔作为管路节流元件。当上游空气压力和温度给定时,若下游压力和上游压力比值满足公式(1)时,笛形管喷口出口就会达到临界状态^[10]。随着下游压力继续下降,喷口流量不再发生变化。此时,出流流量满足公式(2)。

$$\frac{P_2}{P_1} \leq \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma + 1}} \quad (1)$$

$$Q_m = A_e \left[\gamma P_1 \rho_1 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \right]^{\frac{1}{2}} = \frac{A_e P_1}{\sqrt{T_1}} \left[\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

式中: P_1 为喷口上游压力,Pa; P_2 为喷口下游压力,Pa; γ 为空气定压比热比,取1.4; A_e 为喷口有效面积, m^2 ; T_1 为喷口上游气体温度,K; R 为气体常数,取287 J/(kg·K); ρ_1 为喷口上游空气密度, kg/m^3 。

2) 管内温降计算

当笛形管内空气温度与防冰腔温度存在较大差异时,并且防冰腔内还存在气体流动,就会加速笛形管的散热过程,此时防冰腔内气体流动会产生对流换热^[9],导致的温降可以通过公式(3)进行

计算:

$$\Delta T = (T_{inlet} - T_{bay}) \cdot (1 - e^{-\frac{hC}{Q_n C_p} L}) \quad (3)$$

式中: T_{inlet} 为每段笛形管入口温度, $^{\circ}\text{C}$; T_{bay} 为防冰腔内温度, $^{\circ}\text{C}$; Q_n 为每段笛形管内流量, kg/s ; h 为防冰腔内对流换热系数, $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$; C 为笛形管周长, m ; L 为该段笛形管管长, m ; C_p 为空气的定压比热, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

3) 管内压降计算

气体在管内流动时, 由于气体与管壁发生摩擦, 在沿笛形管流动的方向上存在压力损失, 导致每个喷口的入口压力有所降低; 另一方面, 在管径收缩或扩张时会引起局部压力损失; 同时热气从笛形管喷口喷出时由于小孔节流效应, 会引起喷口处的压力损失。

首先, 考虑沿程压力损失, 沿程压力损失模型如式(4):

$$\Delta P_1 = \lambda \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{\rho v^2}{2} \quad (4)$$

式中: D 为管内径, m ; L 为管长度, m ; λ 为沿程阻力系数, 与雷诺数和管内粗糙度有关; ρ 为气体密度, kg/m^3 ; v 为管内气体流速, m/s 。

其中, 管内流动为层流时, 沿程阻力系数 λ 只与雷诺数 Re 大小有关。当管内流动为湍流时, 沿程阻力系数与雷诺数 Re 和管内相对粗糙度有关。

其次, 管路的突然收缩、扩展会引起局部压力损失 ΔP_2 , 由于其量级较小, 在初步设计中可忽略不计。

第三部分是喷口处的压力损失 ΔP_3 , 可由式(5)进行计算:

$$\Delta P_3 = \left[1 + \frac{2}{(\gamma - 1) M_1^2} \right] \frac{\gamma}{(1 - \gamma)} K_c \cdot P_3 \quad (5)$$

式中, P_3 为笛形管内气体静压, Pa ; M_1 为笛形管内马赫数; K_c 为笛形管内可压损失系数, 可由式(6)进行计算:

$$K_c = C_{Re} \cdot C_{cc} \cdot K_o \quad (6)$$

式中: C_{Re} 为雷诺数修正因子, 与管内流动雷诺数有关; C_{cc} 为可压修正因子, 与流量系数有关; K_o 为不可压损失系数, 可由式(7)进行计算:

$$K_o = \left\{ 1 - \left(\frac{d}{D} \right)^2 C_{cc} \right\}^2 \frac{1}{\left(\frac{d}{D} \right)^4 C_{cc}^2} \quad (7)$$

式中: d 为笛形管喷口直径, m 。

将上述两部分压降损失参数化整理后, 形成通用的笛形管压降 ΔP_t 计算模型, 如公式(8)所示。

$$\Delta P_t = \frac{K}{\sigma} \cdot Q_m^\alpha \quad (8)$$

式中: K 和 α 为管内压降工程系数; Q_m 为管内流量, kg/s ; σ 为管内压缩比, 可由式(9)进行计算:

$$\sigma = \frac{T_0(P_{inlet} + P_{outlet})}{P_0(T_{inlet} + T_{outlet})} \quad (9)$$

式中: T_0 为标准大气环境温度, $^{\circ}\text{C}$; T_{outlet} 为管外温度, $^{\circ}\text{C}$; P_0 为标准大气压力, Pa ; P_{outlet} 为管外压力, Pa ; P_{inlet} 为管内压力, Pa 。

1.3 流量分配仿真模型

本文基于 SIMULINK 搭建了型号飞机所有喷口以及管路的计算模型, 如图 3 所示是前缘防冰系统笛形管流量分配仿真模型, 其中包括气源引气的流量模块、外部环境模块和热气喷口模块。在模型中, 给定气源引气流量和外部环境压力, 给定笛形管的管径、管长、热气喷口直径、孔数等参数, 依据 1.2 节的理论计算方法计算单个喷口流量, 通过叠加每段笛形管中每个热气喷口的流量来计算该段笛形管的供气流量, 进一步计算每段缝翼的供气流量, 从而得到整个机翼的供气流量分配。计算过程中以翼梢防冰腔截面为起点, 以达到音速射流的最低压力为笛形管末端压力, 通过每米设定的防冰腔截面参数进行流量、温度累加计算, 从而可通过 1.2 节压降公式得到管内压降工程系数, 进一步优化设计模型。

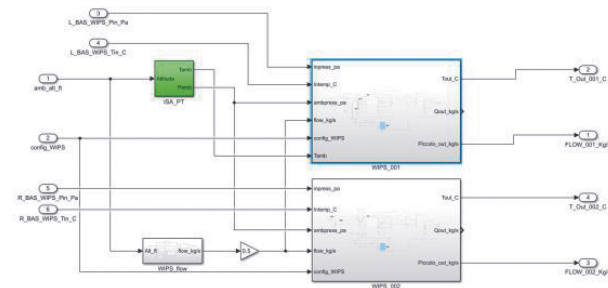


图 3 笛形管流量分配计算模型

计算工况如表 1 所示。

表 1 笛形管流量分配计算工况

笛形管入口温度	笛形管入口流量	笛形管入口压力
200 $^{\circ}\text{C}$	0.83 kg/s	3.5 bar

笛形管沿程压力和温度变化如图 4 和图 5 所示。

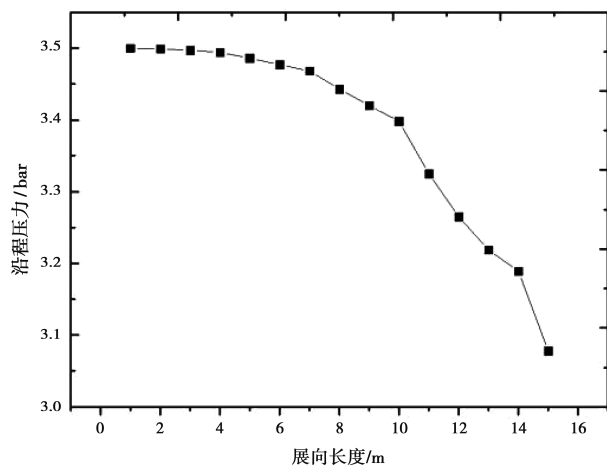


图4 笛形管压力沿程分布

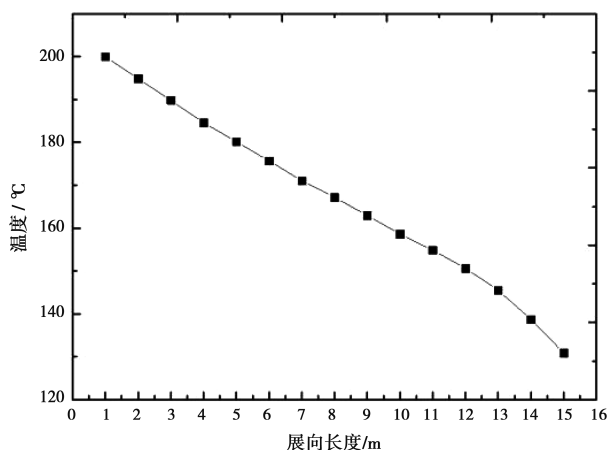


图5 笛形管温度沿程分布

由图4和图5可知,沿程压力和温度在整个笛形管展向上呈现下降趋势,说明管内的热气流量也在减少。从整体方面分析,压力在前段下降较为平稳,在后段下降趋势加剧。推断是由于在笛形管前段进入的流量较大,管内热量和流量变化较为平稳;随着笛形管展向流动的距离增加,流量逐渐变小,造成了管内热量和流量变化加剧,接近笛形管末端,温度和压力下降趋势越快。

2 地面流量分配试验

2.1 试验平台介绍

为了验证计算模型的准确性,通过试验测量笛形管沿程压降、温降参数,进一步通过计算获取压降工程系数 K 和 α ,可用于校准防冰笛形管计算模型。试验采用与模型设计相同的单侧机翼防冰系统原理样件作为试验对象,包含机翼系

统活门、供气管、伸缩管、笛形管、温度传感器和压力传感器,在供气管(防冰活门上游)、笛形管入口、笛形管中间变径处、笛形管末端等位置加装了压力传感器和温度传感器,试验对象的状态如图6所示。

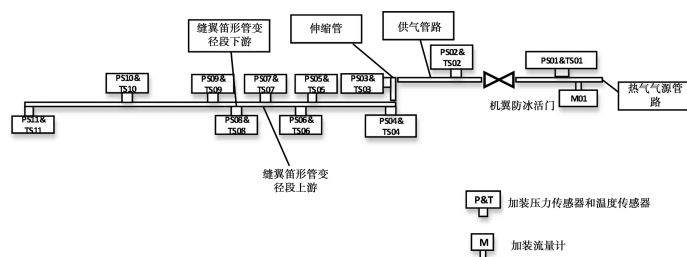


图6 流量分配试验台架示意图

试验台架通过控制热气气源管路上供气流量和温度控制试验目标参数。试验工况点控制参数如表2所示,试验取稳定段的试验工况数据。各试验工况点在稳定后的供气流量波动范围均在 $\pm 0.05 \text{ kg/s}$ 内,4个工况点的温度波动范围在 $\pm 3 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 内。

表2 试验工况点控制参数

序号	供气流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	活门上游温度/ $^{\circ}\text{C}$
1	0.976	209.7
2	0.754	211.2
3	0.968	219.1
4	0.776	219.2

取各工况点稳定段试验数据平均值,由此得到不同工况点下机翼防冰管内沿程压力变化曲线(见图7)和温度变化曲线(见图8)。

由图7可以看出,热气从气源管路进入,经过防冰活门调节后进入伸缩管,随后进入笛形管。试验中在笛形管孔径、环境压力与环境温度相对稳定的条件下,对比试验1与试验3,当供气流量接近,入口温度越高,热气流量在供气管路、活门上下游和伸缩管段的压力变化越为剧烈,笛形管段的沿程压力越高,压降变化越为明显,说明在笛形管内流量参数变化较大。对比试验3与试验4,当入口温度相同,供气流量越小,热气流量在供气管路、活门上下游和伸缩管段的压力变化越缓慢,在笛形管的沿程压力分布越低,压降变化就越小。

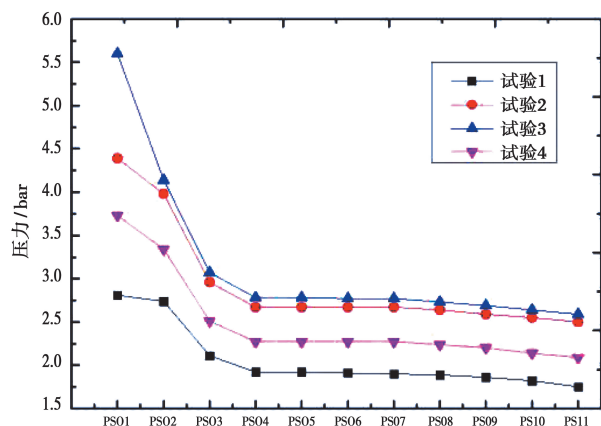


图7 机翼防冰管内沿程压力变化曲线

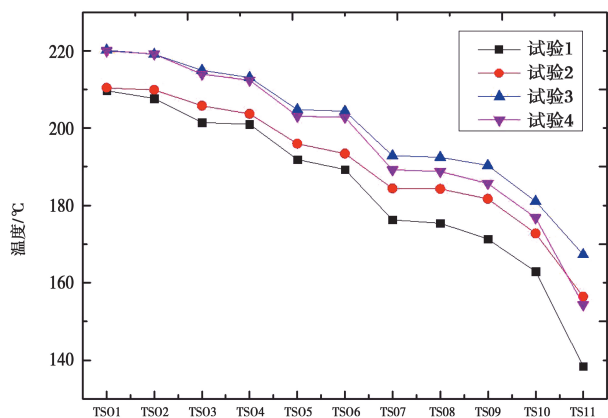


图8 机翼防冰管内沿程温度变化曲线

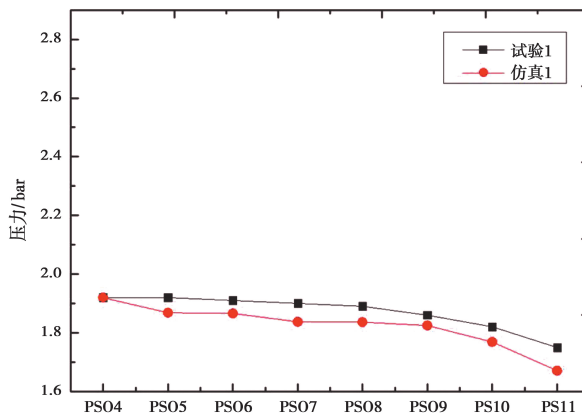
由图8可以看出,各试验工况点下的机翼防冰管内沿程温度变化趋势较为一致。在前半段管内温度下降趋势平缓,在后半段管内温度下降趋势较大,表明流动的热气在笛形管前段通过流量较大,温度参数变化平稳,在笛形管后半段,流量变小导致热气温度迅速下降,也表明后半段的加热效率减小。对比试验1与试验3,当供气流量接近,入口温度越高,管路沿程温度越高,在笛形管后段温降变化越小;对比试验3与试验4,当入口温度相同,供气流量越小,热气流量在笛形管的沿程温度值越低,在笛形管后段温降变化越大。

通过试验获取管路各段的压力、温度、流量参数后,结合工程经验选定压降工程参数 α ,根据公式(8)计算笛形管压降工程参数 K 的平均值,进一步修正笛形管计算模型,优化流量、压降和温降计算值。

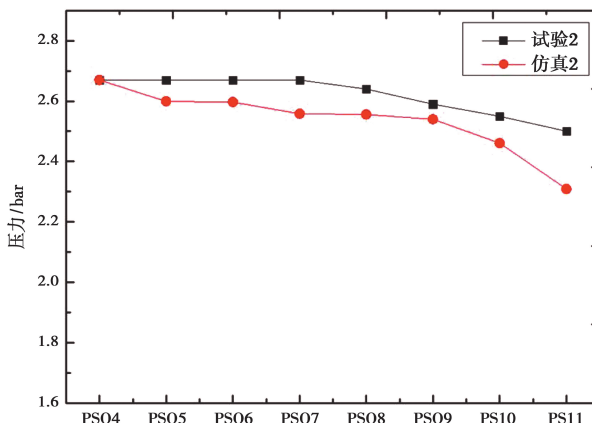
2.2 试验数据与仿真结果对比分析

根据试验中的笛形管构型(实际长度、孔数、孔

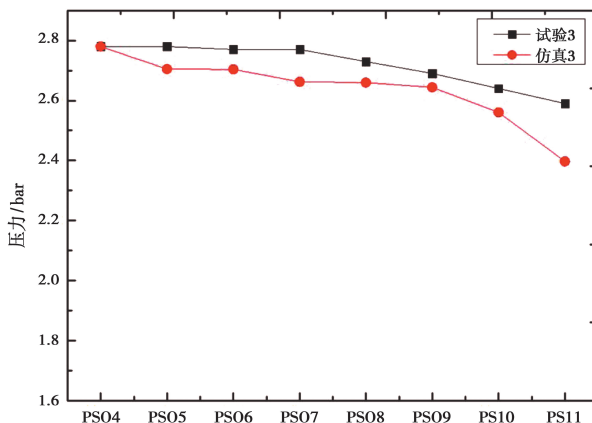
径),对笛形管的模型修正后计算各测点的笛形管压降和温降,各工况点试验与仿真对比数据如图9和图10所示。



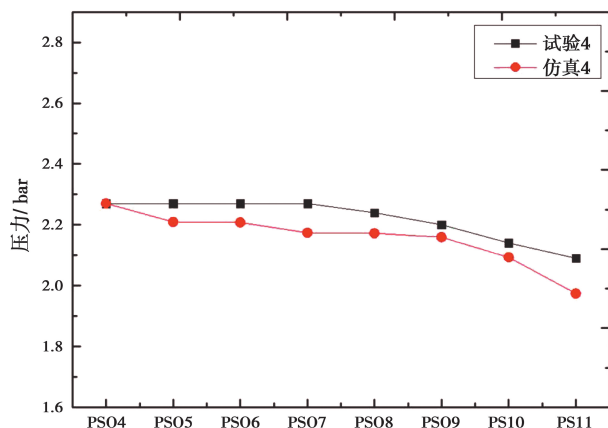
(a) 笛形管段工况1沿程压力分布



(b) 笛形管段工况2沿程压力分布

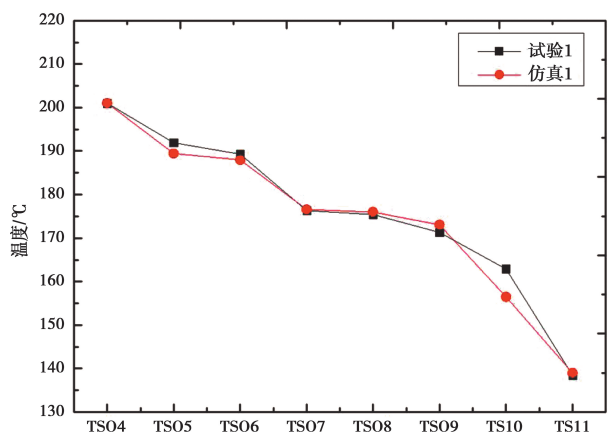


(c) 笛形管段工况3沿程压力分布

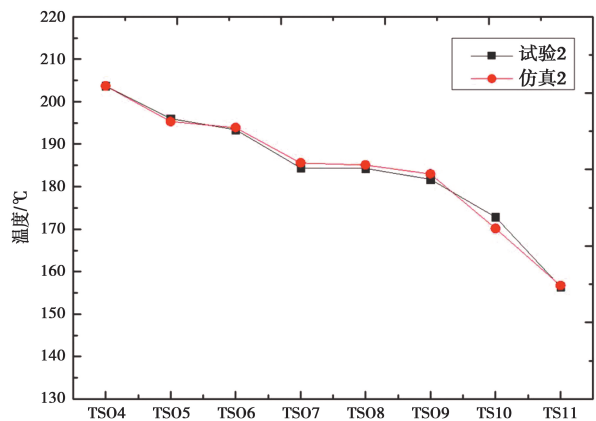


(d) 笛形管段工况 4 沿程压力分布

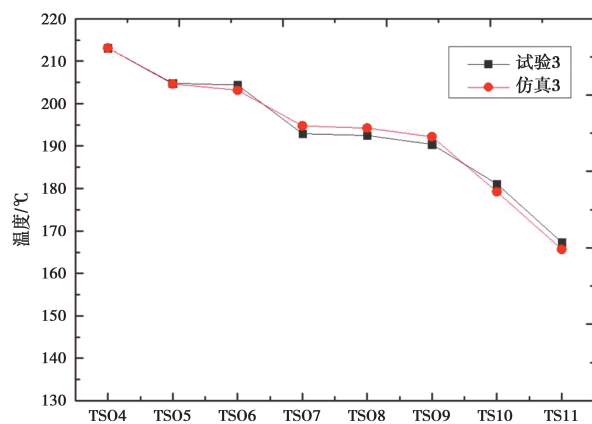
图 9 笛形管各测点仿真与试验压力变化曲线



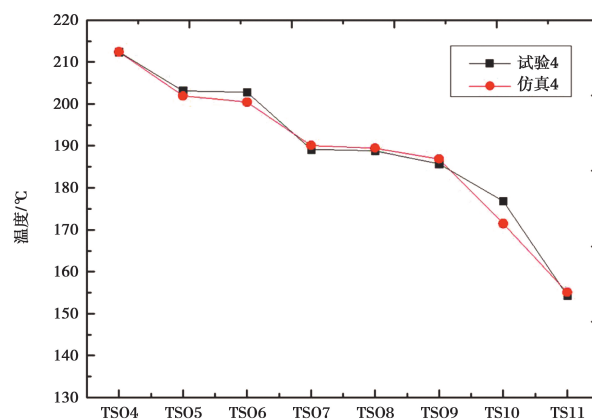
(a) 笛形管段工况 1 沿程温度分布



(b) 笛形管段工况 2 沿程温度分布



(c) 笛形管段工况 3 沿程温度分布



(d) 笛形管段工况 4 沿程温度分布

图 10 笛形管各测点仿真与试验温度变化曲线

由图 9 可以看出,笛形管各测点仿真与试验压力数据变化趋势较为一致,试验沿程压降比仿真沿程压降小,推测原因是在计算模型中考虑了沿程阻力系数,其与雷诺数 Re 和管内相对粗糙度有一定的关联,从而影响 K 和 α ,因此仿真与试验压降数据有一定的差别,在后续试验中可以对管内粗糙度和管内流动速率进行测量,进一步修正沿程阻力系数。

由图 10 可以看出,笛形管中各测点的仿真与试验温度整体变化趋势基本相同,由此可知温降模型与试验结果匹配。

3 结论

本文基于 SIMULINK 软件建立某型飞机机翼防冰管路系统仿真模型,并参照模型设计搭建单侧机翼防冰系统原理样件试验平台并开展试验,验证计算模型的准确性。在此基础上开展机翼防冰管路流量、笛形管温度与压力分布分析,得出以下结论:

1) 在笛形管前段进入的流量较大,管内热量和流量变化较为平稳,沿程压力在翼展前段下降较为平稳,在后段下降趋势加剧。随着笛形管展向流动的距离增加,流量逐渐变小,造成了管内热量和流量变化加剧,接近笛形管末端,温度和压力下降趋势越快。

2) 通过试验数据可知,当供气流量相同,入口温度越高,热气流量在供气管路、活门上下游和伸缩管段的压力变化越为剧烈,笛形管段的沿程压力越高,压降变化越为明显,说明在笛形管内流量参数变化较大;而热气在管路沿程温度越高,在笛形管后段温降变化越小,说明笛形管后段的加热功率高。

3) 当入口温度相同,供气流量越小,热气流量在供气管路、活门上下游和伸缩管段的压力变化越缓慢,在笛形管的沿程压力越低,压降变化较小,在笛形管内流量参数变化小;热气流量在笛形管的沿程温度越低,在笛形管后段温降变化越大,说明在笛形管后段的加热功率低。因此在设计机翼防冰管路过程中,应综合考虑沿程管路压力与温度的变化情况优化结构参数。

4) 笛形管各测点仿真与试验压力与温度变化趋势一致,由此可知本试验平台可以用来验证仿真结果,试验数据可以用来优化设计模型。

参考文献:

- [1] 裴燮纲,韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京:航空专业教材审编组,1985.
- [2] 霍西恒,刘鹏,贾丽杰. 民用客机机翼热气防冰系统问题初探[J]. 民用飞机设计与研究,2010(4):16-18;27.
- [3] HEERSEMA N, STEWART E. Computational heat flux analysis for HEATheR electric aircraft wing ice protection systems: AIAA 2021-2650[C]//AIAA AVIATION 2021 FORUM: Virtual Event, August 2-6, 2021. [S. l.]: AIAA, 2021.
- [4] KHALIL E E, SAID E, ALSAHEH A, et al. Effect of hot air jet arrangement from a piccolo tube in aircraft wing anti-icing system: AIAA 2020-3952[C]//AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum: Virtual Event, August 24-28, 2022. [S. l.]: AIAA, 2020.
- [5] 常士楠,袁美名,霍西恒,等. 某型飞机机翼防冰系统计算分析[J]. 航空动力学报,2008(6):1141-1145.
- [6] 王大伟. 民用飞机防冰系统笛形管热、流量分配研究[J]. 民用飞机设计与研究,2012(增刊1):169-173.
- [7] 卜雪琴,郁嘉,林贵平,等. 机翼热气防冰系统设计[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(8):927-930.
- [8] 周玉洁,朱春玲. 热气防冰系统中热力学参数对其性能的影响[J]. 江苏航空,2010(4):6-8.
- [9] 周光炯,严宗毅,许世雄,等. 流体力学(第二版):下册[M]. 北京:高等教育出版社,2000:251-257.
- [10] 姜萍. 飞行器热气防冰系统数值模拟与设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.

作者简介

丁媛媛 女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机防除冰、飞机环控等。E-mail: dingyuanyuan@comac.cc

任哲钊 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机防除冰、飞机环控等。E-mail: renzhefan@comac.cc

Design and experimental verification method of flow distribution model of wing bleed air anti-icing

DING Yuanyuan^{*} REN Zhefan

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: China is carrying out the research and development of bleed air anti-icing system of a large civil aircraft wing, and the design of the system with independent intellectual property rights has not yet been put into operation. In this paper, based on the design principle of bleed air anti-icing system of an aircraft wing, according to the flow distribution calculation method of the piccolo, the SIMULINK model of the pipeline simulation was established, and the pressure, temperature, flow distribution in the pipe of the piccolo under different working conditions were analyzed. Subsequently, this paper established a set of test bench system for ground flow distribution, and obtained the pressure drop and temperature drop distribution data of the piccolo through actual engineering tests. The experimental results show that when the bleed air flow is the same, the higher the inlet temperature is, the higher the pressure and temperature along the piccolo section are, and the pressure drop changes significantly, while the temperature drop in the rear section of the piccolo section is small. When the inlet temperature is the same, the smaller the bleed air flow is, the lower the pressure and temperature along the piccolo section are, the pressure drop changes smaller, and the temperature drop in the rear section of the piccolo is greater. Finally, this paper compares and analyzes the test results with the model calculation data, and further verifies the correctness of the model calculation. The test platform for the flow distribution of bleed air anti-icing system of aircraft wing on the ground built in this paper can provide a reference for the optimization design of bleed air anti-icing system of aircraft wing.

Keywords: bleed air anti-icing of wing; piccolo; test platform; pressure drop; temperature drop

^{*} Corresponding author. E-mail: dingyuanyuan@comac.cc