

基于内外传热耦合的热气防冰系统仿真计算

郭 涛^{1,2}, 林 丽², 朱程香¹

(1. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘 要: 基于内外传热耦合原理,建立了热气防冰系统的 AMESim 仿真模型,研究热气防冰系统在不同引气状态下,管路流量、压力及蒙皮温度的变化规律.采用所建立的仿真方法,计算飞机机翼热气防冰系统的内部流动特性和内外耦合传热特性,将计算结果与热气防冰系统流量分配试验结果进行对比.结果表明:管路流量、压力和蒙皮温度的仿真计算结果与试验结果最大误差为 9%,验证了该仿真模型的正确性.在此基础上,对飞机短舱热气防冰系统进行了仿真,分析了飞行包线下系统内外的换热、温度变化、加热效率等关键参数的瞬态特性.仿真结果为热气防冰系统的设计、分析与优化提供依据.

关 键 词: 热气防冰系统; 传热耦合; 防冰腔; 瞬态特性; AMESim 仿真模型

中图分类号: V244.1

文献标志码: A

Simulation calculation of hot air anti-icing system based on internal-external conjugate heat transfer

GUO Tao^{1,2}, LIN Li², ZHU Cheng-xiang¹

(1. College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Based on the principle of conjugate heat transfer between the external and internal chamber, AMESim simulation model was established for the hot air anti-icing system. The change rules of the flux, pressure and skin temperature in different bleeding conditions were researched. The internal flow characteristics and the conjugate heat transfer characteristics of the aircraft wing anti-icing system were calculated using this model. The predictions of the flux, temperature and pressure were verified against those in the flow distribution experimental data of the wing anti-icing system, showing a satisfactory agreement. The maximum error was less than 9%. Its accuracy and validity were validated with the comparison of results. On the basis of modeling, a nacelle hot air anti-icing system was simulated. The transient characteristics of key parameters under a certain flight envelop, such as the heat flux, temperature and heating efficiency, were analyzed. The results can be provided as a reference for design, analysis and optimization of hot air anti-icing system.

Key words: hot air anti-icing system; conjugate heat transfer; anti-icing chamber; transient characteristics; AMESim simulation model

防除冰系统是保证飞机飞行安全的重要系统,热气防冰是大型飞机机翼和发动机经常采用

的一种方式.热气一般引自发动机,这样会带来一定的代偿损失.设计高效的热气防冰系统以减少

发动机引气和飞机的代偿损失,成为防冰系统的重大挑战^[1-2].通过对系统动态特性进行仿真,寻求最优参数,确定合理的构型,了解和掌握系统工作过程中各参数动态工作特性和参数变化,是改进和完善系统的重要方法.防除冰系统仿真主要有水滴撞击特性计算、结冰形状计算、系统传热性能计算等,杨倩和常士楠基于计算流体力学(CFD)通用软件 Star CD 进行了水滴撞击特性的计算^[3],卜雪琴和林贵平利用软件 Fluent 和用户自定义函数(UDF)用 Eulerian 法进行了水滴撞击特性的研究^[4],文献[5]开展了三维复杂表面的水滴撞击特性计算,文献[6-7]进行了三维特性防冰热载荷计算研究,提出了内外强固传热耦合计算热气防冰表面温度的方法来评估热气防冰系统的防冰能力.文献[8]采用数值模拟的方法优化热气腔结构,分析各参数对防护表面温度分布、防冰效率的影响,以优化防冰腔结构,提高热气利用率.文献[9]基于软件 Flowmaster 和 Fluent,根据防冰热载荷及热效率结果预测每段缝翼防冰所需热气流量,引入参数供气余度来分析防冰系统热性能.文献[10]以短舱防冰腔为例,利用 FENSAP-ICE 软件计算了包含水滴撞击与溢流效应的耦合传热.文献[11]提出一种用于笛形管优化设计的方法,利用降阶模型和遗传算法,建立确定笛形管射流角度、孔间距、小孔至前缘距离等参数的函数.

防除冰系统的仿真需要在已知系统构型初始参数及防冰腔耦合热力学参数的基础上进行迭代优化,如果采用三维数值计算,会大大延长设计周期,无法快速得到确定系统管路布局、管径、管长、笛形管射流孔布局以及防冰腔尺寸等参数,而这些参数是保证系统引气损失最小,并以最大热效率进行防冰的关键.

本文基于 AMESim 的仿真平台^[12],提出一维内外传热耦合的计算方法,根据系统组件的工作特性建立了热气防冰系统仿真模型,对系统管路压力损失、防冰腔内外的传热进行了研究.通过仿真结果与试验的对比分析,证明系统仿真模型的工程适用性.

1 热气防冰系统仿真模型

典型的热气防冰系统主要由防冰导管、笛形管、防冰腔等组件构成,图 1 是典型的机翼热气防冰腔结构.热气防冰系统的计算主要包括引气管路流动特性、笛形管流阻匹配及热流量分配、防冰腔内外传热耦合计算.其中笛形管流阻匹配及热

流量分配和防冰腔内外传热耦合计算是热气防冰系统仿真计算的难点.

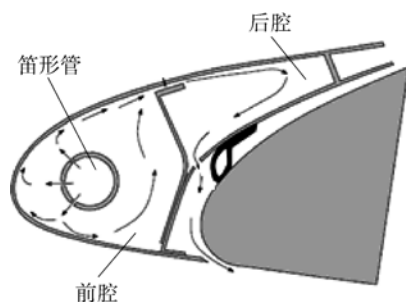


图 1 机翼热气防冰系统结构示意图

Fig. 1 Schematic of wing hot air anti-icing system

1.1 笛形管流量计算模型

笛形管是热气防冰系统的重要部件之一,影响系统的热气分配与供气量大小.笛形管射流孔的流通长度与孔径之比小于 0.5,通过射流孔的流量可由薄壁小孔流量公式计算.气体在流过薄壁小孔时只有局部能量损失而不产生沿程能量损失.对于可压缩流动,薄壁小孔流量计算公式为^[13]

$$\dot{m} = A \cdot C_q \cdot C_m \frac{p_{up}}{\sqrt{T_{up}}} \quad (1)$$

式中 A 为小孔截面积; C_q 为流动系数; C_m 为流量系数; p_{up} 为上游压力; T_{up} 为上游温度.

对于流动系数 C_q ^[14],有

$$C_q = \left\langle \left[\left[-1.6827 \frac{p_{dn}}{p_{up}} + 4.6 \right] \frac{p_{dn}}{p_{up}} - 3.9 \right] \cdot \frac{p_{dn}}{p_{up}} + 0.8415 \right\} \frac{p_{dn}}{p_{up}} - 0.1 \left\} \frac{p_{dn}}{p_{up}} + 0.8414 \quad (2)$$

对于流量系数 C_m ^[13],有

当 $\frac{p_{dn}}{p_{up}} > K_{cr}$ 时

$$C_m = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\left[\left(\frac{p_{dn}}{p_{up}} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_{dn}}{p_{up}} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]} \quad (3)$$

当 $\frac{p_{dn}}{p_{up}} \leq K_{cr}$ 时

$$C_m = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma(\gamma+1)}} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4)$$

其中 K_{cr} 为临界压力系数, p_{dn} 为下游压力,对于理想气体,有

$$K_{cr} = 0.528 \quad (5)$$

1.2 防冰腔内外传热耦合模型

防冰腔内部流动复杂,传热过程也复杂,同时受到内部以及外部气体的对流和辐射.图 2 是从某型飞机机翼热气防冰系统截取的一段防冰腔,

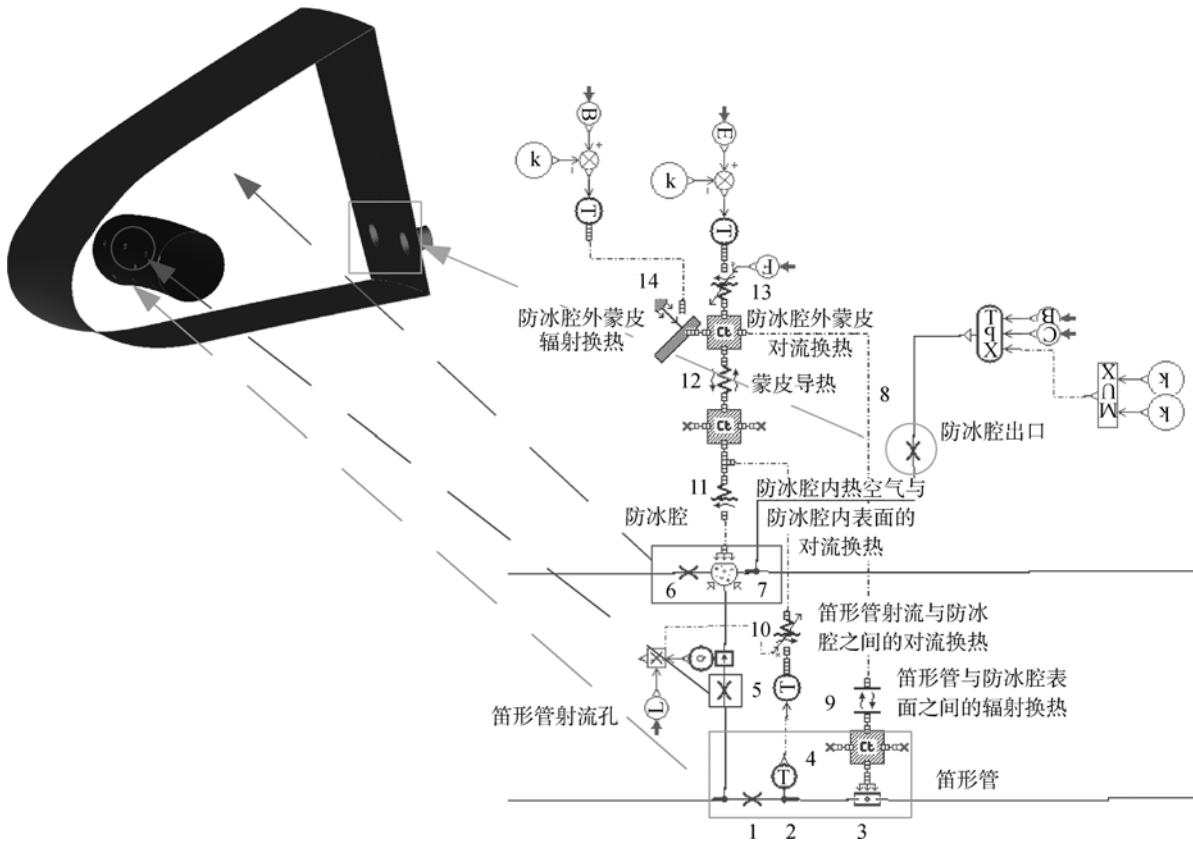


图 2 防冰腔的传热耦合模型

Fig. 2 Conjugate heat transfer model of anti-icing chamber

基于此建立防冰腔传热耦合模型。

图 2 中元件 1、元件 2、元件 3 和元件 4 为笛形管的流动模型,元件 1 计算通过笛形管的流量,元件 3 计算经过每段笛形管的压力损失和温度损失;元件 5 模拟笛形管射流孔,计算第 5 段笛形管上所有射流孔的供气;元件 6、元件 7 模拟防冰腔内的流动,计算防冰腔内气体的压力、温度等热力学参数;元件 8 模拟防冰腔的出口,热气从这里排出大气;元件 9 模拟笛形管与防冰腔表面之间的内部辐射换热;元件 10 模拟笛形管射流与内蒙皮之间的强迫对流换热;元件 11 模拟防冰腔内空气与内蒙皮之间的对流换热;元件 12 模拟蒙皮的导热;元件 13、元件 14 模拟防冰腔蒙皮与外界环境的传热模型,包括外部环境对流换热与辐射换热,其中辐射换热包括蒙皮吸收的太阳辐射热及与环境大气之间的辐射换热。

1.2.1 对流换热计算模型

对流换热计算有两种方法:努塞尔数(Nu)修正法和自定义法。自定义法是直接输入与对流换热系数有关的参数。努塞尔数修正法认为当冷空气流过热表面时,表面换热兼有自然对流和强迫对流两种型式。混合对流的努塞尔数 $Nu_{mixture}$ 为

$$Nu_{mixture} = \sqrt[3]{Nu_{free}^3 + Nu_{force}^3} \quad (6)$$

式中 Nu_{free} 为自然对流换热努塞尔数, Nu_{force} 为强迫对流换热努塞尔数。

对于冷空气在上,热表面在下的自然对流换热情况,表面传热系数的准则方程式为^[15]

$$\begin{cases} Nu_{free} = 0.54(RePr)^{0.25} & RePr < 4.74 \times 10^6 \\ Nu_{free} = 0.15(RePr)^{0.33} & RePr \geq 4.74 \times 10^6 \end{cases} \quad (7)$$

对于平板强迫对流的情况,表面传热系数的准则方程式为^[15]

$$\begin{cases} Nu_{force} = 0.664Re^{0.5}Pr^{0.33}\frac{\lambda}{l} & Re < 2 \times 10^5 \\ Nu_{force} = 0.0296Re^{0.8}Pr^{0.33}\frac{\lambda}{l} & Re > 2 \times 10^5 \end{cases} \quad (8)$$

式中 Re 为雷诺数; Pr 为普朗特数, λ 为空气导热系数, l 为从前缘点算起的表面距离。

射流引起的内表面的努塞尔数是蒙皮表面温度分布的重要参考依据,可以用实验和数值求解的方法得出,还可以通过数据拟合的方法得出,努塞尔数是一个涉及多参数的函数,根据文献[6],得到内壁努塞尔数 Nu_{inwall} 的拟合公式为

$$Nu_{inwall} = 0.282 M_a^{0.49} \left(\frac{H}{d} \right)^{-1.69} \left(\frac{W}{d} \right)^{-0.856} \times \exp \left[9.14 \left(\frac{H}{d} \right)^{0.034} \left(\frac{H}{d} \right)^{0.074} \right] - 3 \quad (9)$$

式中 H 为射流孔距蒙皮距离; W 为同排射流孔的间距; d 为射流孔直径。

1.2.2 辐射换热计算模型

防冰腔蒙皮内表面与笛形管管壁之间形成辐射换热^[16]

$$q_i = \frac{\sigma(t_2^4 - t_1^4)}{\frac{1 - \epsilon_1}{\epsilon_1 A_1} + \frac{1}{A_1 F_{12}} + \frac{1 - \epsilon_2}{\epsilon_2 A_2}} \quad (10)$$

$$A_1 \cdot F_{12} = A_2 \cdot F_{21} \quad (11)$$

式中 σ 为波尔兹曼常数; ϵ_i 为表面 i 的辐射率; A_i 为表面 i 的辐射面积; F_{12} 为表面之间的角系数。

防冰腔蒙皮外表面接受太阳辐射, 太阳辐射热为^[17]

$$Q_s = q_s \cdot A \quad (12)$$

式中 q_s 为太阳辐射强度; A 为辐射面积。

1.3 系统开启控制模型

对短舱防冰系统的开启根据飞行速度大小来确定的, 飞行速度 V 定义为

$$\begin{cases} \tau < 0 & V = 14 \text{ m/s (风速)} \\ \tau \geq 0 & V \text{ 为实际飞行速度} \end{cases} \quad (13)$$

系统开启时间 τ 的控制方程为

$$\begin{cases} \tau < 0 & \text{输出信号为 0} \\ \tau \geq 0 \text{ 且 } V \geq 10 \text{ m/s} & \text{输出信号为 1} \end{cases} \quad (14)$$

2 仿真流程

热气防冰系统性能仿真主要是根据防冰热载荷初步确定系统的发动机引气参数、引气管路的管径和管长、笛形孔管管径和管长、笛形孔孔径以及防冰腔结构。然后根据系统组成, 将笛形管和防冰腔分为 n 段, 进行流阻和温降的计算, 初步得到笛

形管入口的压力和温度。针对第 i 段笛形管, 根据笛形管的管径、管长、笛形孔孔径等参数, 计算流过该段笛形管的流阻等参数, 得到第 $i+1$ 段笛形管入口的压力和温度等参数, 同时对防冰腔内的传热进行计算。根据计算得到系统用气量、各段防冰腔的表面温度, 计算各段防冰腔的加热效率。如果满足系统的用气量限制, 且表面温度和加热效率较高, 说明方案可行, 否则重新设置系统各组件的参数, 重新计算。

3 仿真实例及验证

3.1 机翼热气防冰仿真计算验证

本文以机翼防冰系统的流量分配优化试验为基础对建立的模型进行验证, 机翼防冰系统流量分配试验原理如图 3 所示, 图中 p 代表压力测试点, t 代表温度测试点, G 代表流量测试点, 下标数字为测试点代号。

选取试验的 4 个状态进行验证, 各状态的入口引气参数分别为: 状态 1 压力为 250 kPa, 温度为 220 °C; 状态 2 压力为 400 kPa, 温度为 220 °C; 状态 3 压力为 550 kPa, 温度为 220 °C; 状态 4 压力为 450 kPa, 温度为 200 °C。流量计算结果与试验结果对比见表 1, 压力和温度计算结果与试验结果对比见图 4、图 5。

对比计算结果和试验结果, 可以看出: 总流量的计算结果和试验测量结果基本一致, 最大误差为 7.08%; 压力理论计算和试验结果比较一致, 误差在 8% 以内; 温度理论计算和试验结果比较一致, 误差在 9% 以内; 证明所建立的系统仿真模型基本准确、有效, 可用于模拟热气防冰系统。

3.2 短舱热气防冰系统仿真计算

短舱防冰系统仿真模型如图 6 所示。根据短舱防冰系统的结构特点, 将防冰腔分为 10 段进行

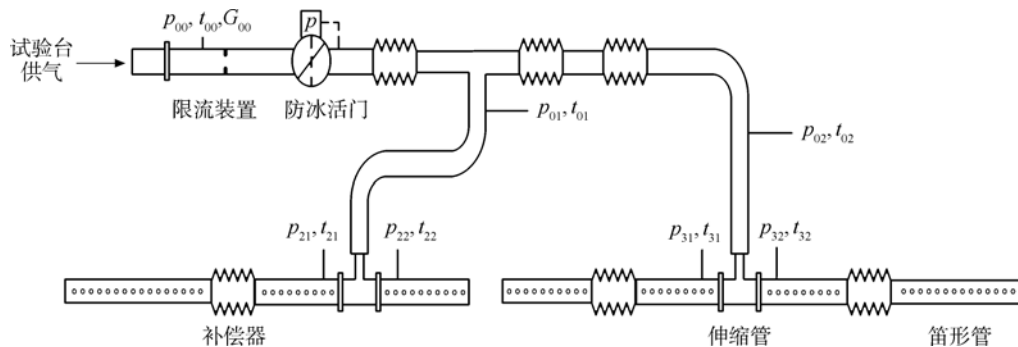


图3 机翼防冰系统流量分配试验示意图

Fig. 3 Schematic of wing anti-icing system flow distribution experiment

表 1 各状态流量计算和试验结果对比
Table 1 Comparison of simulation results and experiment results of flux

参数	状态编号			
	1	2	3	4
供气压力/kPa	250	400	550	450
供气温度/℃	220	220	220	200
试验流量/(kg/h)	3550	5879	6103	5985
计算流量/(kg/h)	3349	5659	5704	5561
误差/%	5.66	3.74	6.54	7.08

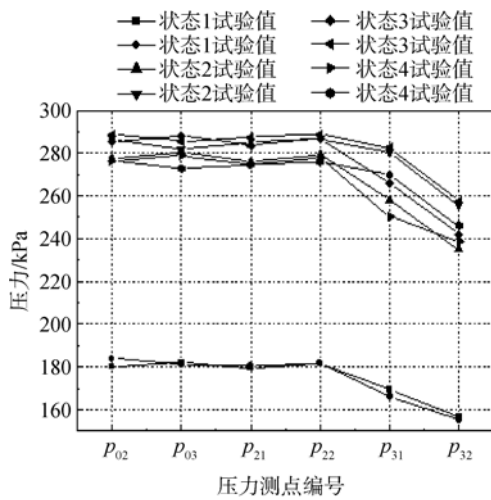


图 4 各状态压力计算和试验结果对比
Fig. 4 Comparison of simulation results and experiment results of pressure

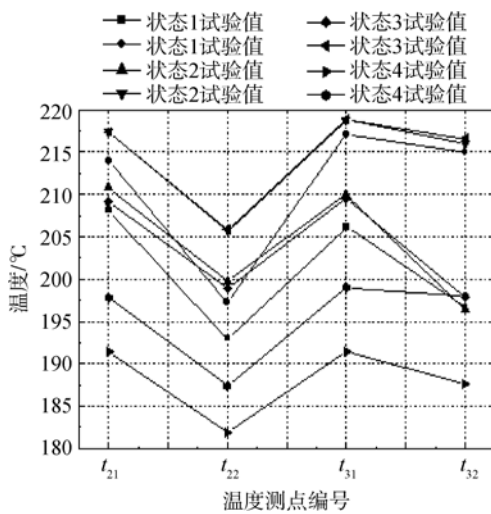


图 5 各状态温度计算和试验结果对比
Fig. 5 Comparison of simulation results and experiment results of temperature

模拟(图中编号①,②,...,⑩),同样将笛形管分为相应的 10 段.防冰腔和笛形管分别形成两个闭

环,外环为防冰腔,内环为笛形管.

计算条件为:笛形管长为 3.1 m,管径为 28 mm,笛形孔孔径为 1.2 mm,孔数为 200,上游引气压力为 450 kPa,引气温度为 200 ℃,防冰活门的调节压力为 350 kPa.另外,飞行高度,环境温度和飞行速度随着飞行阶段的变化如图 7 所示.

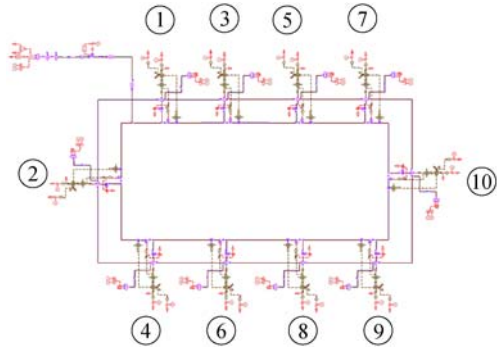


图 6 短舱结构图
Fig. 6 Nacelle configuration

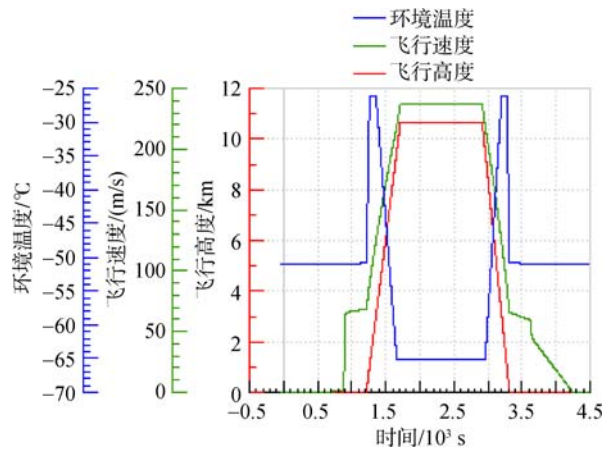


图 7 飞行条件
Fig. 7 Flight condition

图 8 为某段防冰腔内外换热热流随飞行时间的分布.从图 8 中可以看出,随着飞行速度的增加,外表面对流换热逐渐增大,防冰系统开启后,蒙皮内壁与射流之间的对流换热增强.在蒙皮上作用的 4 种热流,蒙皮内外表面的对流换热作用最强.在巡航过程中达到最大,紧接着随着飞机的下降,系统的关闭,内外表面的对流换热逐渐减少,在飞行停止时达到趋于零.另外,蒙皮外表面的辐射换热、蒙皮内壁和笛形管壁之间的辐射换热变化较小.

图 9 为某段防冰腔的引气温度、笛形管气体温度、笛形管温度、腔内气体温度与前缘蒙皮温度随飞行时间的分布.可以看出,前缘蒙皮的温度变

化幅度较大,腔内气体平均温度变化幅度次之,而笛形管气体平均温度和笛形管温度变化幅度很小.在2303 s即巡航过程中,蒙皮外表面温度为13℃.

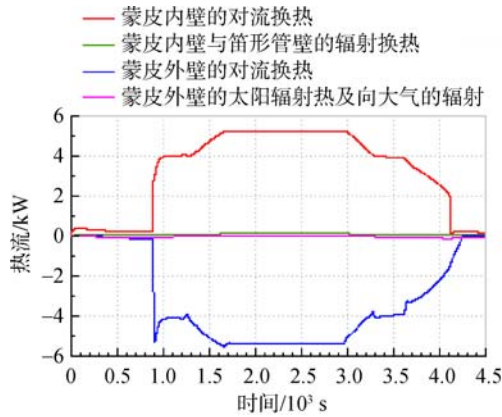


图8 第5段防冰腔内的各种热流
Fig. 8 Fluxes in the 5th chamber

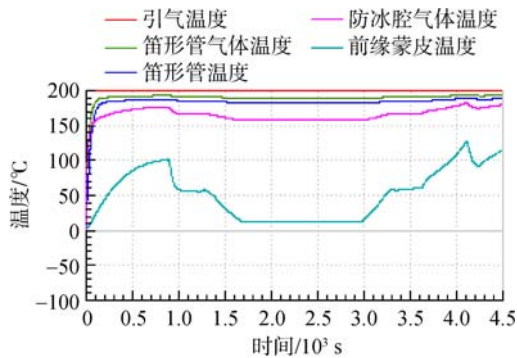


图9 某段防冰腔的温度分布
Fig. 9 Distribution of temperature in a anti-icing chamber

通过计算得到在各飞行阶段下各段短舱前缘的温度的变化情况,见图10.可以看出,各段短舱前缘蒙皮的温度变化趋势是相同的.各段蒙皮外表面平均温度比较接近.其中,第1段、第2段防冰腔蒙皮温度最高,这是由于这两段引气温度最高,随着引气向下游流动,各段防冰腔蒙皮温度逐渐降低,第9段、第10段防冰腔蒙皮的温度最低.

热气防冰系统的热效率是热性能分析的必要条件.热效率是指系统所提供的热气的有效利用率,计算公式为^[18]

$$\eta = \frac{t_{ha} - t_{exhaust}}{t_{ha} - t_{air}} \quad (15)$$

式中 t_{ha} 、 $t_{exhaust}$ 和 t_{air} 分别为热气防冰系统供气温度、排气温度和环境温度.

图11为笛形管供气温度、防冰腔排气温度和环境温度的变化曲线,图12为某段防冰腔在飞行

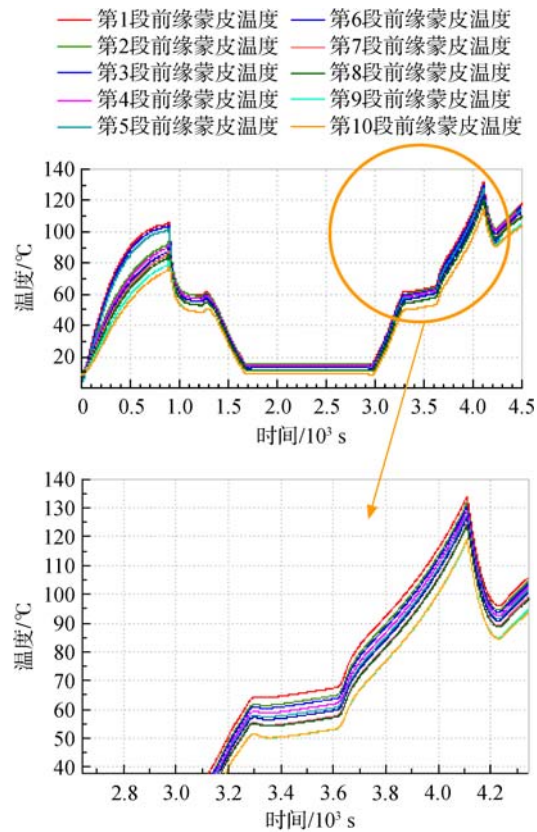


图10 各段短舱前缘的温度
Fig. 10 Temperature of the nacelle lead edge

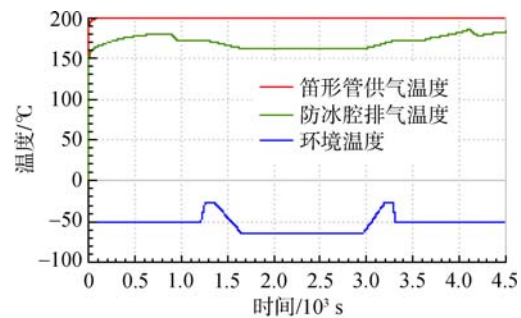


图11 供气温度和排气温度计算结果
Fig. 11 Temperature of supply air and exhaust air

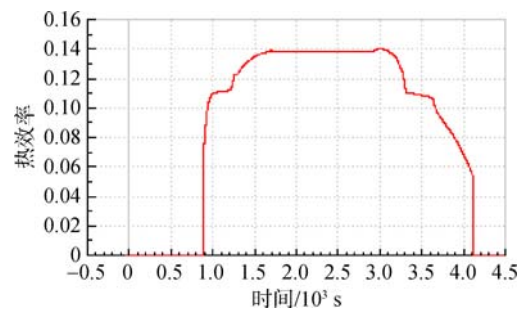


图12 某段防冰腔的热效率
Fig. 12 Heating efficiency of a anti-icing chamber

过程中加热效率的变化曲线。可以看出,由于供气温度变化不大,当排气温度降低时,热气有效利用率升高;当排气温度升高时,热气有效利用率降低。

4 结 论

提出了一维内外传热耦合的计算热气防冰系统传热特性的方法。除流动特性计算外,模型将防冰腔外部换热、蒙皮导热、防冰腔内部换热三者耦合,得到蒙皮表面温度、腔内气体温度、管路的流动特性等参数。该方法比传统的设计方法更加准确,在系统模型基础上对整体方案进行分析和优化并完成各元器件的性能指标设定,能对管路布局、笛形管射流孔布置等因素组成的多种方案进行快速选优为热气防冰系统的设计提供计算设计依据,适用于防冰系统初步计算及优化,提高计算效率。将初步优化计算的结果与数值模拟相结合,可进一步细化防冰系统的方案,校核系统的性能指标,以对系统进行优化,得到更优的系统布局。

参考文献:

- [1] 裴燮纲,韩风华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材编审组,1985.
- [2] 周莉,徐浩军,龚胜科,等.飞机结冰特性及防除冰技术研究[J].中国安全科学学报,2010,20(6):105-110.
ZHOU Li,XU Haojun,GONG Shengke,et al. Research of aircraft icing characteristics and anti-icing and de-icing technology[J]. China Safety Science Journal,2010,20(6): 105-110. (in Chinese)
- [3] 杨倩,常士楠,袁修干.水滴撞击特性的数值计算方法研究[J].航空学报,2002,23(2):173-176.
YANG Qian,CHANG Shinan,YUAN Xiugan. Study on numerical method for determining the droplet trajectories [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2002,23(2): 173-176. (in Chinese)
- [4] 卜雪琴,林贵平.基于CFD方法的水收集系数及防冰表面温度预测[J].北京航空航天大学学报,2007,33(10):635-641.
BU Xueqin,LIN Guiping. Predictions of collection efficiency and anti-icing surface temperature[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(10): 635-641. (in Chinese)
- [5] 杨胜华,林贵平,申晓斌.三维复杂表面水滴撞击特性计算[J].航空动力学报,2010,25(2):284-290
YANG Shenghua, LIN Guiping, SHEN Xiaobin. Water droplet impingement prediction for three-dimensional complex surfaces[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25 (2):284-290. (in Chinese)
- [6] 卜雪琴,林贵平,彭又新,等.防冰热载荷计算的一种新方法[J].航空学报,2006,27(2):208-212.
BU Xueqin,LIN Guiping,PENG Youxin,et al. New method for calculation of anti-icing heat loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2006,27(2):208-212. (in Chinese)
- [7] 卜雪琴,林贵平,郁嘉.三维内外热耦合计算热气防冰表面温度[J].航空动力学报,2009,24(11):2495-2500.
BU Xueqin,LIN Guiping,YU Jia. Three-dimensional conjugate heat transfer simulation for the surface temperature of wing hot-air anti-icing system[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(11):2495-2500. (in Chinese)
- [8] 周玉洁.热气腔结构的优化与数值模拟[D].南京:南京航空航天大学,2010.
ZHOU Yujie. Optimal design and numerical simulation of the hot air cavity structure[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010. (in Chinese)
- [9] 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.
BU Xueqin,YU Jia,LIN Guiping,et al. Investigation of the design of wing hot-air anti-icing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010, 36(8):927-930. (in Chinese)
- [10] Croce G,Beaugendre H,Habashi W G. CHT3D;FENSAP-ICE conjugate heat transfer computations with droplet impingement and runback effects [R]. AIAA-2002-0386, 2002.
- [11] Pellissier M,Habashi W G,Pueyo A. Design optimization of hot-air anti-icing systems by FENSAP-ICE[R]. AIAA-2010-1238,2010.
- [12] 李庆.飞机开发技术的全新突破—基于模型的系统工程[J].航空制造技术,2011(12):48-53.
LI Qing. Model-based system engineering for aircraft development[J]. Digital Design and Manufacturing Technology for Large Aircraft,2011(12):48-53. (in Chinese)
- [13] McCloy D,Martin H. Control of fluid power:analysis and design[M]. 2nd ed. Chichester:Ellis Horwood Limited, 1980.
- [14] Babak K,Alireza S,Mahmood M. Thermodynamic investigation and hydrate inhibition of real gas flow through orifice during depressurization[J]. Process Safety and Environmental Protection,2014,92(3):224-230.
- [15] Incropera F,Dewitt D. Fundamentals of heat and mass transfer[M]. 5th ed. New York:Jhon Wiley & Sons Incorporation,2002.
- [16] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].北京:高等教育出版社,1998.
- [17] 朱永峰,方玉峰,封文春.某型飞机发动机短舱防冰系统设计计算[J].航空动力学报,2012,27(6):1326-1331.
ZHU Yongfeng,FANG Yufeng,FENG Wenchun. Design and calculation of aircraft nacelle anti-icing system [J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(6):1326-1331. (in Chinese)
- [18] Papadakis M,Wong S H,Yeong H W,et al. Icing tunnel experiments with a hot air anti-icing system[R]. AIAA-2008-444,2008.

(编辑:王碧琚)