

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.011

基于 AMESim 的热气防冰系统笛形管设计与仿真

张波¹, 王柳¹, 曾腾辉¹, 袁波², 卜雪琴²

(1. 中国航空工业集团公司武汉航空仪表有限责任公司, 武汉 430074;

2. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 笛形管是飞机热气防冰系统的重要组成部分, 笛形管上的孔径、孔间距以及笛形管的引气入口参数决定了防冰供气流量的大小及分配, 从而影响防冰性能。本文基于多学科系统建模仿真平台 AMESim, 建立了笛形管流量分配仿真分析模型, 对机翼热气防冰系统笛形管结构参数进行迭代设计。设计参数包括笛形管管径、喷孔孔径及孔间距等参数, 最终获得了能够平衡设计状态点防冰热载荷的结构参数和引气流量分配, 得到了防冰系统的引气压力制度。本文提出的基于 AMESim 的笛形管迭代设计方法可为热气防冰系统中笛形管的设计与优化提供参考。

关键词: AMESim; 热气防冰系统; 笛形管; 流量分配; 引气压力制度

中图分类号: V244.1

文献标志码: AA

文章编号: 1005-2615(2023)02-0258-07

Design and Simulation of Piccolo Tube of Hot Air Anti-icing System Based on AMESim

ZHANG Bo¹, WANG Liu¹, ZENG Tenghui¹, YUAN Bo², BU Xueqin²

(1. Wuhan Aviation Instrument Corporation Ltd., Aviation Industry Corporation of China, Wuhan 430074, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The piccolo tube is an important part of the aircraft hot air anti-icing system. The diameter and spacing of the holes on piccolo tube and the inlet pressure of hot air determine the amount and distribution of the supplied anti-icing hot air, thus affecting the anti-icing performance. Based on the multi-disciplinary system modeling and simulation platform AMESim, the flow distribution simulation model of piccolo tube is established, and the structural parameters of piccolo tube of wing hot air anti-icing system are iteratively designed. The design parameters include diameters of piccolo tube, orifice diameter and spacing. After several iterations, the values of structural parameters and bleed air flow distribution that can balance the anti-icing thermal load at the design state point are obtained. Furthermore, the pressure schedule of bleed air for the anti-icing system is determined. The proposed iterative design method of piccolo tube based on AMESim can provide reference for the design and optimization of piccolo tube in hot air anti-icing system.

Key words: AMESim; hot air anti-icing system; piccolo tube; flow distribution; pressure schedule of bleed air

现代大型商用运输机的机翼防冰系统多数采用热气防冰方法^[1-2], 从发动机引入的热空气经供气管路分配到缝翼, 然后从缝翼中笛形管上的喷孔喷射到蒙皮内表面, 加热防冰区域, 从而达到防冰

的效果。对热气防冰系统的研究, 目前主要包括防冰腔内部流动及与壁面的换热研究^[3-4]和防冰系统内外传热耦合计算得到防冰表面温度和溢流水^[5-7]。这些研究工作的前提是已经具备防冰系统

收稿日期: 2022-04-02; 修订日期: 2022-05-31

通信作者: 卜雪琴, 女, 副教授, 博士生导师, E-mail: buxueqin@buaa.edu.cn。

引用格式: 张波, 王柳, 曾腾辉, 等. 基于 AMESim 的热气防冰系统笛形管设计与仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 258-264. ZHANG Bo, WANG Liu, ZENG Tenghui, et al. Design and simulation of piccolo tube of hot air anti-icing system based on AMESim[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 258-264.

的结构,仅对防冰系统性能的校核研究。随着中国大型飞机研制任务的发展,需要开展具有自主知识产权、自上而下的热气防冰系统设计的研究工作。热气防冰系统的关键部件是笛形管结构,因此需要对笛形管进行设计^[1],从而使笛形管提供的热气能量能够平衡防冰热载荷,以达到防冰目的。笛形管的设计参数主要包括笛形管的管径、热气喷口径、孔间距、孔角度及入口引气压力等,这些参数和热气防冰系统能够提供的热引气量以及流量分配密切相关。

本文介绍了笛形管的迭代设计方法、流量分配计算模型以及基于 AMESim 的热引气流量分配计算方法。针对某型飞机机翼热气防冰系统开展了笛形管迭代设计计算与分析,获得了能够平衡防冰热载荷的笛形管结构参数和引气压力,并给出了防冰系统的引气压力制度。

1 笛形管迭代设计方法

热气防冰系统笛形管结构设计过程中,首先需要根据防冰热载荷的计算结果,选取最大热载荷对应工况作为笛形管的设计状态点。设计的笛形管引气流量以及流量分配则需要匹配这一设计状态点下的防冰热载荷。其总体设计思路为:首先根据设计状态点的防冰热载荷分布结果展向分段积分得到防冰腔展向各段的防冰热载荷总值;然后根据分段积分结果,假设防冰腔的热效率,预估缝翼各段防冰所需的热气流量;最后设计笛形管各段热气喷口的孔径及孔间距,匹配所需的热气流量。

笛形管结构设计的具体流程如图 1 所示,步骤如下:

(1)一般缝翼的结构和防冰腔的大小已知,根据这些尺寸,在已有标准导管尺寸的限制下确定末

端管径,进一步确定笛形管与防冰表面的相对位置,从而确定喷口径与缝翼前缘的距离即管壁距 D_L 。

(2)根据热气喷口射流冲击曲面的实验数据^[8-10],为了使热气射流冲击到蒙皮表面的换热性能最优,管壁距 D_L 与喷口径的比值范围应在 4.5~5 之间,从而确定孔径 d 的大小。

(3)初步设计笛形管的收缩位置和各段管径,假设管内热气温度、压力保持一致(不考虑笛形管内热气的沿程温降和压降)。

(4)以最大热载荷工况作为设计点,根据其防冰热载荷计算各段防冰所需热气流量 m_i 。

(5)由流量 m_i 和喷口径 d ,可计算出各段孔数 n ,根据孔的排布方式进而确定孔间距 L 。

(6)根据初始防冰所需总流量 $\sum m_i$ 、设计点工况(入口温度、出口背压等)、笛形管参数(管径、孔大小、孔间距、管壁综合传热系数等)建立对应的 AMESim 仿真模型,考虑热气沿程温降和压降,计算导管沿程各位置的热气温度 T_{i+1} 、流量 m_{i+1} ,同时得到笛形管最前端入口的压力值(即防冰引气到缝翼处的压力值)。

(7)比较 AMESim 仿真计算的温度 T_{i+1} 与前一步计算得到的设计温度 T_i ,偏差大于设定小量时,根据新的 T_{i+1} 值,结合防冰热载荷,重新计算各段防冰所需流量和总流量(同步骤 4)。

(8)将总流量作为 AMESim 仿真模型的输入,重新计算导管各位置处热气的温度和流量分配值。

(9)比较各分段的设计流量 m_i 和 AMESim 仿真计算流量 m_{i+1} 的大小,偏差大于设定小量时,微调热气喷口的孔径并更新到 AMESim 仿真模型中,迭代设计笛形管至设计收敛,使其满足要求,即考虑热气温降和压降的情况下,设计的笛形管能够使得展向各段的供气提供的能量与防冰热载荷平衡。

(10)根据防冰热载荷在表面的分布情况,设计射流孔出流方向(孔角度),使喷流驻点尽量覆盖所有状态的热载荷峰值位置或附近。

需要说明的是,首先确定管壁距是因为飞机缝翼的肋板及放置笛形管的通孔在设计防冰系统时大多已经存在,需要首先满足这个约束,然后通过选择合适的标准导管从而确定管壁距。笛形管设计中根据实际情况也可以先设计确定射流孔直径,然后再根据步骤(2)确定管壁距离。

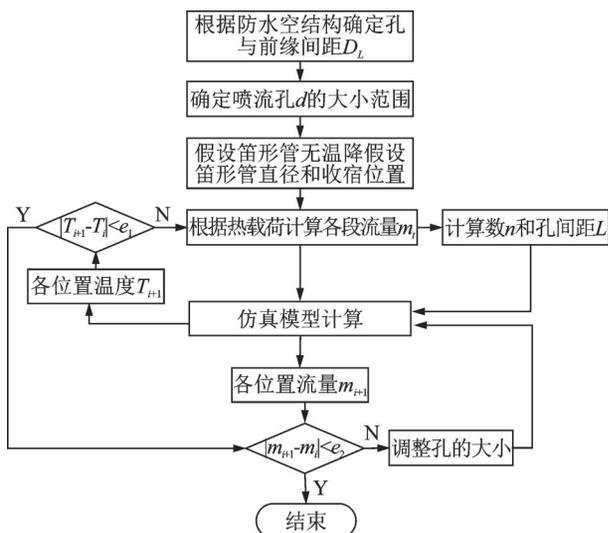


图 1 笛形管设计流程图

Fig.1 Design flowchart of piccolo tube

2 防冰所需流量计算

笛形管设计过程中需要根据防冰热载荷计算

防冰所需的热气流量。根据机翼热载荷计算结果可以得到展向各分段缝翼在表面温度设计值时的总防冰热载荷 \dot{q}_{load} 。为了维持此时的防冰表面温度设计值,需要一定量的热气能量来平衡防冰热载荷 \dot{q}_{load} 。假设热气的能量能全部用来加热表面,当表面平均温度为 T_s 时,那么热气的温度会从总温 T_{ha} 下降到温度 T_s ,即防冰腔排气温度和表面平均温度 T_s 一致,那么为了平衡 \dot{q}_{load} 所需的热气流量为

$$\dot{m}_{need} = \frac{\dot{q}_{load}}{c_p \cdot (T_{ha} - T_s)} \quad (1)$$

在实际情况下,热气的能量不可能全部用来加热蒙皮表面,热气的温度也不可能下降到表面平均温度 T_s ,而只是降到防冰腔的排气温度 $T_{bay,out}$,所以实际情况下,为了平衡表面温度为 T_s 时的防冰热载荷 \dot{q}_{load} ,此时需要的热气流量为

$$\dot{m}_{need,f} = \frac{\dot{q}_{load}}{c_p \cdot (T_{ha} - T_{bay,out})} \quad (2)$$

在相同结冰气象条件下,所供热气的总能量中有多少用于加热蒙皮表面和防冰腔的结构有很大关系。为了方便分析,定义热气能量中实际用于加热蒙皮的那部分能量占最大可能用于防冰的总能量的比重为 η ,称为防冰热效率

$$\eta = \frac{T_{ha} - T_{bay,out}}{T_{ha} - T_s} \quad (3)$$

因此,为了维持缝翼表面温度 T_s ,防冰所需热气流量为

$$\dot{m}_{need,f} = \frac{\dot{q}_{load}}{c_p \cdot (T_{ha} - T_s) \cdot \eta} \quad (4)$$

3 笛形管流量分配计算模型

笛形管的基本结构如图2所示。图中:1为导管流量入口;2代表笛形孔的喷口; L 为管长; D 为管径; d 为喷口直径;喷口数目为 n ; p_1 和 p_2 分别为笛形管入口和热气喷口出口处的压力; \dot{m}_1 和 \dot{m}_2 分别为笛形管入口和单个热气喷口的质量流量,且

$$\dot{m}_1 = \sum_{j=1}^n \dot{m}_{2,j}$$

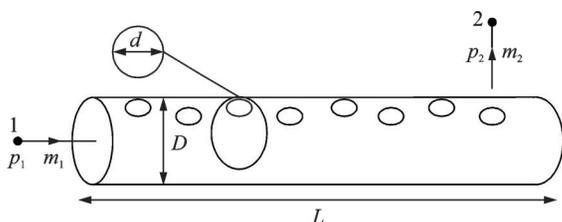


图2 单段笛形管示意图

Fig.2 Schematic of a single section of piccolo tube

根据笛形管的基本结构,利用仿真平台 AMESim,搭建机翼热气防冰系统的笛形管供气流量分配仿真模型,通过迭代计算,可得到能够满足防冰系统设计要求的笛形管设计方案以及该方案下的流量分配结果。

由于实际机翼由多段缝翼组成,且每段缝翼中会有多段笛形管,因此整个机翼的供气量等于各段缝翼的供气量之和,同时各段缝翼的供气量等于相应缝翼中包含的各段笛形管的供气量之和。另外,单段笛形管的供气量等于所有热气喷口的热气质量流量的总和。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的计算,建立所有喷口以及管路的计算模型,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分配,从而得到整个机翼的供气流量。

3.1 单个喷口流量计算

笛形管的热气喷口类似小孔节流,可压缩流经过小孔节流时的质量流量为^[11]

$$\dot{m} = A \cdot C_q \cdot C_m \cdot \frac{p_{up}}{\sqrt{T_{up}}} \quad (5)$$

式中: T_{up} 为上游温度; C_m 为流量参数; C_q 为流量系数; A 为理论流通面积。其中流量参数 C_m 为

$$C_m = \begin{cases} \sqrt{\frac{2\gamma}{R(\gamma-1)}} \cdot \sqrt{\left(\frac{p_{down}}{p_{up}}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_{down}}{p_{up}}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}} & \left(\frac{p_{down}}{p_{up}}\right) > \beta \text{ (亚临界)} \\ \sqrt{\frac{\gamma}{R} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} = \sqrt{\frac{2\gamma}{R(\gamma+1)}} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} & \left(\frac{p_{down}}{p_{up}}\right) \leq \beta \text{ (超临界)} \end{cases} \quad (6)$$

对于理想气体,式(6)中的临界压比 β 是比热比 γ 的函数,即

$$\beta = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7)$$

对于空气,比热比 γ 取 1.4,则临界压力比为 0.528。在超临界时,流量参数 C_m 是常数 0.040 4,仅是气体特性的函数;而在亚临界时,流量参数是压比 p_{down}/p_{up} 的函数。

在实际流动过程中,流体突然流过收缩孔,存在一定的压降。压降是由于局部摩擦而产生的额

外损失和动能损失引起,流量系数 C_q 表征理论与实验结果的关系,包含了局部压力损失的影响。这里采用 Perry 实验测量多项式计算 C_q 值^[12]。

流量系数 C_q 随压力比 p_{down}/p_{up} 变化的关系式为

$$C_q = \left[\left(\left(\left(-1.6827 \frac{p_{down}}{p_{up}} + 4.6 \right) \cdot \frac{p_{down}}{p_{up}} - 3.9 \right) \cdot \frac{p_{down}}{p_{up}} + 0.8415 \right) \cdot \frac{p_{down}}{p_{up}} - 0.1 \right] \cdot \frac{p_{down}}{p_{up}} + 0.8414 \quad (8)$$

3.2 笛形管流量分配

为了计算缝翼的流量分配,需要模拟笛形管上每个热气喷口,并且将各个热气喷口用导管相连。可利用 AMESim 下的小孔 (Orifice) 元件和直管 (Pipe) 元件。另外,需要对笛形管总入口和每个热气喷口外边界进行建模及设置,因此采用了发动机引气流量源元件和外环境压力源元件进行笛形管的建模。引气流量源元件设置流量入口和热气温度值;喷口外压力根据设计状态点的环境背压来设定。

图 3 是前缘缝翼的防冰系统热气流量分配计算仿真模型的一部分,仅显示了从防冰活门到第 1 段缝翼。在仿真模型中,给定发动机引气流量和外环境的压力,笛形管的管径、管长,热气喷口直径和孔数,以及管壁综合传热系数和管外 (防冰腔) 气体温度,就可以计算热气通过笛形管各位置的质量流量、马赫数、温度、热气喷口处的压力和流量等。其中入口引气流量边界通过热载荷值预测给出。热空气认为是理想气体,其物性参数包括比热容、导热系数和动力黏度均采用温度的函数来计算,进而考虑热空气在笛型管内由于沿程压力、温度变化导致的物性变化。

根据以往类似防冰腔内流动换热的 CFD 计算结果,分别分析了笛形管内气体和管外气体的平均

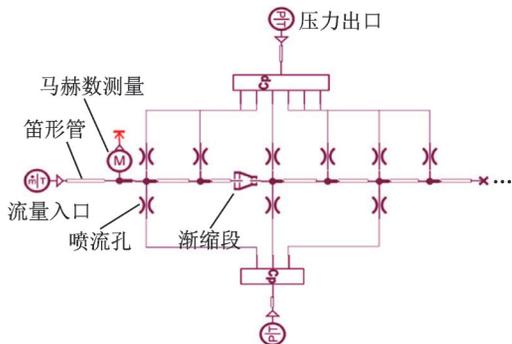


图 3 基于 AMESim 的笛形管流量分配仿真模型

Fig.3 Flow distribution simulation model of piccolo tube based on AMESim

温度,两者温差约为 60 °C。笛形管迭代设计过程中,根据上一次迭代获得的管内气体温度和此温差来设置这一步迭代步的管外气体温度。该温差假设将在后续防冰腔结构设计完成后,并通过进一步开展防冰腔内流动换热计算来校核。

管壁综合传热系数 K 的计算模型为

$$K = \frac{1}{\frac{1}{h_{in}} + \frac{\delta_{pi}}{\lambda_{pi}} + \frac{1}{h_{out}}} \quad (9)$$

$$h_{in} = 0.023 \frac{\lambda_{air}}{D} \left(\frac{\rho V D}{\mu} \right)^{0.8} Pr^{\frac{1}{3}} \quad (10)$$

式中: h_{in} 和 h_{out} 分别为管内外的对流换热系数; δ_{pi} 和 λ_{pi} 分别为管壁厚和导管的导热系数; λ_{air} 为空气导热系数; μ 为空气动力黏度; ρ 为空气密度; V 为管内流速。管外平均对流换热系数根据以往类似防冰腔 CFD 流动换热计算结果取为 80 W/(m²·K), 导管采用不锈钢管,导热系数为 12 W/(m²·K),得到的综合传热系数沿程变化为 115~77 W/(m²·K)。

热气沿笛形管流动方向上,由于存在流动摩擦和局部收缩,压力有所降低。压力损失包括沿程损失和局部损失,沿程压力损失采用 Moody 摩擦因子^[13]和 Binder 提出的管内流动相对粗糙度插值^[14]方法计算,局部压力损失由 Idelchik 提供的数据计算得出^[15]。

4 设计结果与分析

4.1 设计要求及设计状态点

针对如图 4 所示飞机机翼开展热气防冰系统笛形管设计。该机翼有 4 段缝翼需要防冰,防冰热载荷的具体计算方法和过程本文不再赘述,热载荷结果将作为笛形管设计的输入数据。

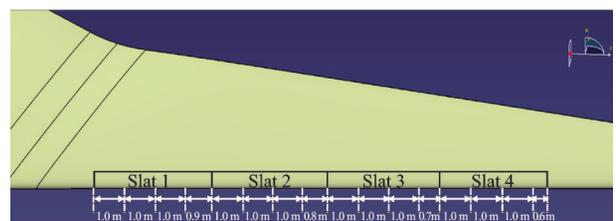


图 4 缝翼分段示意图

Fig.4 Schematic diagram of slat sections

设计要求为:

- (1) 笛形管的流量分配能够匹配设计状态点下的防冰热载荷,各段所需热气流量与笛形管分配流量相对误差不超过 ±3% ;
- (2) 管内气体流动 Ma 不大于 0.25 ;
- (3) 其他非设计状态点的引气参数不超出由设

计状态点确定的压力制度确定的范围。

根据各状态点的防冰热载荷结果,在不考虑温降时计算得到的防冰引气流量如图5所示,制定如图中折线所示的引气流量制度。选择防冰热载荷最大的 Case 25(高度为 18 356 ft,热载荷 113.4 kW,分配如表1所示)作为防冰系统笛形管的设计状态点。热气防冰系统笛形管的流量分配结果则需要匹配这一设计状态点下的各分段防冰热载荷。

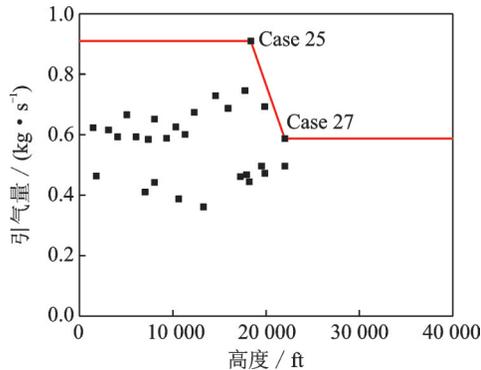


图5 引气流量随高度变化的关系

Fig.5 Relationship between bleed air flow flux and altitude

表1 设计状态点的防冰热载荷

Case	高度/ ft	表面 温度/°C	热载荷/kW				Total
			Slat 1	Slat 2	Slat 3	Slat 4	
25	18 356	10	30.4	29.2	27.8	26.0	113.4
27	21 998	5	20.2	19.3	18.3	17.2	75.0

注:1 ft=0.304 8 m

根据引气流量制度,高度小于 18 356 ft 时,引气流量和压力分别和此高度时的引气流量和压力相同。另外,在高度等于或大于 Case 27 中的 21 998 ft 高度时,防冰引气流量和压力分别和此高度时的引气流量及压力一致,选择 Case 27 进行引气压力和流量匹配校核计算。

4.2 笛形管设计参数

本文笛形管喷口排布方式选为 3 排交错分布,将如图 4 所示的每个 Slat 分成 4 小段进行分析计算。根据设计状态点的热载荷结果和图 1 所示的设计流程,笛形管入口温度设定为 210 °C,通过多轮迭代后,笛形管设计参数如表 2 所示。

由于沿管道的压降和温降对流量的总需求影响较大而对流量的分配影响较小,对笛形管热气喷口孔径的设计采用表 2 中方案所设计的孔的个数,而在匹配流量的迭代过程中不改变孔数。

4.3 流量分配仿真结果

通过不断微调各段喷口孔径进行供气流量的仿真计算,直到各段的小孔提供的热气流量满足各段所需流量需求为止。

表2 笛形管各段的孔数和孔间距

Table 2 Number and spacing of orifices in each section of piccolo tube

分段防冰腔 名称	长度/ m	导管直径/ mm	孔数	孔间 距/mm	位置
Slat 1-1	6.9	74	137	76	第一段
Slat 1-2					
Slat 1-3					
Slat 1-4					
Slat 2-1	3.8	61	75	76	第二段
Slat 2-2					
Slat 2-3					
Slat 2-4					
Slat 3-1	2.7	49	54	76	第三段
Slat 3-2					
Slat 3-3					
Slat 3-4					
Slat 4-1	1.6	36	30	76	第四段
Slat 4-2					
Slat 4-3					
Slat 4-4					
总和	15		296		

表 3 中各段理论需求流量由式(4)计算得到,基于 AMESim 搭建仿真模型,通过微调孔的大小,得到各段仿真流量大小。各段缝翼中的流量最大相对误差为 1.3%,此时满足设计要求(1),孔大小满足流量分配要求。

表3 Case 25 笛形管各段流量结果

Table 3 Flow flux results of each section of piccolo tube in Case 25

缝翼	理论流量/ (kg·s ⁻¹)	仿真流量/ (kg·s ⁻¹)	相对误差/%
Slat 1	0.248 3	0.250 9	1.05
Slat 2	0.247 8	0.244 6	-1.31
Slat 3	0.249 0	0.249 5	0.19
Slat 4	0.255 0	0.255 1	0.06
总和	1.000	1.000	0.00

需要说明的是,经过笛形管迭代设计后的流量 1.000 1 kg/s 需求会比的初始引气流量需求 0.91 kg/s 偏大一点,这是因为迭代计算中利用式(4)计算热气理论流量时采用的 T_{ha} 是考虑了温降的各段空气温度,而初始引气流量需求利用式(4)计算,并且各段 T_{ha} 采用的都是笛形管的入口温度,所以后者偏小。考虑热气沿程温降计算的引气流量需求会更加符合实际情况。

最终设计得到的各段缝翼喷口孔径如表 4 所示,孔精度 0.01 mm,根据目前的加工技术可以保证此精度。

表 4 笛形管喷口孔径

Table 4 Orifice diameters of piccolo tube

分段笛形管	第一段	第二段	第三段	第四段
孔直径/mm	2.96	3.03	3.06	3.12

图 6 为 Case 25 各位置管内热气流动对应的马赫数,图中马赫数明显增加的几个位置是导管渐缩位置处。入口处流量最大,导管直径也最大,马赫数最大但小于目标设计值 0.25,符合设计要求。

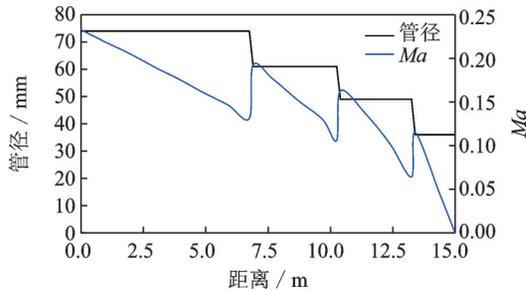


图 6 笛形管内部热气马赫数

Fig.6 Mach number of hot air in piccolo tube

流量分配计算中,由于入口设置的是流量入口和喷口背压,根据设计的笛型管模型,考虑沿程压降之后,可计算得到入口压力值,这一结果对防冰系统防冰活门的压力控制具有指导意义。图 7 为笛形管内部各位置的的压力,状态点 Case 25 和 Case 27 对应的入口压力分别为 3.16 bar 和 2.15 bar。

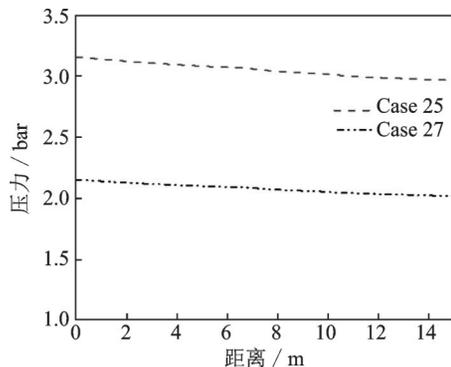


图 7 笛形管热气沿程压力变化

Fig.7 Pressure variation of hot air along piccolo tube

4.4 引气压力制度

笛型管的迭代设计选用的设计状态点是热载荷最大的 Case 25,此时防冰系统能够提供的引气流量最大。利用迭代设计之后的笛型管,对 Case 27 进行流量分配计算,得到防冰系统引气流量制度中的最小引气流量,如图 8 所示。表 5 是 Case 27 根据防冰热载荷计算的各段理论防冰所需流量和基于 AMESim 流量分配仿真模型计算的能提供的热气流量的结果对比。可以看出根据 Case 25 设计的笛形管在其他状态下同样能够满足各段的防冰需求。

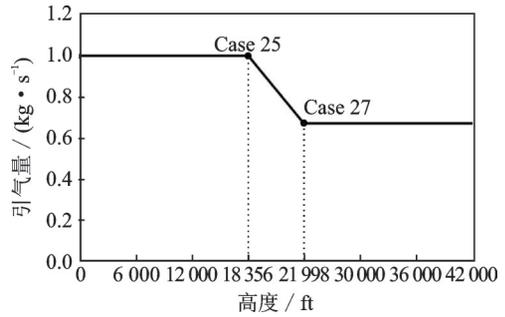


图 8 防冰引气流量制度

Fig.8 Schedule of bleed air flow flux for anti-icing

表 5 Case 27 笛形管各段流量结果

Table 5 Flow flux results of each section of piccolo tube in Case 27

缝翼	理论流量/ (kg·s ⁻¹)	仿真流量/ (kg·s ⁻¹)	相对误差/%
Slat 1	0.162 3	0.167 3	3.00
Slat 2	0.163 6	0.163 4	-0.16
Slat 3	0.166 9	0.167 0	0.03
Slat 4	0.176 2	0.171 4	-2.72
总和	0.669 0	0.669 0	0.00

引气流量与引气压力是一一对应的,图 9 为各高度引气流量下对应的引气压力,即在某一流量下所需的入口压力,通过调节防冰活门开启大小控制入口压力,从而控制流量大小。引气压力制度为

$$p = \begin{cases} 3.159 45 & h \leq 18 356 \\ -0.000 276 431h + 8.233 61 & 18 356 < h < 21 998 \\ 2.152 69 & h \geq 21 988 \end{cases} \quad (11)$$

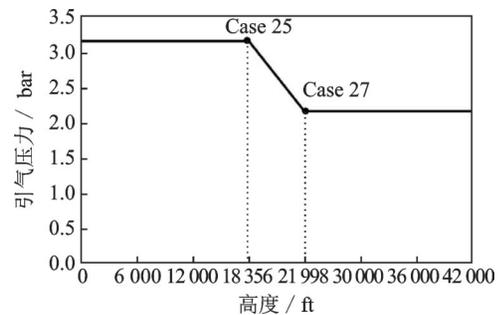


图 9 防冰引气压力制度

Fig.9 Schedule of bleed air pressure for anti-icing

5 结 论

本文提出了一种笛型管迭代设计方法,并对某型飞机机翼热气防冰系统的笛形管进行了设计。设计方法基于 AMESim 仿真软件,对笛形管的流量分配计算建模,根据计算结果迭代设计笛形管的结构参数,获得了满足防冰需求的笛形管管径、喷孔直径和孔间距等结构参数,并确定了满足防冰需

求的引气压力制度。笛形管的设计为防冰腔结构设计及防冰系统热性能仿真分析奠定基础。下一步工作是开展笛形管流量分配试验,验证本文设计方法,并对包含笛形管在内的防冰腔内部流动和换热进行仿真分析,验证设计过程的边界条件,同时进一步验证笛形管设计方法。

参考文献:

- [1] 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): 927-929.
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): 927-929.
- [2] 常士楠, 杨波, 冷梦尧, 等. 飞机热气防冰系统研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1025-1032.
CHANG Shinan, YANG Bo, LENG Mengyao, et al. Study on bleed air anti-icing system of aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1025-1032.
- [3] YU Jia, PENG Long, BU Xueqin, et al. Experimental investigation and correlation development of jet impingement heat transfer with two rows of aligned jet holes on an internal surface of a wing leading edge[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(10): 1962-1972.
- [4] GUAN Tao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Effect of offset-jets arrangement on leading edge hot-air heating effectiveness of engine inlet guide strut[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 128: 357-372.
- [5] 郭涛, 林丽, 朱程香. 基于内外传热耦合的热气防冰系统仿真计算[J]. 航空动力学报, 2016, 31(11): 2621-2627.
GUO Tao, LIN Li, ZHU Chengxiang. Simulation calculation of hot air anti-icing system based on internal-external conjugate heat transfer [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(11): 2621-2627.
- [6] 杨秋明, 朱永峰, 刘清. 基于流-固耦合传热的热气防冰系统干空气飞行蒙皮温度场计算研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(6): 721-724.
YANG Qiuming, ZHU Yongfeng, LIU Qing. Numerical study of skin temperature field on hot air anti-icing system in dry air flight based on fluid-solid coupled heat transfer[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(6): 721-724.
- [7] 侯盼雪, 林贵平, 卜雪琴, 等. 后掠翼热气防冰系统数值仿真[J]. 航空学报, 2012, 33(5): 809-817.
HOU Panxue, LIN Guiping, BU Xueqin, et al. Numerical simulation of a swept wing hot-air anti-icing system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(5): 809-817.
- [8] GUAN Tao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Conjugated heat transfer on leading edge of a wedge-shaped concave wall internally impinged by hot jets from corrugated orifice plate[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2017, 87: 237-249.
- [9] BU Xueqin, PENG Long, LIN Guiping, et al. Experimental study of jet impingement heat transfer on a variable-curvature concave surface in a wing leading edge[J]. Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 90: 92-101.
- [10] WRIGHT W B. An Evaluation of jet impingement heat transfer correlations for piccolo tube application [C]// Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.[S.I.]:AIAA, 2004.
- [11] MCCLOY D, MARTIN H R. Control of Fluid Power: Analysis and design[M]. 2nd ed. Chichester, England: Ellis Horwood Limited, 1980: 236-240.
- [12] PERRY J A. Critical flow through sharp edged orifices [J]. Transactions of the American Society of Mechanical Engineers, 1949, 71: 757-765.
- [13] BERGMAN T L, LAVINE A S. Fundamentals of Heat and Mass Transfer[M]. 8th ed. New York: John Wiley & Sons, Inc., 2017: 496-510.
- [14] BINDER R C. Fluid mechanics [M]. 5th ed. Englewood Cliffs, N J: Prentice-Hall, 1973: 291-296.
- [15] IDELCHIK I E. Handbook of hydraulic resistance [M]. 3rd ed. Redding, CT, USA: Begell House Publishers, 2001: 243-256.

(编辑:孙静)