

结构参数对热气防冰系统性能影响的数值模拟*

Numerical Simulation of Impact of Structure Parameter on Hot Air Anti-Icing System Performance

西北工业大学力学与土木建筑学院飞行器可靠性工程研究所 姚会举 刘永寿 张峰 南华

[摘要] 建立某型防冰腔的 CFD 分析模型,研究射流孔孔径 d 、射流孔与热气冲击面间距 H 以及射流孔排列形式对蒙皮的换热系数和防冰效率的影响规律。分析表明: d 与 H 的比值是影响防冰腔性能的重要因素, d/H 越大,换热效果越好,防冰系统的防冰效率也相应降低;采用交叉排列的笛形管模型换热系数与传热效率比同等条件下平行排列的模型效果好。研究结果为防冰腔的改进设计提供了指导。

关键词: 热气防冰 传热系数 传热效率

[ABSTRACT] A certain type of anti-icing CFD analysis model of cavity is established, the effects of jet nozzle diameter (d), spacing (H) of jet nozzle to target, and structure of jet nozzle on heat transfer coefficient and efficiency are investigated. Analysis shows that: The ratio of d to H is the main factor that influences the properties of anti-icing cavity, and the ratio of d to H is bigger, the heat transfer effect is better however, the efficiency of anti-icing system also reduced accordingly; Both heat transfer coefficient and thermal efficiency of staggered piccolo tube model are greater than that of parallel piccolo tube model under the same condition. The results provide guidance for the anti-icing cavity improved design.

Keywords: Hot air anti-icing Heat transfer coefficient Thermal efficiency

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.15.046

飞机以亚音速在含过冷水滴的云层中飞行时,由于云层中过冷水滴对机翼的撞击作用,可能发生机翼积冰现象,而机翼积冰会对飞机产生很大的危害,不仅增加飞机负重,而且会使飞机的空气动力学性能恶化,升力减小,阻力增大,轻者影响飞机的稳定性和操作性,重者甚至会引发机毁人亡的飞行事故^[1-2]。

防冰系统性能的好坏直接影响着飞机的防/除冰能力,进而影响飞行安全,其设计一直是生命保障和环控系统设计的一个重要组成部分^[3]。飞机防冰系统按防/除冰方式的不同可分为机械除冰、液体防冰、电热防/除冰和热气防/除冰。由于稳定性、简易性以及经济性等方面的优势,大部分现役客机机翼采用热气防冰系统。然而,热气防冰系统存在着防冰热气有效利用率不高,大量热气未经充分利用即被排出的缺陷。因此,为提高飞机性能,研究防冰腔结构对热气防冰系统性能的影响有重要意义。

有关机翼热气防/除冰的理论、试验以及仿真分析也得到了广泛开展。Planquart 等^[4]采用热薄膜方法,借助红外温度记录仪试验测得了叉排直喷式热气防冰腔内蒙皮表面的换热系数分布情况,并与 Fluent 仿真结果一致,得出防冰腔的换热性能与射流孔的弦向和展向分布间距以及热气的冲击雷诺数有关。Farooq 等^[5]利用一种基于基因算法的优化程序确定了热气防冰腔的典型参数,并通过算例验证了算法的可行性。卜雪琴等^[6]对热气防冰系统中短小销钉对强化传热性能的影响进行了研究。

结构参数对直喷式双蒙皮防冰腔防冰热性能的影响目前在国内的研究还不多见。本文通过数值模拟来评估射流孔到蒙皮冲击面距离 H 和射流孔孔径 d 对防冰热性能的影响。采用计算流体力学 CFD 方法,对不同结构尺寸的直喷式双蒙皮防冰腔进行了仿真,目的是获得不同结构尺寸因素对强化传热系数和防冰效率的影响,为热气防冰系统的设计和优化提供指导。

1 数学模型

由于防冰腔内为射流孔高速喷出的热气,热气在防冰腔内流动,受腔内结构、热气速度的影响,其流动形式为湍流,为准确模拟热气在防冰腔内的流动,仿真计算采用 Spalart-Allaras (简称 S-A) 湍流模型, S-A 湍流模型对冲击射流曲面的流动问题具有计算简单、与试验结果吻合较好等优点^[7-8]。S-A 湍流模型是涡粘性模型,

* 航空科学基金项目(2011ZA53014);西北工业大学基础研究基金项目(JC20110255, JC20100232);西北工业大学研究生创业种子基金项目(Z2013054)资助。

其核心思想是通过求解中间变量 \tilde{v} 的输运方程来获得湍流粘度 μ_t , \tilde{v} 的输运方程为^[9]:

$$G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left(\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right) - Y_v + S_v, \quad (1)$$

求得 \tilde{v} 后, 湍流粘度 μ_t 通过湿润系数 f_{v1} 获得:

$$\mu_t = \rho \tilde{v} f_{v1}, \quad (2)$$

式中, ρ 为流体密度, μ_t 为流体速度, G_v 为湍流粘性产生项, Y_v 为湍流粘性耗散项, σ_v 为普朗特数, μ 为流体动力粘度, C_{b2} 为常数 0.622。

2 计算模型

本文针对直喷式双蒙皮防冰腔结构模型开展分析, 引气系统从发动机引来的热气经过管路流到机翼前缘中的笛形管内, 热气从笛形管壁上的射流孔喷射到防冰腔前腔, 加热蒙皮表面, 热气经过双蒙皮防冰通道后流到后腔, 并从后腔的排气口排出。为方便网格划分, 将防冰腔出口简化为方形出口, 防冰腔示意图如图 1 所示。

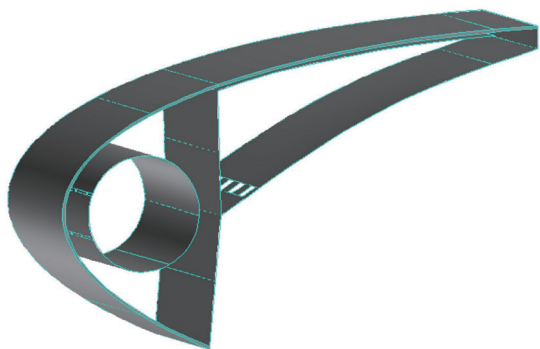


图1 防冰腔示意图
Fig.1 Diagram of anti-icing cavity

蒙皮厚度 1.5mm, 笛形管直径 40mm, 上面分布双排直径为 d 的圆形射流孔, 射流孔间距为 25mm, 将热气从射流孔喷出, 沿轴线到达蒙皮距离记为 H , d 和 H 如图 2 所示, 其尺寸参数范围如表 1 所示。射流孔按照排列方式可以分为平行排列和交叉排列两种, 如图 3 所示。

为了研究射流孔喷射距离 H 、射流孔孔径 d 以及射流孔的排列形式对强化防冰腔传热系数和防冰效率的影响, 设计了 3 组几何尺寸不同的防冰腔模型, 分别为: (1) H 相同但 d 与 H 比值不同, 即射流孔的孔径不同的平行排列; (2) 两者之比相同但 H 不同的平行阵列; (3) 对应相同 d 与 H 比值的交叉排列。具体参数如表 2 所示。

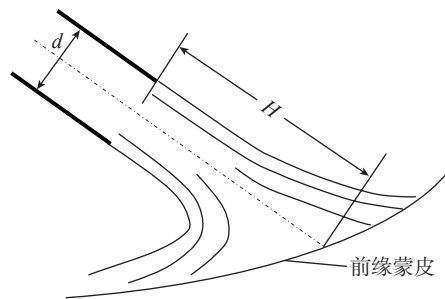


图2 d 、 H 结构示意图
Fig.2 Structure diagram of d , H

表1 几何尺寸参数范围

射流孔直径 d /mm	孔径与间距之比 d/H	双排笛形管排列形式
1.4~2.9	0.0350~0.0725	平行、交叉

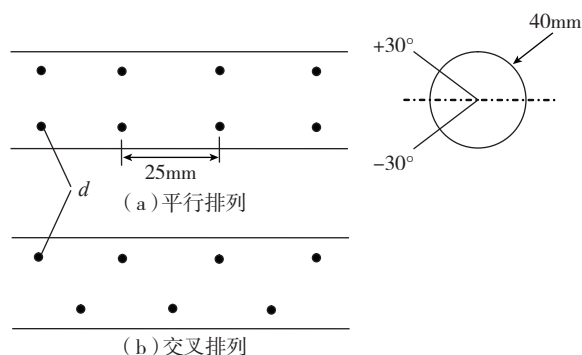


图3 笛形管结构尺寸示意图
Fig.3 Diagram of piccolo tube structure size

表2 模型具体参数

	模型编号	排列形式	d /mm	H /mm	d/H
第一组	1	平行	1.4	40	0.0350
	2		1.7	40	0.0425
	3		2.0	40	0.0500
	4		2.5	40	0.0625
	5		2.9	40	0.0725
第二组	6	平行	1.75	35	0.0500
	7		1.90	38	0.0500
	8		2.05	41	0.0500
	9		2.15	43	0.0500
	10		2.25	45	0.0500
第三组	11	交叉	1.7	40	0.0425
	12		2.0	40	0.0500
	13		2.5	40	0.0625

防冰腔流域计算模型采用结构体网格, 如图 4 所示, 在蒙皮、防冰腔前腔近壁面部分采用附面层网格, 保

障蒙皮网格的密度与质量,并在射流口区域进行网格局部加密,最终网格总数在 63 万左右。这样既保证了关注地方的网格细化,同时网格总量不会太大,加快流场计算速度。

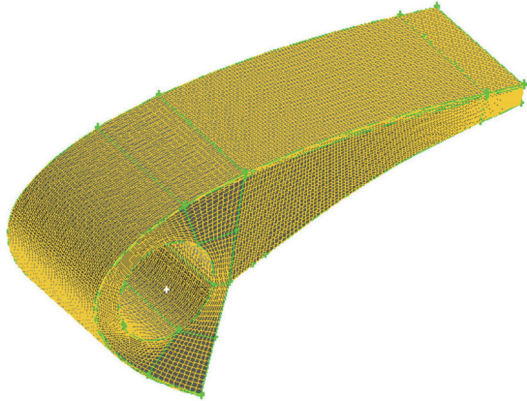


图4 防冰腔网格
Fig.4 Anti-icing cavity mesh

3 边界条件

将射流孔处设置为压力入口,射流孔处压力 0.2MPa,热气温度 200℃;出口处设置为与环境压力相同的压力出口,外部环境温度设置为 -10℃;两侧挡板设为对称边界;防冰腔内、外蒙皮和挡板设为壁面边界条件。

防冰腔采用 S-A 湍流模型,比较适合冲击射流曲面的流动计算,开启能量方程,控制方程的离散采用控制容积法,对流项差分格式采用二阶迎风格式,采用 Simple 算法求解方程。监控出口温度变化以及残差来判断计算的收敛,收敛精度为 10⁻⁵。

仿真计算中,由于流场结构复杂,不易收敛,通过调整松弛因子大小来控制收敛。判定是否收敛一般有残差监视和表面温度平衡两种方式。计算完成后,通过检验计算流域的质量和能量是否守恒来进一步验证收敛性。

4 计算结果分析与讨论

4.1 数据处理

Fluent 仿真计算收敛后得到防冰腔外蒙皮表面温度分布受气流对防水腔前缘内表面的冲击影响,在前缘驻点附近蒙皮温度达到最高值,蒙皮温度沿弦向递减,防冰腔下表面末端达到最低值,温差达 60K 左右。上表面受双蒙皮通道影响,在进入双蒙皮通道之后的防冰区域蒙皮温度有一个明显上升趋势,而后再沿弦向递减,整体来看,上蒙皮表面温度比下表面温度高。由于气流在双蒙皮通道与蒙皮接触更充分,换热效果明显优

于下表面区域,根据参考文献 [10] 中相似工况下仿真结果,可知本文仿真具有一定的参考价值。

为了对防冰腔防冰性能进行直观描述,本文引用防冰效率 η 的概念^[11-12],防冰效率是指系统所提供的热气能量中用于加热防冰表面的百分比,计算公式如下:

$$\eta = \frac{T_{inlet} - T_{outlet}}{T_{inlet} - T_{wall}} \quad (3)$$

式中, T_{inlet} 、 T_{outlet} 分别为防冰系统供气温度和排气温度, T_{wall} 为防冰区蒙皮平均温度。

4.2 结果分析

4.2.1 几何尺寸的影响

分析 1~5 号模型的结果数据来研究射流孔孔径对流动换热的影响。图 5、图 6 分别为蒙皮表面平均传热系数 h 和模型的热气有效利用率 η 与 d/H 的关系。从图 5 中可以看出,随着 d/H 的增大,模型强化蒙皮表面平均传热系数明显增大,模型的热气有效利用率 η 不断下降。也就是说,在相同射流孔到蒙皮冲击面距离的情况下,射流孔孔径越大,强化传热效果越强,但是用于防冰的热气有效利用率也越低。这表明,虽然增大射流孔孔径即增大热气流可以使蒙皮的传热效果得到强化,但用于防冰的热气比例却在降低,过低的防冰热效率会加大发动机的负担。

表 3 中所示为以 3 号模型的数据为基准,其他模型内表面传热系数和热气效率相对变化值,负号表示相对减小。可以看出,5 号模型表面传热系数增大了 45.9%,

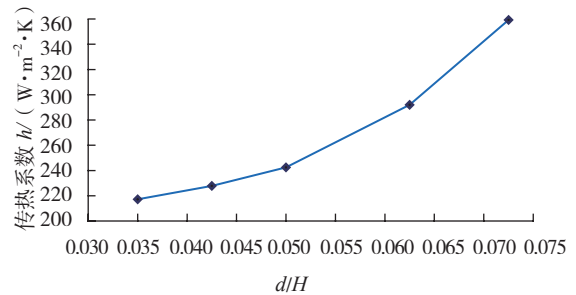


图5 平均传热系数 h 随 d/H 的变化
Fig.5 Variations of average heat transfer coefficient h with d/H

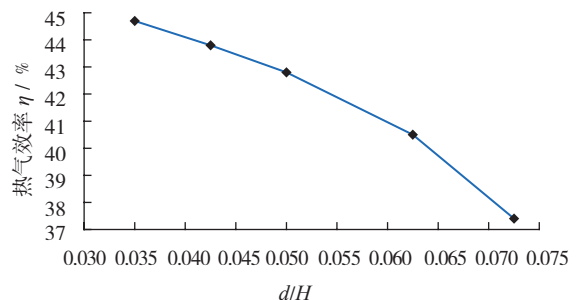


图6 热气有效利用率 η 随 d/H 的变化
Fig.6 Variations of thermal efficiency η with d/H

表3 1~5号模型对比3号模型换热和热效率的变化

对比模型	表面平均传热系数 h 的变化 /%	热气效率 η 的变化 /%
1/3	-11.47	4.19
2/3	-6.56	2.30
4/3	19.26	-5.59
5/3	45.90	-12.58

但热气效率却减小了 12.58%，说明为了增大表面换热系数而采用如此大的 d/H 带来热气效率的损失过大，该模型是不合适的。强化换热和降低热效率之间的平衡点应该在实际应用中根据经验需求数据酌情而定， d/H 要适中。

分析 6~10 号模型的结果数据来研究 d/H 相同下射流孔到蒙皮冲击面距离的变化对流动换热的影响。表 4 为以 3 号模型的数据为基准，其他模型蒙皮表面传热系数和热气效率的相对变化值。可以看出，在 d/H 相同下传热系数和热气效率相对变化不大，幅度都在 6% 以内，可知 d 与 H 的比值是影响防冰腔性能的一个重要因素。

表4 6~10号模型对比3号模型换热和热效率的变化

对比模型	内表面平均传热系数 h 的变化 /%	热气效率 η 的变化 /%
6/3	-3.06	1.18
7/3	-1.21	0.63
8/3	1.07	-0.45
9/3	3.42	-2.02
10/3	5.84	-3.63

4.2.2 射流孔排列形式的影响

表 5 给出了对应结构尺寸相同的射流孔平行、交叉排列形式时的强化换热和热气效率变化百分比。可以看到，与平行排列相比，交叉排列形式的模型的表面换热系数与传热效率都略大，这是由于交叉排列射流孔喷出的热气与防冰腔内表面的冲击面积更大，热交换更充分，因此同样条件下交叉排列的防冰效果优于平行排列。

表5 平行和交叉排列对强化换热和效率的影响

对比模型	强化换热系数的变化 /%	强化防冰效率的变化 /%
11/2	3.52	7.47
12/3	5.68	10.23
13/4	6.12	12.65

5 结论

本文对热气防冰系统中笛形管位置与射流孔孔径强化传热效果进行了研究，定量分析了射流孔喷射距离、射流孔孔径以及射流孔排列形式对换热以及传热效率的影响，为防冰腔的改进设计提供参考。得出结论如下：

(1) 射流孔孔径 d 和射流孔与蒙皮冲击面距离 H 的比值能够较大程度地影响换热与传热效率。 d/H 越大，即 H 为定值时，射流孔孔径 d 越大，蒙皮换热系数越高。但是，对于较大的射流孔，防冰系统的传热效率也相应的降低。

(2) 交叉排列形式模型的表面换热系数与传热效率都略大，防冰效果优于同等条件下平行排列的模型。

参考文献

- [1] 管宁. 三维机翼防冰热载荷的数值模拟 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [2] 卜雪琴, 林贵平, 郁嘉. 三维内外热耦合计算热气防冰系统表面温度. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2495-2500.
- [3] Pellissier M, Wagdi G, Habashi. Design optimization of hot-air anti-icing systems by FENSAP-ICE. Journal of Aircraft, 2010, 48(4): 1238-1251.
- [4] Planquart P, Vanden G B. Experimental and numerical optimization of a wing leading edge hot air anti-icing system. Journal of Aircraft, 2005, 43(4): 1259-1277.
- [5] Saeed F, Paraschivoiu I. Optimization of a hot-air anti-icing system//AIAA. Proceedings of 41st AIAA Aerospace Meeting & Exhibit, Reston:AIAA, 2003:0733.
- [6] 卜雪琴, 林贵平. 基于 CFD 的水收集系数及防冰表面温度预测. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(10): 1182-1185.
- [7] Papadakis M, Wong S J. Parametric investigation of a bleed air ice protection system//AIAA. Proceedings of 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reston:AIAA, 2006:1013.
- [8] Mathieu F, Saeed F. Numerical heat transfer correlation for array of hot-air jets impinging on 3-dimensional concave surface. Journal of Aircraft, 2005,42(3): 665-670.
- [9] 陶文铨. 数值传热学. 第 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [10] Farroq Saeed, Ahmad Z.Al-Garni. Numerical Simulation of Surface Heat Transfer from an Array of Hot-Air Jets//AIAA. Proceedings of 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Reston:AIAA, 2007:4287.
- [11] 卜雪琴, 郁嘉, 林贵平, 等. 机翼气热防冰系统设计. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(8): 927-930.
- [12] Hugh H, Liu T, Hua J. Three-dimensional intergrated thermodynamic simulation for wing anti-icing system. Journal of aircraft, 2004, 41(6):1291-1297.

(责编 玲犀)