

文章编号: 1000-8055(2008)06-1141-05

某型飞机机翼防冰系统计算分析

常士楠¹, 袁美名¹, 霍西恒¹, 张 泉²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

2. 陕西飞机工业集团 设计院, 汉中 723213)

摘 要: 主要针对某型飞机机翼的热气防冰系统计算分析, 得到水滴直径变化对撞击极限的影响, 飞行马赫数变化对机翼表面换热系数的影响, 分析了不同飞行高度湿表面和干表面的温度分布. 结果表明水滴撞击区随着水滴直径增加而增大; 机翼表面的换热系数随飞行马赫数的增加而增加; 在相同计算条件下, 干表面温度比湿表面温度要高. 对多个典型截面以及其在不同飞行状态的计算结果表明, 在给定的计算条件下, 4 km 及 7 km 时防冰系统工作都是有效的, 7 km 时表面部分位置湿表面温度低于 0 °C.

关键词: 航空、航天推进系统; 机翼; 热气防冰系统; 水滴撞击特性; 传热分析; 湿表面温度

中图分类号: V244.1¹⁵

文献标识码: A

Investigations of the bleed air anti-icing system for an aircraft wing

CHANG Shi-nan¹, YUAN Mei-ming¹, HUO Xi-heng, ZHANG Quan²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. The Aircraft Design Institute, Shanxi Aircraft Industry Group, Hanzhong 723213, China)

Abstract: Calculation and analysis for bleed air anti-icing system of an aircraft wing was conducted. Influences of droplet diameter on impinging limits and Mach number on heat transfer coefficient were analyzed. Evaluation of the system's effectiveness at different flight height was conducted. The results showed that impinging limits increased with the droplet diameters increasing, heat transfer coefficient of the wing surface increased with the Mach number increasing, and dry temperature of anti-iced surface was higher than wet temperature under the same conditions. Results for several typical cross sections under different flight conditions indicated; for the given parameters, the system was effective at $H=4$ km and $H=7$ km, some wet temperature of anti-iced surface at $H=7$ km was lower than 0 °C.

Key words: aerospace propulsion system; aircraft wing; bleed air anti-icing system; droplet impingement; heat transfer analysis; wet surface temperature

自从飞机第一次在冬天飞行, 结冰就被认定为一种潜在的危险现象. 随着对结冰现象的深入研究, 发现不仅是在冬天, 只要飞机在结冰气象条件下亚音速飞行就有可能发生结冰. 此外, 飞机起飞前在地面上也可能会积聚冰层. 结冰所造成的影响日益突出, 很多飞行事故就是由此引起的. 飞机机翼是获得升力的主要部件, 其表面结冰是飞机结冰

中比较危险的情况, 对其进行防除冰系统设计的意义非常重大^[1]. 本文针对某型飞机机翼的热气防冰系统进行给定计算条件下的热计算分析.

1 防冰热气通道的结构

某型飞机机翼采用热气防冰系统, 该飞机两侧的机翼防冰系统沿展向各分为四段, 沿机身对

收稿日期: 2008-01-03; 修订日期: 2008-05-06

作者简介: 常士楠(1968-)女, 山西榆次人, 副教授, 博士, 主要从事飞机防除冰、飞机环控等的研究.

称分布. 图 1 为防冰腔结构示意图, 单侧机翼各段的防冰腔 A 腔之间相互隔断, 排气腔 B 相互连通, A 和 B 腔之间密封、隔开. 发动机引出的气流经引射器喷嘴, 引射排入 B 腔内的气体后, 经引射器混合段混合, 高速流入 A 腔, 加热蒙皮表面, 起到防冰的作用.

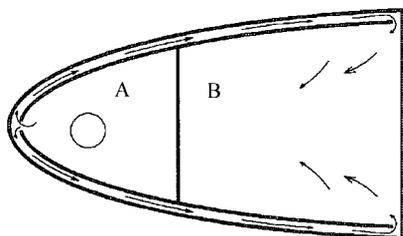


图 1 防冰腔示意图

Fig. 1 Schematic diagram of anti-icing cavity

图 1 中 A 腔里的圆表示引射器的混合室出口, 箭头所指方向为气体的流动方向.

机翼为双蒙皮结构, 图 2 为双蒙皮防冰供气通道结构示意图.

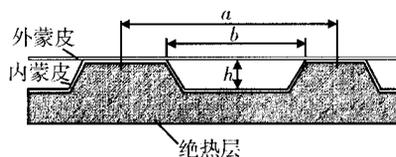


图 2 防冰供气通道结构示意图

Fig. 2 Configuration of channel for anti-icing bleed air

2 分析计算

该计算的内容主要包括飞机机翼防冰系统结构分析、外流场 CFD 计算、水滴撞击特性计算、机翼表面换热系数、机翼表面温度计算. 防冰系统是否工作有效, 主要体现在机翼蒙皮外表面温度是否满足要求, 为了安全起见, 一般认为高于 $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 即为满足要求. 因此, 本文主要着重对机翼外表面温度的计算进行讨论.

2.1 外流场计算

外流场计算时, 截取机翼不同位置的截面, 视空气绕机翼的流动为二维、定常、可压、粘性流动.

流场计算使用 FLUENT 商业软件来完成. 计算中, 边界条件选用压力远场和无滑移壁面边界条件; 计算的紊流模型为 Spalart-Allmaras 紊流模型. 水滴运动计算采用拉格朗日法, 在空气流场计算时, 水滴当作为离散相加入, 不考虑其对空气流场的影响^[3-4]. 部分流场及水滴计算结果见图 3 和图 4.

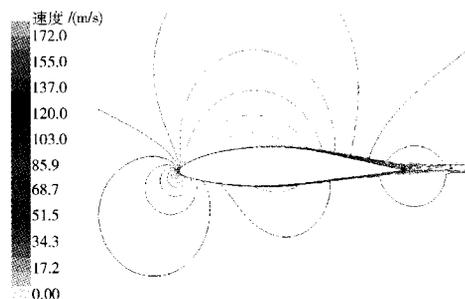


图 3 速度等高线局部放大图

Fig. 3 Zoom in of velocity isolgram

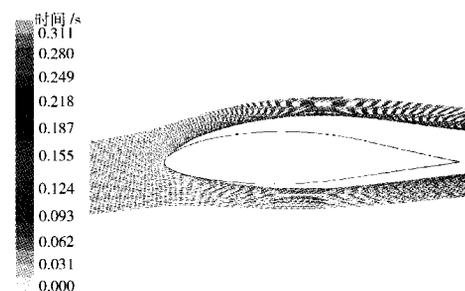


图 4 水滴运动轨迹图

Fig. 4 Trajectories of droplets movement

2.2 防冰腔传热计算

2.2.1 外流场传热计算

飞机在有过冷水滴的云层中飞行时, 飞机部件的迎风面收集云层中的过冷水滴, 若此时表面温度低于 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, 则这些水便在表面上结冰, 此时表面上的热流主要有^[1]:

- 1) 对流换热比热流 q_a ;
- 2) 由于附面层摩擦引起的气流对表面的加热比热流 q_v ;
- 3) 表面上水蒸发所需的比热流 q_e ;
- 4) 加热所收集水滴的比热流 q_w ;
- 5) 水滴动能转变成的比热流 q_{wv} ;
- 6) 防冰表面向大气的辐射热流 q_r ;
- 7) 表面上水结冰时放出的融解热 q_i ;
- 8) 如果防冰系统工作, 此时的加热比热流 q_n .

通常, 防冰系统工作时, 一般湿表面温度略高于水的冰点, 此时表面辐射散热热流 q_r 比较小, 可忽略不计, 且水结冰时放出的融解热 $q_i = 0$, 此时计算湿表面温度的热平衡方程为

$$q_a + q_e + q_w - q_v - q_{wv} - q_n = 0 \quad (1)$$

飞机在干空气中飞行时其机翼表面温度称为干表面温度, 因此计算干表面温度时没有 q_e , q_w 以及 q_{wv} 这几项热流. 计算干表面温度的热平衡方程为

$$q_a - q_v - q_n = 0 \quad (2)$$

2.2.2 机翼蒙皮防冰通道流量计算

该飞机机翼的防冰通道为变截面,从驻点开始沿弦向截面面积先增大,后减小。根据通道的阻力特性计算方法,即每个通道的压力损失相等,在供气总流量确定的情况下,可以计算出每个通道的流量。

防冰通道的压降 Δp

$$\Delta p = (\xi + C \cdot L/D) \cdot \rho \cdot v^2 / 2 \quad (3)$$

其中, ξ 为入口压力损失系数,取 0.5~1.0; C 为通道的摩擦阻力系数, $C = 0.18/Re^{0.2}$, Re 为气流雷诺数; L 为通道长度; D 为通道的当量直径; ρ 为气体密度; v 为气体流速。

2.2.3 机翼蒙皮内外传热耦合计算

防冰表面温度是评价热气防冰系统性能的基础,而表面温度需要通过对防冰系统进行热力分析,并进行蒙皮表面内、外传热耦合计算得到。计算中,做以下假设:①忽略外蒙皮沿厚度方向的热阻,即认为沿蒙皮厚度方向的温度不变;②沿蒙皮展向无导热;③忽略沿蒙皮弦向的导热;④忽略防冰通道向内腔方向的传热量。

如图 5 所示(仅为上表面),沿机翼弦向将机翼划分若干微元段,由各段机翼引射器出口的参数及防冰通道的流量计算来确定波纹壁通道入口的温度、压力以及流量,从而确定双蒙皮波纹壁通道入口条件。

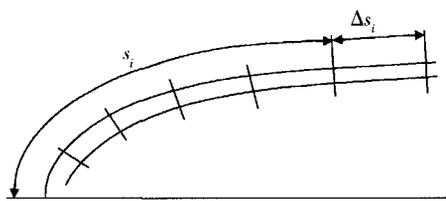


图 5 双蒙皮防冰腔沿弦向分区的剖面图

Fig. 5 Schematic diagram of double skin anti-icing cavity cross section division for heat transfer analysis

由第 i 段的能量守恒得

$$\alpha_{out} (t_{si} - t_0) \cdot a \cdot \Delta s_i = Gc_p \Delta t_i \quad (4)$$

其中, α_{out} 为蒙皮外部对流换热系数 ($W/m^2 \cdot ^\circ C$), 由 FLUENT 计算结果输出; t_{si} 为第 i 段波纹壁通道的蒙皮表面温度 ($^\circ C$); t_0 为环境温度 ($^\circ C$); Δs_i 为第 i 段波纹壁通道的弧长 (m); G 为第 i 段波纹壁通道的流量 (kg/s); Δt_i 为第 i 段波纹壁通道的热气温降 ($^\circ C$), $\Delta t_i = t_{i-1} - t_i$, t_i 为波纹壁通道第 i 个节点的温度 ($^\circ C$)。

由上式,假设第 i 段温降 Δt_i ,就可计算出表面温度 t_{si} ,其表达式为

$$t_{si} = \frac{Gc_p \Delta t_i}{\alpha_{out} \cdot a \cdot \Delta s_i} \quad (5)$$

根据蒙皮外部传热计算,由 t_{si} 可求出第 i 段蒙皮表面的加热比热流。根据第 q_{ni} 段的能量守恒亦可得

$$q_{ni} \cdot a = (t_{avi} - t_{si}) \cdot 2b \cdot \alpha_{in} \quad (6)$$

其中, t_{avi} 为第 i 段波纹壁通道的热气平均温度 ($^\circ C$)。根据上式,可计算出 t_{avi} ,其表达式为

$$t_{avi} = \frac{q_{ni} \cdot a}{\alpha_{in} \cdot 2b} + t_{si} \quad (7)$$

进而可求出 Δt_i

$$\Delta t_i = 2(t_{i-1} - t_{avi}) \quad (8)$$

将这一计算结果与假设的 Δt_i 进行比较,迭代计算,直至两者满足设定误差,输出 t_i 。从第 1 个微元 $i=0$ 开始,对每个微元重复上述过程,得到表面温度分布^[6-8]。

3 计算结果及分析

3.1 机翼表面防冰区域

在结构参数和其他飞行计算参数不变的情况下,改变撞击水滴的直径,可以得到撞击机翼表面的水滴直径与撞击区域的关系,见图 6。

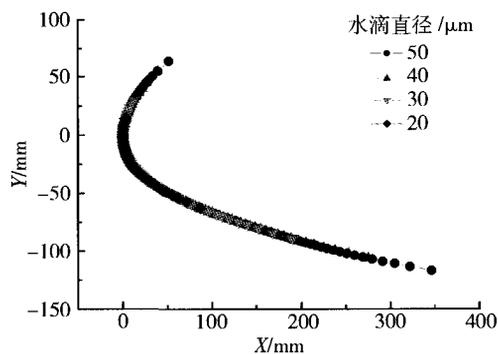


图 6 水滴直径与撞击区域的关系

Fig. 6 Impinging limits with droplet diameters

从图中可以看出,当水滴的直径越大,水滴撞击的区域越大,防冰所需供热的区域也越大;水滴直径越小,水滴撞击的区域也越小,防冰所需供热的区域也越小,而且随着水滴直径的变化,撞击区域的变化非常明显。机翼防冰设计计算一般采用连续最大结冰气象条件,确定机翼表面的水滴撞击区域时,水滴平均有效直径选用 $40 \mu m$ ^[1]。经过对各段机翼表面撞击区域的计算,该飞机的设计防冰区域是符合要求的。

3.2 机翼表面换热系数

机翼表面换热系数与飞机的飞行马赫数是密切相关的,机翼表面换热系数的大小决定机翼表面单位换热量的因素之一,从而影响到机翼表面的温度.因此,有必要找出机翼表面换热系数与马赫数的关系^[4].

在结构参数和其他飞行计算参数不变的情况下,改变飞行的马赫数,可以得到机翼表面换热系数与飞行马赫数的关系,见图 7.

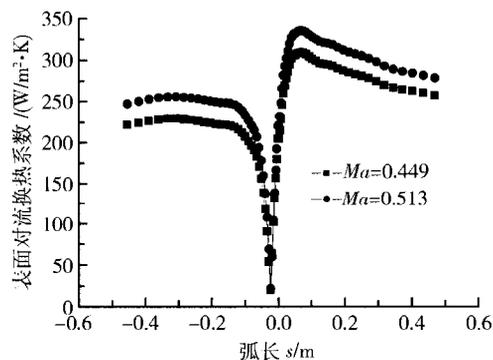


图 7 表面换热系数与飞行马赫数的关系
Fig. 7 Heat transfer coefficient with Mach number

由图 7 可以看出,当马赫数增加时,机翼表面的换热系数有明显的增大.图中的横坐标表示机翼表面某点离驻点的弧长,负半轴代表下表面,正半轴代表上表面,本文其他图类同,且本文所涉及的计算参数都为标准气象参数.

3.3 表面温度

高温高压工作流体与被引射流体经引射器混合段混合后,在机翼防冰腔内进行有限空间射流,混合流体的温度沿射流方向是递减的,即供气温度沿机翼的展向是变化的,但温度递减很小,可以忽略其影响^[5].

3.3.1 湿表面温度

根据该型飞机的机翼结构参数和引气参数,可以计算出飞机在给定高度和速度下机翼上典型截面的湿表面温度^[6-8].

图 8 和图 9 为飞机机翼某截面在不同高度各个状态点计算的结果.由图可以看出,在连续最大结冰气象条件下,4 km 高度时,机翼上表面水滴撞击区域内的湿表面温度都高于 278 K,绝大部分区域都高于 280 K,此时,防冰系统可以保证飞机机翼不结冰.7 km 高度时,由于环境温度很低,机翼上表面水滴撞击区域内的湿表面温度都高于 272.5 K,绝大部分区域都高于 275 K,此时,飞机

的防冰系统仍然可以满足防冰需求.由于 7 km 高度时,环境温度较低,所以表面对应位置温度低于 4 km 时情况.

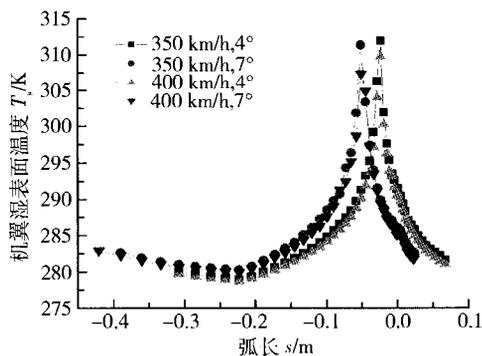


图 8 机翼某截面 4 km 高度不同状态点的湿表面温度
Fig. 8 Wet surface temperature distribution of a cross section at $H=4$ km

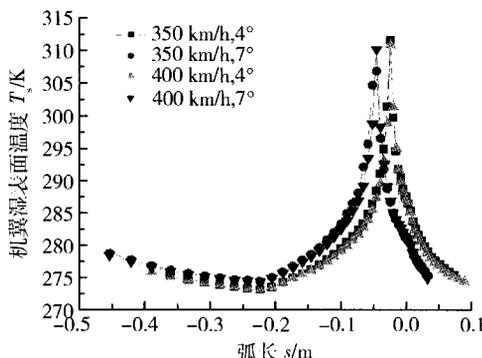


图 9 机翼某截面 7 km 高度不同状态点的湿表面温度
Fig. 9 Wet temperature distribution of a cross section surface at $H=7$ km

3.3.2 干表面温度

根据该型飞机的机翼结构参数和引气参数,假设没有水滴撞击机翼表面,可以计算出飞机在不同高度和速度下的机翼干表面温度.

由图 10 和图 11 可以看出,机翼干表面温度分布趋势:前沿的温度高,沿弦向温度是逐渐降低的,4 km 高度时,机翼防冰区域干表面温度都高于 283 K.7 km 高度时,机翼防冰区域干表面温度都高于 280 K.机翼表面温度沿弦向最大温差在 4 km 时约为 62 K,在 7 km 时约为 70 K,这是由于 7 km 时表面内外温差较大,因此,沿弦向温差就会稍大一些.

图 12 为机翼表面各项热流的计算结果,从图中可以看出,湿表面时表面的各项热流中,水蒸发所需的比热流在总的加热比热流中占主导作用,同时加热所收集水滴的比热流也起一定的作用,在干表面计算时没有这两项热流,因此,相同计算条件

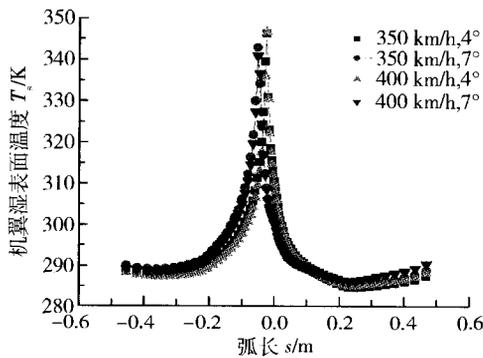


图 10 机翼某截面 4 km 高度不同状态点的干表面温度
Fig. 10 Dry temperature distribution of a cross section surface at $H=4$ km

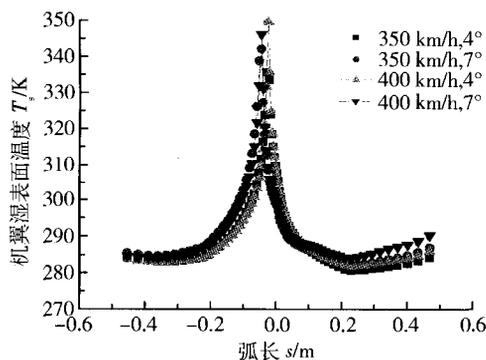


图 11 机翼某截面 7 km 高度不同状态点的干表面温度
Fig. 11 Dry temperature distribution of a cross section surface at $H=7$ km

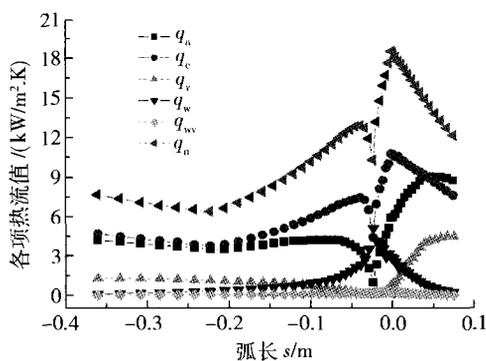


图 12 4 km 时机翼湿表面换热各项热流
Fig. 12 Heat flux distributions of a wet surface at $H=4$ km

下干表面的温度要比湿表面的温度更高一些。

4 结论

本文通过对某型飞机机翼防冰系统进行给定条件的情况下的热力计算,得到以下结论:水滴撞击的区域随着水滴直径增加而变大,且变化很明

显;机翼表面的换热系数随着飞行马赫数的增加而增加;湿表面温度沿弦向逐渐降低;在相同计算条件下,干表面温度比湿表面温度要高。

参考文献:

- [1] 裘燮纲,韩风华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材编审组,1985.
- [2] 陈余,常士楠.机翼表面局部收集系数的计算[C]//中国航空学会第二届青年科技论坛论文集.洛阳:中国航空学会,2006.
- [3] Thomas S K, Cassoni R P. Aircraft anti-icing and de-icing techniques and modeling [J]. Journal of Aircraft, 1996, 33 (5): 841-854.
- [4] Mark G. LEWICE/E: An euler based ice accretion code [R]. AIAA-92-0037, 1992.
- [5] 赵建光.非对称发动机进气道水滴撞击模拟及热载荷研究[D].北京:北京航空航天大学,2006.
ZHAO Jianguang. Water droplets trajectories simulation and thermal load research on an unsymmetrical engine inlet [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [6] 常士楠,艾素霄,毕文明.飞机发动机进气道防冰系统的设计计算[J].北京航空航天大学学报,2007, 33(6): 649-652.
CHANG Shinan, AI Suxiao, BI Wenming. Design and calculation for the anti-icing system of an aircraft engine inlet [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(6): 649-652.
- [7] 常士楠,韩风华.飞机发动机进气道前缘热气防冰器性能分析[J].北京航空航天大学学报,1999, 25(2): 201-203
CHANG Shinan, HAN Fenghua. Performance analysis on hot-air anti-icer of airplane engine inlet [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25 (2): 201-203.
- [8] 杨倩,常士楠,袁修干.发动机进气道水滴撞击特性分析[J].北京航空航天大学学报,2002, 28(3): 362-365.
YANG Qian, CHANG Shinan, Yuan Xiugan. Analysis on droplet trajectories of an engine inlet [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(3): 362-365.
- [9] 常士楠,候雅琴,袁修干.周期电加热控制律对除冰表面温度的影响[J].航空动力学报,2007, 22(8): 1247-1251.
CHANG Shinan, HOU Yaqian, Yuan Xiugan. Influence of periodic electro-heating pulse on deicing surface temperature [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22 (8): 1247-1251.
- [10] 常士楠,刘达经,袁修干.直升机旋翼桨叶防/除冰系统防护范围研究[J].航空动力学报,2007, 22(3): 360-364.
CHANG Shinan, HOU Yaqian, Yuan Xiugan. Research on protected range of the anti-icing/deicing system for helicopter rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22 (3): 360-364.