

环境参数对飞机防冰热载荷的影响规律

倪章松¹, 刘森云², 张 军², 王 茂², 王梓旭^{2,3}

- (1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;
2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621050;
3. 中国空气动力研究与发展中心 结冰与防除冰重点实验室, 四川 绵阳 621050)

摘 要: 为在飞机热气防冰系统设计过程中准确计算防护表面的防冰热载荷,以某飞机翼段模型为例,对防冰热载荷计算开展了研究,给出了计算流程,研究了来流速度、高度、温度、液态水含量和水滴直径等环境参数变化对翼段表面热载荷分布规律的影响。研究结果表明:①热载荷主要分布在机翼前缘,且越靠近翼尖部分热载荷数值越大,热载荷曲线呈现中间低两边高的分布;②表面热载荷分布范围和量级与来流速度和水滴直径呈正相关关系;飞行高度的变化对表面热载荷分布的影响较小;来流温度降低或液态水含量增加,热载荷数值增大但分布范围不变;水滴直径增加 10 μm ,上翼面热载荷分布范围增加约 50%。

关 键 词: 防除冰; 热载荷; 环境参数; 三维机翼; 对流换热

中图分类号: V211.7 **文献标志码:** A

Influnce of environment parameters on anti-icing heat load for aircraft

NI Zhangsong¹, LIU Senyun², ZHANG Jun², WANG Mao², WANG Zixu^{2,3}

- (1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. State Key Laboratory of Aerodynamics,
- China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621050, China;
3. Key Laboratory of Icing and Anti/de-icing,
- China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621050, China)

Abstract: To accurately calculate the surface heat load for the design of the anti-icing system of an aircraft, the method for calculation of anti-icing heat load was studied and the calculation process was presented. And the influnce of the incoming flow speed, flight altitude, temperature, liquid water content and median volumetric diameter on the surface heat load distribution was studied. The results showed that: (1) the heat load was mainly located at the leading edge of the wing, and the closer to the tip of the wing, the larger the heat load value. The heat load curve had a trough in the middle and two shoulders at each side. (2) The non-zero range and the amplitude of the surface heat load were in proportion to the incoming flow speed and water median volumetric diameter. The variation of the flight altitude had trivial influence. As the incoming flow temperature decreased or liquid water content increased, the amplitude of the heat load increased, but the distribution range of the

收稿日期: 2020-06-17

基金项目: 国家自然科学基金(11504417)

作者简介: 倪章松(1973—),男,正高级工程师,博士生,主要从事飞行器结冰与防除冰技术研究。

通信作者: 张军(1983—),男,副研究员,博士,主要从事飞行器气动噪声与防除冰问题研究。E-mail: jzhang@nudit.edu.cn

引用格式: 倪章松,刘森云,张军,等. 环境参数对飞机防冰热载荷的影响规律[J]. 航空动力学报,2021,36(1):8-14. NI Zhangsong, LIU Senyun,ZHANG Jun,et al. Influnce of environment parameters on anti-icing heat load for aircraft[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(1):8-14.

curve remained the same. The distribution range of the heat load on upper wing surface increased about 50% as the diameter of the water droplet increased 10 μm .

Key words: anti and de-icing; heat load; environment parameters; three-dimensional aircraft wing; convective heat exchange

飞机在穿过含有过冷水滴的云层时,机翼前缘、发动机唇口等迎风部件会发生结冰现象,结冰对飞机的气动性能、操作性和稳定性将产生严重影响^[1-4]。因此,如何防止飞机结冰成为各大飞机制造商和科研机构密切关注的问题。为了防止飞机结冰,民用大型飞机通常安装有防除冰系统。根据原理不同,飞机防除冰系统主要包括机械除冰、液体防冰、热气防冰、电热除冰等四种方法^[5-6]。目前商用飞机主要采用的是热气防冰和电热防冰系统。在热气防冰系统设计中,首先需要确定防护的区域以及防护表面达到一定温度时所需的加热能量,并以此为基础设计高效的防冰系统^[7-9]。因此,如何准确地计算防护表面的防冰热载荷、选择合适的热载荷设计计算状态是防冰系统设计的重要前提。

Wu 等人^[10]通过求解三维 Navier-Stokes 方程对射流过程进行了数值模拟,得到了不同射流角度条件下表面温度的分布情况。Liu 等人^[11]研究了机翼防冰腔三维数值模拟模型,建立了包含三维防冰腔的完整热气防冰系统模型,并且对防冰腔内外流场进行了耦合计算,计算中改变了外界环境条件以分析不同条件下蒙皮温度、表面传热系数的变化规律。Planquart 等人^[12]开展了机翼前缘热气防冰系统的试验研究,通过多个射流孔将热气喷射至壁面,利用红外探测仪测流壁面温度,获得表面传热系数分布,随后利用数值模拟方法进行模拟。结果表明:数值模拟得到的表面温度和表面传热系数与试验结果吻合较好。常士楠等人^[13]采用数值模拟方法计算了旋翼桨叶防除冰系统防护范围,研究了除冰表面温度与控制律间的关系。值得注意的是,上述研究没有建立考虑飞行环境参数影响的防冰热载荷数值计算模型,也没有给出来流速度、飞行高度、来流温度、液态水含量和水滴直径等参数的影响规律。因此,开展相关研究对于指导飞机机翼的热气防冰系统设计具有重要意义。

本文以某飞机机翼段模型为对象对防冰热载荷计算开展研究。首先,介绍了防冰热载荷计算方法和流程;随后,根据实际飞机飞行工况,研究了来流速度、飞行高度、来流温度、液态水含量和

水滴直径等环境参数对翼段表面热载荷分布和数值的影响规律,给出了防冰热载荷计算状态点选择的一般方法。

1 防冰热载荷计算方法

防冰系统工作情况下,过冷水滴撞击表面,根据系统运行工况不同,其物理过程可能不同。在干防冰状态下,水滴撞击后立刻蒸发;在湿防冰状态下,水滴撞击后形成液态水,液态水在流动过程中逐渐蒸发。本文将对水滴撞击后的物理过程进行建模。将表面划分为多个控制体,采用 P 、 N 、 E 、 W 、 S 分别表示所研究的网格及相邻的四个网格;用 n 、 e 、 w 、 s 表示相应界面,如图 1 所示。

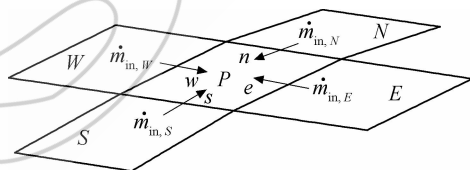


图 1 物面网格示意图^[11]

Fig. 1 Sketch of surface grid^[11]

以控制体为研究对象,可以建立液态水的质量守恒方程如下:

$$\dot{m}_{\text{clt}} + \sum \dot{m}_{\text{in}} - \dot{m}_{\text{evp}} - \sum \dot{m}_{\text{out}} = 0 \quad (1)$$

采用焓值衡量各项热流,则对每一个控制体,可建立能量守恒方程如下:

$$q_{\text{required}} + q_{\text{clt}} + \sum q_{\text{in}} - q_{\text{evp}} - q_{\text{cnv}} - \sum q_{\text{out}} = 0 \quad (2)$$

式中 $\dot{m}$ 表示质量流量;下标 clt 表示水滴收集项, in 表示入流水项, evp 表示蒸发项, out 表示溢流水项, cnv 表示对流换热项。 q 表示热流密度,下标 required 表示控制体 P 内防冰所需用项。

驻点处的表面传热系数,可以利用文献^[14]中的公式进行计算:

$$Nu_{\text{stag}} = \left(\frac{C_m^2}{9.89} \cdot Re_{\infty} \cdot \frac{d(u_e/u_{\infty})}{d(l/c)} \right)_{s=0}^{0.5} \quad (3)$$

$$Nu_{\text{stag}} = \frac{h_{\text{stag}} c}{\kappa_a} \quad (4)$$

式中 h_{stag} 表示驻点处的表面传热系数; Nu_{stag} 表示驻点处的努塞尔数; C_m 为常数,取值为 1.56; Re_{∞}

表示空气来流雷诺数; u_e 表示附面层外边界处的气流速度; u_∞ 表示来流速度; l 表示沿展向位置; c 表示特征弦长; κ_a 表示空气的热导率。

对于干防冰状态,水滴撞击表面后立刻蒸发,没有液态水流动, $\sum \dot{m}_{in}$ 和 $\sum \dot{m}_{out}$ 均为 0, 因此质量方程可以简化为

$$\dot{m}_{elt} - \dot{m}_{evp} = 0 \quad (5)$$

由上述公式,可以直接获得表面水蒸发量和表面温度,再根据能量守恒方程直接求解获得表面所需热载荷。对于湿防冰状态,控制方程求解的主要步骤为:

- 1) 首先需要设定表面需要达到的温度。
- 2) 假定每个控制体内的初始 $\sum \dot{m}_{in}$ 等于 0, 根据质量守恒方程求解获得 $\sum \dot{m}_{out}$, 根据溢流水质量分配原理, 分别计算出 $\dot{m}_{out,W}$ 和 $\dot{m}_{out,S}$, 以及溢流水残值。
- 3) 根据所计算控制体四个方向流入的水质量与相邻控制体流出的水质量之间的关系重新分配控制体内流入的水质量。
- 4) 重复 2)、3) 两个步骤, 直至溢流水残值达到收敛要求。
- 5) 将质量方程求解获得的各项代入能量守恒方程中, 直接求解防冰所需热载荷。

2 计算方法验证

为了验证表面热载荷计算方法, 本文采用 Al-Khalil, Silva 等人^[15-16] 在 NASA Glenn 结冰风洞内开展的电热防冰系统性能试验, 通过对比防冰系统表面温度的计算结果和试验结果来证明本文计算方法的正确性。研究对象为 NACA 0012 翼段, 翼段模型弦长为 0.9144 m, 展长为 1.8288 m, 翼段的前缘部分安装有电热防冰系统, 电热元件分为七个不同的加热区, 可以控制加热功率从而改变表面温度分布。试验工况为来流速度为 89.408 m/s, 来流温度 $T_\infty = 251.35$ K, 攻角为 0° , 液态水含量 ρ_w 为 0.55 g/m^3 , 平均水滴直径 d_w 为 $20 \mu\text{m}$ 。

图 2 和图 3 给出了该工况下机翼表面温度分布, 图 3 中横坐标 l/c 表示展向位置与特征弦长之比, 纵坐标为机翼表面温度。可以看出, 本文计算结果与文献[15-16]计算结果吻合较好, 从而本文的计算方法得到了验证。

虽然在 l/c 为 $-0.1 \sim 0.1$ 范围外为过冷水滴的撞击范围, 但是该区域内电加热元件功率较高,

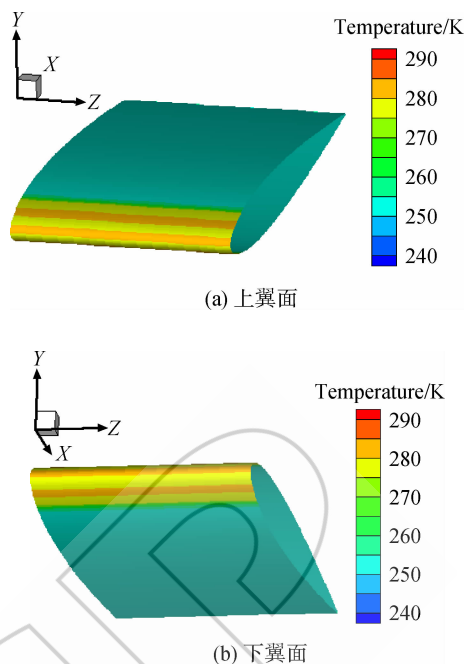


图 2 NACA 0012 翼型表面温度分布云图
Fig. 2 Temperature distribution on the surface of NACA 0012 airfoil

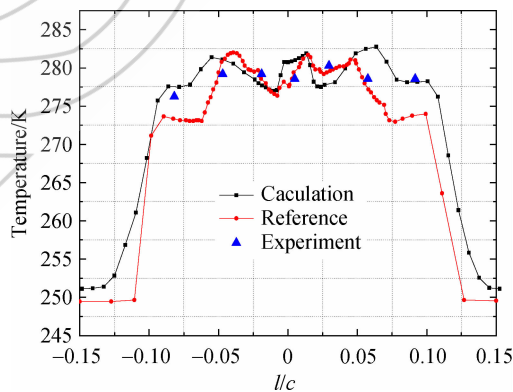


图 3 NACA 0012 表面温度分布对比曲线
Fig. 3 Comparison curves of temperature on NACA 0012 surface

水滴撞击后一部分蒸发, 另一部分以液态水的形式向下游流动, 因此该区域表面温度较低。在 l/c 为 $-0.15 \sim -0.1$ 范围内, 随着液态水逐渐蒸发, 水量逐渐减少, 温度逐渐上升。而在 l/c 为 $0.1 \sim 0.15$ 范围内, 由于电加热功率逐渐较小, 表面温度又逐渐降低。在 l/c 为 $-0.1 \sim 0.1$ 范围内, 由于该区域无加热元件, 表面液态水温度与来流温度相同, 同时上下表面电加热元件分布不一致, 因此机翼上下表面温度分布也不对称。对于本文计算工况, 由于加热功率较小, 因此整体温度分布相对较小, 整体温度分布在 $275 \sim 285$ K 之间, 这一方面使得机翼表面没有结冰生成, 同时节省了机

载能源。

3 机翼防冰热载荷数值计算

3.1 数值计算方法

本文选用某型飞机翼段为几何模型,开展防冰热载荷计算,对典型条件下热载荷计算过程中的结果进行分析。计算条件如下:翼段攻角为 5° ,飞行高度为 1524 m ,来流速度为 84 m/s ,来流温度为 268.15 K ,液态水含量为 0.531 g/m^3 ,平均水滴直径为 $20\text{ }\mu\text{m}$ 。热载荷计算流程包括网格划分、流场计算、水滴轨迹计算和热载荷计算几个部分。本算例中选用的翼段几何模型如图 4 所示,机翼为非等直翼,含有后掠角。翼段网格划分利用 ICEM 网格划分软件,流场计算采用 FLUENT 软件,计算过程中选择基于压力的求解器(pressure-based),湍流模型选用考虑转捩的 $k-\omega$ 模型。水滴轨迹计算采用基于 FLUENT 二次开发的用户自定义函数(user defined function,UDF)对水滴运动控制方程进行求解^[17]。最终采用自主编写的程序对机翼表面防冰热载荷进行计算^[18]。表面热载荷计算时选择防冰系统在湿工况下运行,设定表面温度为 300 K 。

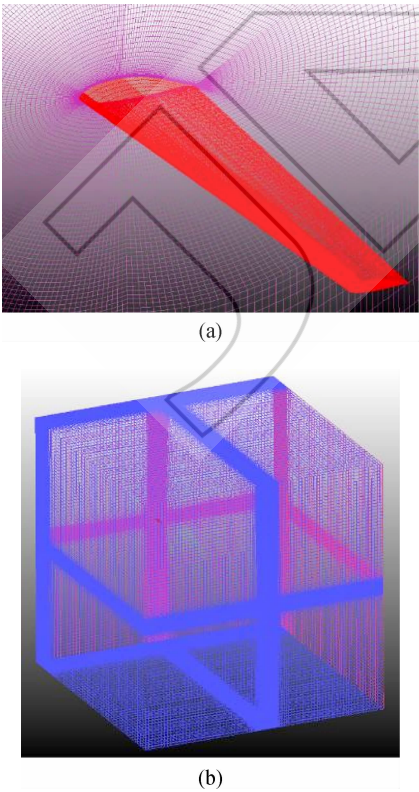


图 4 三维机翼网格划分

Fig. 4 Computation grid for a three-dimensional wing

图 5 和图 6 给出了表面热载荷分布云图和分布曲线,图 6 中 L 为展向长度。从云图中可以看出,热载荷主要分布在机翼前缘部分,在本节给出的计算条件下,热载荷最大值可以达到 35 kW/m^2 ,同时越靠近翼尖部分热载荷数值越大。从 80% 展长截面热载荷分布来看,曲线呈现中间低两边高的形态。这是由于前缘处,过冷水滴撞击表面后并没有立即完全蒸发,此处的热载荷只需要保证液态水不冻结即可,这部分液态水在气流作用下逐渐向下游流动;而在驻点下游的加热单元一方面需要将上游流入的液态水蒸发,另一方面需要保证自身单元内收集的过冷水滴不冻结,因此热载荷需求量较大。而液态水继续向下游流动过程中逐渐蒸发,质量逐渐减小,因此热载荷又逐渐降低,最终呈现出如图 6 所示的形状。另外一个重要的原因是驻点附近的气动加热效应,导致驻点附近需要的防冰能量减少。从不同截面热载荷分布来看,越靠近翼尖部分的热载荷分布越大,这与水收集系数曲线分布趋势一致,说明水滴收集越多,需要的热载荷越大。对整个机翼表面热载荷进行积分,可以获得总热载荷功率为 21.3 kW 。

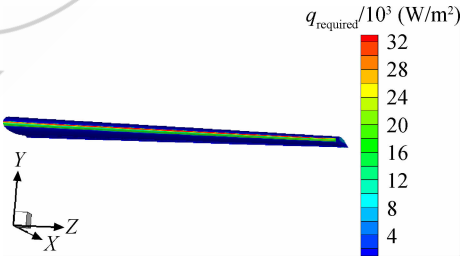


图 5 三维机翼表面防冰热载荷分布云图

Fig. 5 Anti-icing heat load distribution for a three-dimensional wing

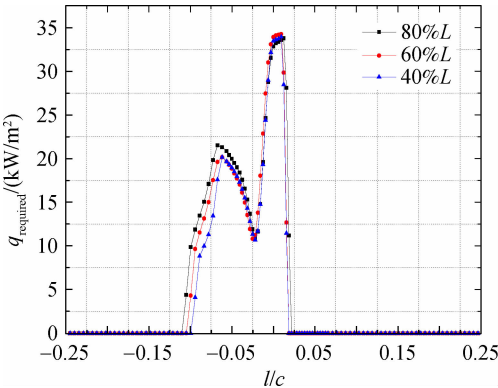


图 6 不同截面防冰热载荷曲线

Fig. 6 Anti-icing heat load curves at different cross sections

3.2 环境参数对机翼热载荷数值计算的影响规律

本节采用了相同的翼段模型,表面温度设定

为 300 K,计算过程中保证网格不变,仅改变计算的边界条件。计算状态点如表 1 所示。

表 1 热载荷计算条件
Table 1 Calculation conditions of heat load

序号	飞行状态		结冰气象条件		
	飞行高度/m	来流速度/(m/s)	来流温度/K	液态水含量/(g/m ³)	平均水滴直径/ μm
1	1500	84	268.15	0.531	20
2	1500	60	268.15	0.531	20
3	1500	124	268.15	0.531	20
4	4000	84	268.15	0.531	20
5	6500	84	268.15	0.531	20
6	1500	84	258.15	0.531	20
7	1500	84	248.15	0.531	20
8	1500	84	268.15	1.000	20
9	1500	84	268.15	1.500	20
10	1500	84	268.15	0.531	30
11	1500	84	268.15	0.531	40
12	1500	84	268.15	0.297	30
13	1500	84	268.15	0.125	40

通过对比不同状态点的计算结果,分析来流速度(V)、飞行高度(H)、来流温度(T_∞)、平均水滴直径(d_w)、液态水含量(ρ_w)等环境参数变化对热载荷分布的影响。

图 7~图 9 给出了展向 80%处表面热载荷随表面距离无量纲参数 l/c 的变化曲线。根据图 7 给出的结果,随着来流速度(V)的不断增大,表面防冰热载荷分布越广,热载荷需求量也越大。这

种变化是由多方面引起的:一方面,来流速度越大,单位时间内收集到的过冷水滴质量越大,为了将水滴蒸发需要表面提供更多的热载荷;另一方面,来流速度越大,表面水收集系数分布越广,热载荷数值也越大,这表示表面水滴撞击范围也越大。为了达到防冰目的,表面热载荷分布越广,热载荷数值也越大。最后,由于来流速度增大,附面层内气流流动加快,表面传热系数不断增大,这又导致能量方程中蒸发和对流换热带走能量的提升,

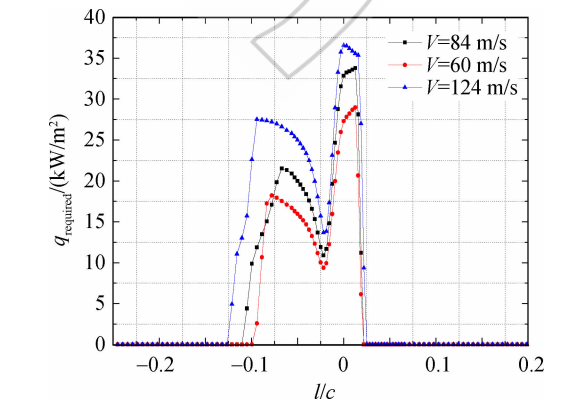


图 7 来流速度对防冰热载荷的影响

Fig. 7 Effect of incoming flow speed on heat load calculation

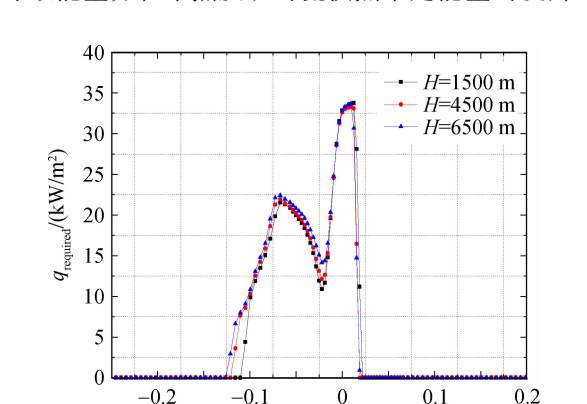


图 8 飞行高度对防冰热载荷的影响

Fig. 8 Effect of flight height on anti-icing heat load

使得所需热载荷增加。上述多种因素综合作用,使得来流速度越大,表面热载荷需求量和防护范围都越大。从图 8 可以看出,随着来流高度的变化,表面热载荷分布和量级改变不明显。由图 9 可知,随着来流温度逐渐降低,相同位置表面热载荷越大,而热载荷分布范围并没有明显扩大。这是由于来流温度越低,过冷水滴的冷量越大,蒸发和对流换热所需的能源也就越多,因此热载荷数值上更大。

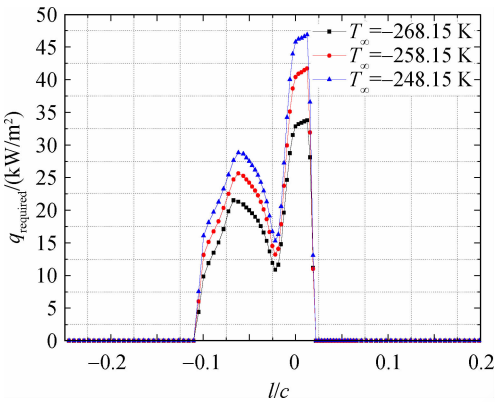


图 9 来流温度对防冰热载荷的影响
Fig. 9 Effect of incoming flow temperature on anti-icing heat load

图 10 和图 11 给出了液态水含量(ρ_w)和平均水滴直径(d_w)对防冰热载荷影响的计算结果。从图 10 可以看出,随着液态水含量的增加,相同位置表面热载荷越大,热载荷范围也逐渐增加。这是因为随着液态水含量的增加,机翼表面收集到的过冷水滴量也越多,为了让这些液态水蒸发,需要提供更多的能量。而从整体趋势来看,在驻点附近热载荷量变化不大,这是由于前缘附近提供的能量只需要保证液态水不冻结即可,不需要完全蒸发;而随着液态水向下游流动,不同液态水含量条件下的热载荷量发生明显区别,这是因为下游处需要提供将液态水完全蒸发的热量,热载荷需求也较大。而液态水含量的增大,也同样导致液态水在表面流动距离的增加,从而影响了热载荷分布范围。从图 11 中可以看出,随着水滴直径的增加,热载荷分布范围逐渐扩大,驻点附近的热载荷量变化不大。在气流流场相同的情况下,水滴直径越大,水滴运动过程中所受的惯性力占比越大,在撞击过程中与气流的偏离程度越大,机翼表面收集的水量越多,最终导致水收集系数分布和数值越大。水收集系数分布越广,因此表面需要提供热量的范围也越大,导致如图 10 所示的分布趋势。

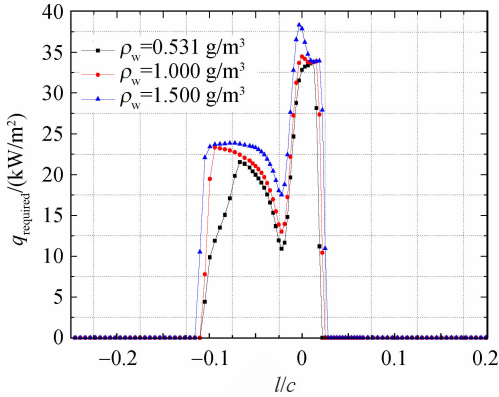


图 10 液态水含量对防冰热载荷的影响
Fig. 10 Effect of liquid water content on anti-icing heat load

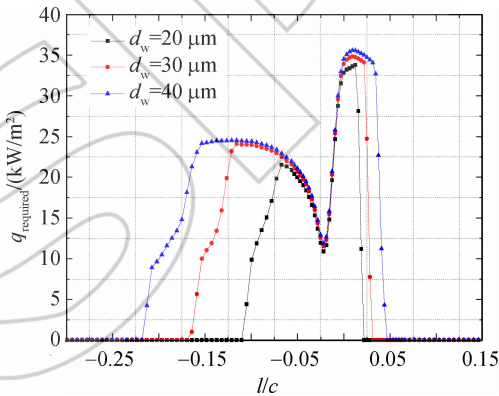


图 11 平均水滴直径对防冰热载荷的影响
Fig. 11 Effect of median volumetric diameter on anti-icing heat load

基于不同环境参数对表面防冰热载荷分布的影响研究,可以确定表面防冰热载荷计算状态点的选取原则:①根据目标飞行器的飞行包线和对应的结冰包线,采用穷举法确定一定数量的热载荷计算状态;②根据上述影响规律,对众多计算点进行选取,选择来流速度大、来流温度低、水滴直径大和液态水含量高的状态;③水滴直径和液态水含量对应时,以水滴直径为优先级,至此可以选择有限个计算点开展实际计算;④根据有限个状态点的表面热载荷分布和数值,采用一定的安全裕度,扩大热载荷分布的范围和数值,确定最终的防冰系统设计输入条件。

4 结 论

飞机在穿过含有过冷水滴的云层时,机翼前缘、发动机唇口等迎风部件会发生结冰现象,结冰对飞机的气动性能、操作性和稳定性将产生严重影响。首先,本文建立了基于守恒方程组的机翼

防冰热载荷数值计算方法。其次,通过与 NASA Glenn 研究中心典型试验结果和计算结果的对 比,验证了本文计算方法的正确性。再次,对某型 机翼的防冰热载荷进行了数值计算,并研究了来 流速度、飞行高度、来流温度、液态水含量和水滴 直径等环境参数对防冰热载荷分布和数值量级 的影响规律进行了研究,并确定了机翼表面防冰热 载荷计算状态点的选取原则。本文的主要研究结 论如下:

1) 热载荷主要分布在机翼前缘部分,越靠近 翼尖部分,下翼面的热载荷数值增大,上翼面的变 化不明显,热载荷曲线呈现中间低两边高的分布。 在本文第 3.1 节所选取的典型计算参数条件下, 翼尖热载荷的最大值可达 35 kW/m^2 。

2) 表面热载荷分布范围和量级与来流速度 和水滴直径呈正相关关系,来流速度增加一倍,热 载荷增加约 40%。

3) 来流温度降低或液态水含量增加,热载荷 数值增大但分布范围不变,来流温度降低 10 K, 热载荷增加约 30%。

4) 水滴直径增加,热载荷在下翼面的分布范 围增加但幅值基本不变,水滴直径增加 $10\text{ }\mu\text{m}$,下 翼面热载荷分布范围增加约 50%;飞行高度的变 化对表面热载荷分布的影响较小。

参考文献:

- [1] WILLIAM O, ROBERT S, JAMES N. Ice shapes and the resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil[R]. NASA TM-14427, 1984.
- [2] COLE J, SAND W. Statistical study of aircraft icing accidents[R]. AIAA-1991-0558, 1991.
- [3] CORTINAS J V, BERNSTEIN B C, ROBBINS C C, et al. An analysis of freezing rain, freezing drizzle, and ice pellets across the United States and Canada: 1976 — 1990 [J]. Weather Forecasting, 2004, 19(2): 377-390.
- [4] PLANQUART P, VANDEN B G. Aviation accident statistics: accidents, fatalities, and rates, 1989 — 2008, for U. S. air carriers operating under 14 CFR 121[EB/OL]. [2020-05-20]. <http://ntsb.gov/aviation/Stats.htm>.
- [5] MACKLIN W C. The density and structure of ice formed by accretion[J]. Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society, 1962, 88(375): 30-50.
- [6] ROBERT N, KREEGER R E. Analysis of a hovering rotor

- in icing conditions[R]. NASA/TM-2012-217126, 2012.
- [7] PETERSON A, OLDENBURG J. Spray nozzle investigation for the improved helicopter icing spray system (IHSS)[R]. AIAA-1990-0666, 1990.
- [8] PASTORBARI C, ARRINGTON A. Aero-thermal calibration of the NASA Glenn icing research tunnel (2012 test)[R]. AIAA-2012-2934, 2012.
- [9] 陈维建, 张大林. 飞机机翼结冰过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 1010-1017.
CHEN Jianwei, ZHANG Dalin. Numerical simulation of ice accretion on airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1010-1017. (in Chinese)
- [10] WU J, TANG L, LUKE E A, et al. A comprehensive numerical study of jet flow impingement over flat plates at varied angles[R]. AIAA-2001-0745, 2001.
- [11] LIU T, HUA J. Three-dimensional integrated thermodynamic simulation for wing anti-icing system[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(6): 1291-1297.
- [12] PLANQUART P, VANDEN B G, BUCHLIN J M. Experimental and numerical optimization of a wing leading edge hot air anti-icing system[R]. AIAA-2005-1277, 2005.
- [13] 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 Yaqin, YUAN Xiugan. Influence of periodic electro heating pulse on deicing surface temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1247-1251. (in Chinese)
- [14] COLIN S, MARK G. User's manual for the NASA Lewis three-dimensional ice accretion code (LEWICE3D)[R]. NASA Technical Memorandum 105974, 1993.
- [15] AL-KHALIL M H. Validation of NASA thermal ice protection computer codes; Part 3 validation of ANTICE[R]. AIAA-1997-0051, 1997.
- [16] SILVA G A L, SILVARES O M, ZERBINI E J. Airfoil anti-ice system modeling and simulation [R]. AIAA-2003-734, 2003.
- [17] 孙志国. 飞机结冰数值计算与冰风洞部件设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
SUN Zhiguo. Research on numerical simulation of ice accretion and desing for icing research tunnel parts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [18] 刘森云, 朱程香, 朱春玲, 等. 水滴动力学行为对其撞击特性的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 581-589.
LIU Senyun, ZHU Chengxiang, ZHU Chunling, et al. Effect of dynamic behavior on its impingement characteristics for droplets[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 581-589. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)