

民用飞机平面风挡防冰热载荷分析研究

蔡坤 刘斌慧

(上海飞机设计研究院环控氧气系统设计研究部,上海 200235)

Anti-ice Heat Load Analysis of Flat Windshield for Commercial Aircraft

Cai Kun Liu Binhui

(Environment Control and Oxygen Systems Department of SADRI, Shanghai 200235, China)

摘要:首先对飞机结冰的原因、危害以及风挡防冰的方法做了简单的概述,针对广泛应用的民用飞机平面风挡防冰热量耗散进行分析,阐述了每部分热量的用途以及计算方法,针对热载荷计算输入,确定了热载荷计算状态点的选取原则,并考虑了风挡玻璃加热时向内散热的热量。提出了一种风挡防冰热载荷的计算方法,计算结果与实际应用中的几类机型的风挡防冰加温功率基本相当。所述的方法可用于工程设计。

关键词:风挡防冰;热载荷;加温功率

[Abstract] This paper gives out a brief summarize of the reason and hazard of aircraft icing and introduce the means of windshield anti-ice firstly, then analyze the anti-ice heat losses of flat windshield which has been widely-used in commercial aircrafts and illuminate the purpose and calculating method of every portion of heat losses. Selection principle of state point for heat load calculation has been determined according to calculation input. In addition, inward heat loss to the cockpit when windshield works has been taken into consideration. The paper presents a method of anti-ice heat load for windshield and calculation result is close to heat power of windshield for several aircrafts. The presented method has been discussed with representatives of CAAC and been approved, and could be used in engineer design.

[Key words] Windshield Anti-ice; Heat load; Heat power

0 引言

对于大多数民用飞机来说,都要求具备能在易导致飞机结冰的天气下飞行的能力。在周围环境温度远低于冰点的云层中可能存在过冷水滴,当飞机穿过云层时,过冷水滴会撞击飞机表面,并可能在机翼表面、雷达罩、发动机进气口、风挡等区域结冰,导致重量和阻力增加,并影响驾驶员的视界,从而影响飞机飞行的安全性和稳定性。因此,对于这些关键区域必须提供防冰保护。

目前,民用飞机的风挡玻璃有平面和曲面两种,而风挡玻璃的防冰通常采用电加热防冰、热气防冰以及防冰液防冰三种方法。本文主要研究已被广泛应用的平面风挡玻璃电加热防冰的热载荷,根据对风挡防冰的热量耗散进行分析,得出防冰所需要的总热量,确定风挡玻璃表面单位面积的加温功率。

1 相关适航规章要求

中国民航规章 CCAR25 部中与飞机风挡防冰相关的适航条款主要有两条,分别为CCAR25.773(b)和1419(a),飞机的风挡防冰设计应满足这两条相关的适航条款^[1]。

1.1 25.773b

驾驶舱视界:

(b)对于降水情况,采用下列规定。

飞机必须具有措施使风挡在降水过程中保持有一个清晰的部分,足以使两名驾驶员在飞机各种正常姿态下沿飞行航迹均有充分宽阔的视界。此措施必须设计成在下列情况中均有效,而无需机组成员持续关注:

①大雨,速度直至1.6VS1,升力和阻力装置都收上;

②§25.1419规定的结冰状态,如果申请带有防冰设施的合格审定。

1.2 25.1419a

防冰:

如果申请带有防冰设施的合格审定,飞机必须能在附录C确定的连续和间断的最大结冰状态下安全运行。为确认这一点,可以采用下列验证方法:

必须通过分析确认,飞机在各种运行形态下其各种部件的防冰是足够的。

2 风挡防冰热载荷分析

风挡防冰电加热是通过给位于风挡玻璃内的一层透明导电薄膜通电产生热量来防止风挡外表面结冰和内表面结雾。同时,电加热产生的热量使风挡的夹层维持在一个适宜的温度以提高抗鸟撞的能力,风挡玻璃的温度如果过高会影响玻璃的寿命,温度过低则不能满足防冰的要求,通常情况下使风挡玻璃外表面温度大于35°F即可满足防冰要求。因

此,在保证风挡防冰的基础上(风挡玻璃外表面温度大于 35°F),风挡防冰的加热功率又不至于过大,需要通过热载荷分析确定风挡的加热功率需求。加热膜在风挡玻璃中的位置如图 1 所示。

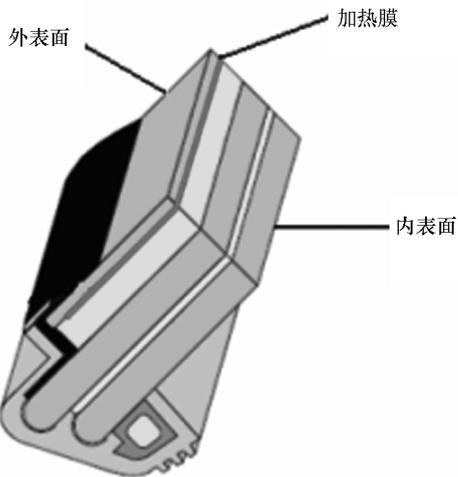


图 1 加热膜在风挡玻璃中的位置

2.1 风挡防冰热量耗散分析

当遇到结冰气象条件时,通过加热保持风挡玻璃外表面在冰点温度以上来确保风挡玻璃有足够的清晰的视界。相应的热量损失应该包括防冰区域的等效功率耗散。

关于电防冰的热量需求和最小功率密度,从理论上应该考虑下面四种热量损失:

1)第一个热量损失是由于风挡外表面强制自由对流散热,取决于气流速度、环境温度、飞行高度以及从驻点到防冰区域的距离^[2]。气流速度可以假设等同于自由气流速度或者飞机速度,这是一个偏向于保守的假设,因为风挡玻璃上的局部气流速度小于自由气流速度。定义这部分热量为 q_{fc} ,该部分热量可用下面的公式计算。

$$q_{fc} = (t_{sk} - t_{aw})h_0S_0 \quad (1)$$

$$h_0 = 0.64(T_m)^{0.3} \times [1.69(\rho g)_0v]^{0.8}/Lx^{0.2} \quad (2)$$

$$t_{aw} = T_{amb}(1 + 0.2\gamma M_n^2) \quad (3)$$

公式中各参数的含义如下: q_{fc} 为强制对流耗散的热量(单位: Btu/hr(W)); t_{sk} 为风挡玻璃外表面温度(单位: °F,通常取值 35°F 进行计算); t_{aw} 为绝热壁温度(单位: °F); h_0 为向外平均热传导系数(单位: Btu/hr-ft²-°F); S_0 为风挡外表面热传输面积(单位: ft²,取单位面积进行计算); T_m 为风挡表面和气流平均温度(单位: °R); $(\rho g)_0$ 为外界大气密度(单位: lb/ft³); v 为自由气流速度(单位: knots); Lx 为驻点到风挡玻璃中心的距离(单位:

ft); T_{amb} 为环境温度(单位: °R); γ 为恢复系数(无单位); M_n 为马赫数(无单位)。

2)第二个热量损失是由于热辐射散热。定义这部分热量为 q_r 。由于风挡外表面本身的温度不高,该部分热量损失很小,通常可忽略该部分的热量损失。因此可以认为 $q_r \approx 0$ 。

3)第三个热量损失是由于加热水滴碰撞的能量耗散。从这个角度分析,空气中的液态水含量、飞行速度、风挡几何形态、水收集效率以及水滴的可用动能都应该要考虑到。定义这部分热量为 q_{cw} ,该部分热量可用下面的公式计算。

$$q_{cw} = M_w c_w (t_{sk} - t_w) \quad (4)$$

$$M_w = 0.38vA_F(LWC)E_m \quad (5)$$

$$K_0 = (1.87)(10^{-7}) \times$$

$$(1.15v/\mu_0)[d_{med}^{1.6}/(12C(\rho g)_0^{0.4})] \quad (6)$$

公式中各参数的含义如下: q_{cw} 为加热碰撞水滴的能量耗散(显热)(单位: Btu/hr(W)); M_w 为风挡玻璃水收集量(单位: lb/hr); c_w 为水的比热(单位: Btu/lb-°F); t_w 为大气水滴总温度(单位: °F); A_F 为风挡沿飞行方向的投影面积(单位: ft²); LWC 为液态水含量(单位: gm/m³); E_m 为水的总收集系数(无单位); K_0 为修正的惯性系数(无单位); μ_0 为空气的绝对粘度(单位: lb/sec-ft); d_{med} 为平均水滴直径(单位: μm); C 为风挡的投影高度(单位: ft)。

修正的惯性系数 K_0 是用以确定水的总收集系数 E_m 的一个中间变量。平面风挡的水的总收集系数可以用半无限长矩形平面水的总收集系数和修正的惯性系数的方法来确定。半无限长矩形平面水的总收集系数 E_m 和修正的惯性系数 K_0 的关系可通过图 2 确定。

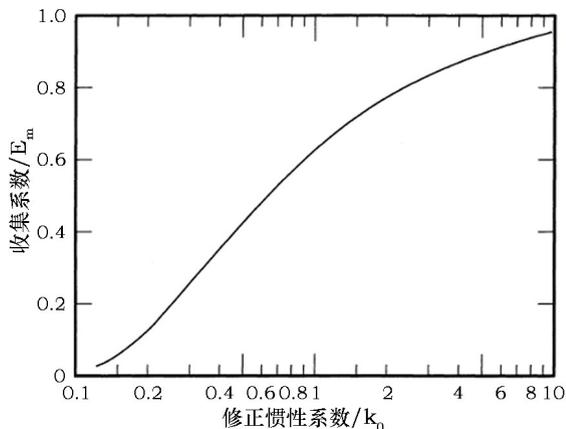


图 2 半无限长矩形平面的水收集系数

4)第四个热量损失是由于部分或全部水滴的蒸发需要的热量耗散(水的蒸发潜热)。定义这部

分热量为 q_v , 该部分的热量可用下面的公式计算。

$$q_v = M_w L_e \quad (7)$$

公式中各参数的含义如下: q_v 为部分或全部水滴的蒸发需要的热量耗散(蒸发潜热)(单位: Btu/hr (W)); L_e 为水的蒸发潜热(单位: Btu/lb)。此处 M_w 定义与 2.1 节 3) 中相同, 按风挡收集的水全部蒸发考虑作为最大的热需求。

在 CCAR 25 部附录 C 规定的在连续最大结冰气象条件和间断最大结冰气象条件下, 如果风挡表面水滴完全蒸发防冰(干防冰), 风挡加温功率应该超过上述的四种热量损失之和; 如果风挡表面水滴部分蒸发防冰(湿态防冰), 风挡加温功率应该超过上述前三项热量损失之和。加热产生的能量耗散应该尽可能地靠近风挡的外表面, 因此防冰加热膜位于风挡的外层玻璃的内表面。

按照上述的分析, 电防冰的热量需求应考虑上述四种热量损失, 定义需要的总热量为 q , 考虑热载荷计算公式, 风挡水收集计算公式, 平均热传导系数公式, 则有以下等式成立:

$$q = q_{fc} + q_r + q_{cw} + q_v \quad (8)$$

按照上述公式可得到风挡玻璃防冰单位面积的功率密度, 如公式(9)所示:

$$q/S_0 = (t_{sk} - t_{aw})h_0 + M_w c_w (t_{sk} - t_w)/S_0 + M_w L_e/S_0 \quad (9)$$

2.2 热载荷计算输入

2.2.1 热载荷计算状态点的选取原则

无论飞机上采用哪种防冰系统, 都应满足飞机所能预料到的严重结冰条件, 其主要是由两个方面确定: 一是飞行任务所对应的气象设计规范; 另一个则是飞机的飞行剖面。因此, 对于防冰系统来说, 计算状态点的确定不仅要覆盖 CCAR 25 部附录 C 的结冰包线, 而且还要考虑飞机的飞行阶段、飞行姿态等。

根据飞机结冰气象参数的统计数据有以下结论:

- 1) 绝大多数结冰的液态水含量小于 $1\text{g}/\text{m}^3$, 在云层中, 水含量超过 $0.7\text{g}/\text{m}^3$ 的结冰几率为 1%;
- 2) 95% 以上的飞机结冰的水滴平均有效直径小于 $30\mu\text{m}$;
- 3) 96% 以上的结冰, 含过冷水滴的云层气温高于 -25°C ;
- 4) 99% 以上的结冰发生在云的水平长度小于 281km (175mile)。

在连续最大结冰条件下, 大多数防冰系统是根

据云的水平距离 32.19km (20mile) 时的液态水含量进行设计的。因此本文所选的液态水含量都是以液态水含量系数 F 为 1 得到的。而在间断最大结冰条件下, 云的水平标准长度为 4.828km (3mile)。

连续最大结冰条件的环境温度和压力高度包线, 液态水含量和水滴平均有效直径的关系如图 3 所示^[1]。

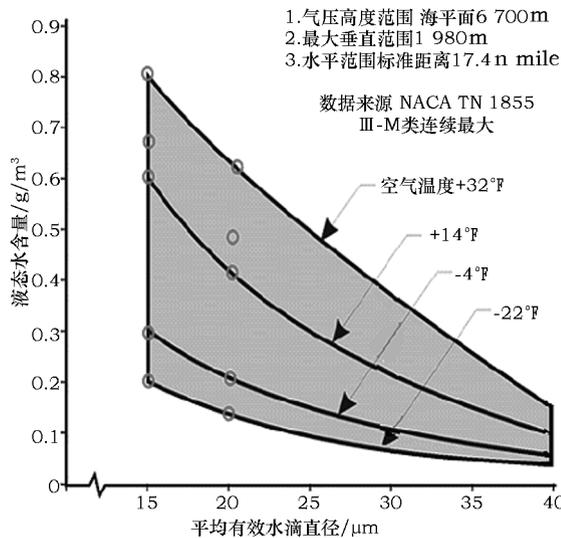
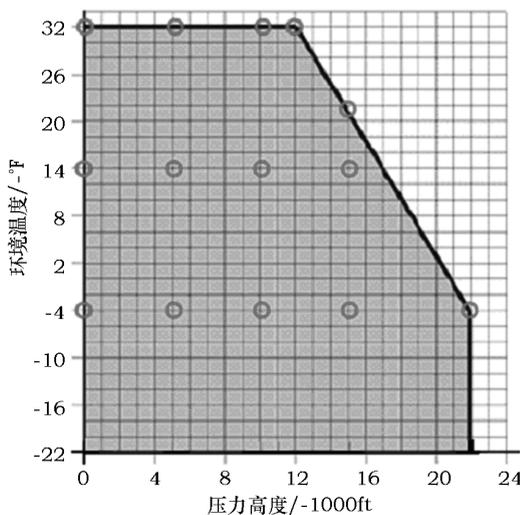


图3 连续最大大气结冰条件-层云, 环境温度与压力高度包线以及液态水含量和水滴平均直径的变化关系
间断最大结冰条件的环境温度和压力高度包线, 液态水含量和水滴平均有效直径的关系如图 4 所示。

从防冰设计角度考虑, 中、小水滴直径用于水滴撞击的收集系数设计分析, 大水滴直径用于撞击极限设计分析, 以确定防冰区域, 因此图 3、图 4 中采用了中、小水滴直径 $15\mu\text{m}$ 、 $20\mu\text{m}$ 和 $25\mu\text{m}$ 。作为风挡防冰设计, 水滴撞击极限设计分析必要性不强,

因为整块风挡区域都采用了防冰,而无需确定局部防冰区域。根据连续最大结冰气象条件以及间断最大结冰气象条件,参考结冰气象数据统计结论,选取的部分计算状态点如图3和图4所示(小圆圈表示),从图中明显可以看出,状态点的选取基本涵盖了结冰包线。部分状态点及各状态点的参数见表1、表2。

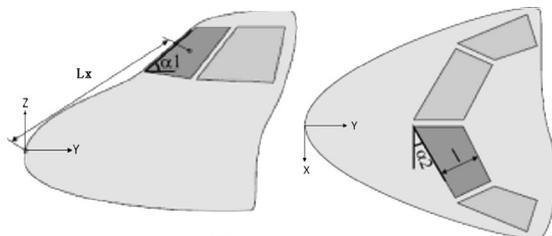


图5 风挡玻璃的几何参数

2.3 风挡玻璃向内散热考虑

在给风挡玻璃加热保证风挡防冰的同时,加热膜同时也会向内散热,该部分的热量在热载荷计算中也需要考虑,根据传热学可以得到向内和向外的对流散热的热量公式:

$$Q_{外} = U_{外}A(T_h - T_{外}) \quad (10)$$

$$Q_{内} = U_{内}A(T_h - T_{内}) \quad (11)$$

$$U_{外} = 1/(1/h_0 + x_1/k_1) \quad (12)$$

$$U_{内} = 1/(1/h_i + x_2/k_2 + x_3/k_3 + x_4/k_4 + x_5/k_5) \quad (13)$$

公式中各参数的含义如下: $Q_{外}$ 为风挡玻璃向外散热的热功率(单位:Watt); $Q_{内}$ 为风挡玻璃向内散热的热功率(单位:Watt); $U_{外}$ 为风挡玻璃向外散热的总传热系数(单位:W/m²°C); $U_{内}$ 为风挡玻璃向内散热的总传热系数(单位:W/m²°C); A 为风挡的加热面积(单位:m²); T_h 为加热膜层的温度(单位:°C); $T_{外}$ 为外部附面层温度(单位:°C); $T_{内}$ 为驾驶舱的温度(单位:°C); h_i 为驾驶舱内壁对流散热系数(单位:W/m²°C); x_1 为风挡外侧玻璃的厚度(单位:m); x_2 、 x_3 、 x_4 、 x_5 分别为加热膜内侧各层玻璃和乙烯基的厚度(单位:m); k_1 为风挡外层玻璃的热传导系数(单位:W/m/°C); k_2 、 k_3 、 k_4 、 k_5 为加热膜内侧各层玻璃和乙烯基的热传导系数(单位:W/m/°C)。

根据上述的方法计算,可以得到向内散热量占向外散热量的大约5%,并且该5%是在保守取值情况下得到的,实际情况下向内散热量占向外散热量的百分比会小于5%。

3 计算结果

根据上述的热载荷分析方法和设计输入,并考虑了风挡防冰向内的散热,得到下面的计算结果。表1为连续最大结冰气象条件下风挡加温功率密度计算结果,表2为间断最大结冰气象条件下风挡加温功率密度计算结果。

(下转第39页)

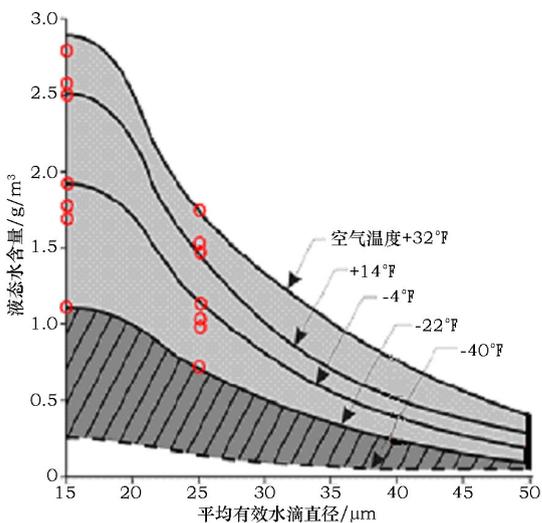
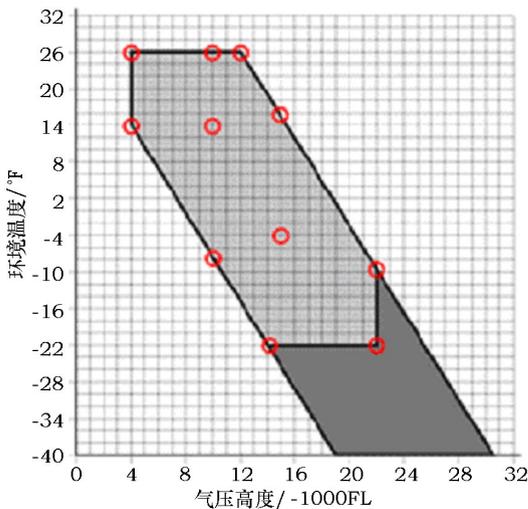


图4 间断最大大气结冰条件—积云,环境温度与压力高度包线以及液态水含量和水滴平均直径的变化关系

2.2.2 几何参数设计输入

为了保证风挡玻璃的防冰要求,必须保证风挡外表面的温度大于35°F,即上文中 $t_{sk} \geq 35^\circ\text{F}$ 。同时,风挡防冰热载荷与飞机的外形有关系,计算风挡防冰热载荷用到的飞机风挡玻璃的几何参数主要包括:驻点到风挡玻璃中心的距离 Lx ,风挡玻璃与飞行方向及水平方向的夹角 α_1 和 α_2 。风挡玻璃的几何参数如图5所示。

(上接第 34 页)

表 1 连续最大结冰气象条件下风挡加温功率密度计算结果

Run	Altitude	Amb T	Droplet	M_n	Velocity	LWC	需要的总热量 $q = q_{ic} + q_r + q_{cw} + q_v$	计算得到的加温功率密度	考虑向内散热占加温功率的 5%, 得到的最终加温功率密度
	ft	°C	μm		m/s	g/m^3	Btu/hr	W/in^2	W/in^2
.....									
23	15 000	-20	20	0.405	130.8	0.22	1 254.634 4	2.553	2.681
24	22 000	-20	20	0.54	170.0	0.22	1 282.095 4	2.609	2.740
25	0	-2.2	15	0.23	78.27	0.8	1 101.018 5	2.241	2.353
26	0	-20	15	0.38	128.6	0.3	1 924.169 3	3.916	4.112
27	5 000	-10	15	0.38	128.6	0.6	1 624.299 4	3.306	3.471
28	5 000	-20	15	0.38	128.6	0.3	1 749.185 2	3.560	3.738
29	10 000	0	15	0.39	128.1	0.8	1 319.993 3	2.686	2.821
30	10 000	-11.1	15	0.39	128.1	0.6	1 618.596 6	3.294	3.459
.....									

表 2 间断最大结冰气象条件下风挡加温功率密度计算结果

Run	Altitude	Amb T	Droplet	M_n	Velocity	LWC	需要的总热量, 四项之和 $q = q_{ic} + q_r + q_{cw} + q_v$	考虑向内散热占加温功率的 5%, 得到的四项热量最终加温功率密度	前三项的热量之和 $q_{ic} + q_r + q_{cw}$	考虑向内散热, 前三项热量之和得到的三项热量加温功率密度
	ft	°C	μm		m/s	g/m^3	Btu/hr	W/in^2	Btu/hr	W/in^2
.....										
7	14 000	-30	25	0.400	128.9	0.7	2 341.266 0	5.003 3	1 452.680 7	3.104 4
8	15 000	-8.8	25	0.405	129.7	1.55	2 797.526 0	5.978 3	157.801 7	0.337 2
9	15 000	-20	25	0.405	129.7	1.125	2 754.795 7	5.887 0	838.866 8	1.792 6
10	22 000	-23.3	25	0.58	183.6	1	6 737.760 3	14.398 5	710.782 6	1.518 9
11	22 000	-30	25	0.54	170.0	0.7	4 314.467 7	9.220 0	1 189.368 2	2.541 7
.....										

对于在间断最大结冰气象条件下的民用飞机风挡防冰热载荷计算, 如果考虑风挡表面水滴完全蒸发情况, 此时风挡表面需要的热量可能很大, 在实际工程设计时可以使加温热量介于前三项总热量以及四项总热量之间。如果考虑风挡表面水滴部分蒸发(湿态防冰)情况, 此时会有部分残留水存在, 但不会结冰。

4 结论

根据上述的计算结果, 取最大值为基准加温功率, 在实际风挡防冰系统设计时还应考虑风挡玻璃加温电阻、制造工艺等多方面因素, 在基准加温功率上增加一定余度, 作为工程设计的风挡加温功率。

(下转第 65 页)

部分或全部受刹机轮的刹车压力,使飞机保持相应的操纵性,最终实现安全平稳制动。多轮飞机的滑水保护研究,对大型民用飞机的着陆系统研究有重要实际意义。

参考文献:

[1]庄继德.现代汽车轮胎技术[M].北京:北京理工大学出版社,2001.
 [2]余治国,李曙林,朱青云.机轮动力滑水机理分析[J].空军工程大学学报(自然科学版),2004,5(5):9-11.
 [3]孔江生,吕海涛,朱天军.滑水临界车速分析及可能采取的解决措施[J].兵工学报,2004,25(3):315-317.
 [4]Accident Prevention Program On Landings[R],FAA-P-8740-50 AFS-810,1995.
 [5]G. W. H. van Es. Hydroplaning of modern aircraft tires [R]. NLR-TP-2001-242. 2001.
 [6]G. W. H. van Es, A. L. C. Roelen Safety aspects of aircraft performance on wet and contaminated runways[R]. NLR-

TP-2001-216.
 [7]Jetport Inc. Runway Overrun[R]. A0500257. Transportation Safety Board of Canada,2005.
 [8]Garrett Howard DeVlieg. aircraft brake control system having hydroplaning protection[P],US4006941,1977.
 [9]万长东.汽车滑水现象分析及影响因素探讨[J].苏州市职业大学学报,2008,19(3):29-30.
 [10]臧孟炎,朱林培,应卓凡.3D轮胎模型滑水仿真分析[J].科学技术与工程,2009,9(11):2999-3002.
 [11]INVESTIGATION REPORT199904538,ATSB,1999.
 [12]AC-121-FS-2009-33.航空承运人湿跑道和污染跑道运行管理规定[S].
 [13]GJB2879A-2008.飞机机轮防滑刹车控制系统通用规范[S].
 [14]GJB1184A-2005.航空机轮和刹车装置通用规范[S].
 [15]HB6080-86.飞机机轮防滑刹车控制系统通用技术要求[S].



(上接第39页)

通过查阅资料可知,波音和空客的几类机型也采用了电加热的风挡防冰系统,其加温功率密度也是介于 $4.5\text{W}/\text{in}^2 \sim 5.5\text{W}/\text{in}^2$ 之间。

根据统计规律^[4],在通常情况下,对于大部分结冰条件,风挡加温功率输出 $3\text{W}/\text{in}^2 \sim 4.5\text{W}/\text{in}^2$ 足够为风挡提供很好的防冰保护,如图6所示。

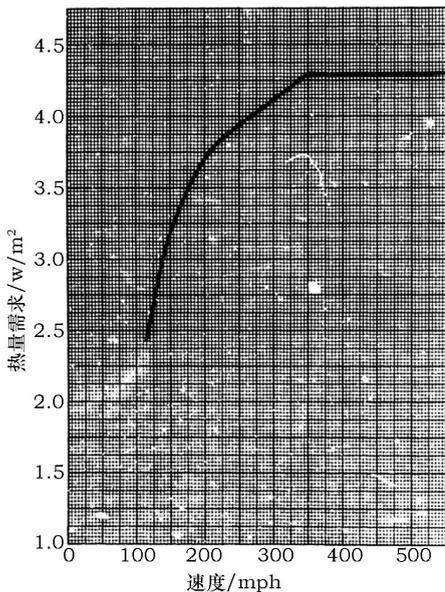


图6 风挡防冰热量需求

本文通过对比上述五种机型的风挡防冰加温功率,证实所述的热载荷分析结果也是相当的。此外,本文所述的方法已和适航当局代表进行了讨论并得到认可,可用于工程设计,对大型客机风挡防冰系统设计具有参考借鉴价值。当然,对于飞机风挡防冰系统的设计验证,除通过热载荷分析计算的方法校核外,还需通过飞行试验进一步验证。

参考文献:

[1]中国民用航空局. CCAR25-R3 中国民用航空规章第25部运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空局,2001.
 [2]SAE AC-9B Subcommittee. SAE AIR1168/4 Ice, Rain, Fog, and Frost Protection [S]. U. S. A: Society of Automotive Engineers Inc, 1989.
 [3]D. T. Bowden, A. E. Gensemer, and C. A. Skeen. Engineering Summary of Airframe Icing Technical Data [R]. FAA Technical Report ADS-4, Washington, D. C: Federal Aviation Agency, 1963.
 [4]霍西恒,刘鹏,贾丽杰.民用客机机翼热气防冰系统问题初探[J].民用飞机设计与研究,2010(4).
 [5]沈浩.浅析民用运输类飞机机体防冰的适航新规定[J].民用飞机设计与研究,2010(4).