

发动机唇口电热防冰系统性能仿真

吴佩佩, 晏涛, 马赛强, 何泳, 任杰
(中国航空工业集团有限公司 成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

摘 要: 采用三维耦合传热方法对发动机唇口电热防冰系统进行了多状态下的性能仿真,获得了唇口表面平衡温度及动态温升响应时间,以此评估防冰系统性能,并通过与冰风洞试验结果对比,对仿真过程进行了修正。研究表明:唇口表面加热区平衡温度均高于 273.15 K,温升响应时间小于 60 s,满足防冰需要,较为严酷的防冰状态点主要为飞行速度较大、环境温度较低的状态点;修正唇口材料导热系数后,仿真与试验结果吻合良好。研究结果能有效指导工程研制,对提高防除冰仿真分析结果的准确性提供了很好的借鉴。

关 键 词: 发动机唇口; 电热防冰; 性能仿真; 表面温度; 温升响应时间

中图分类号: V244.1 **文献标志码:** A

Numerical simulation of performance of engine lip electro-thermal anti-icing system

WU Peipei, YAN Tao, MA Saiqiang, HE Yong, REN Jie
(Chengdu Aircraft Industry Group Company Limited,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Chengdu 610092, China)

Abstract: A three-dimensional coupled numerical simulation method was applied to simulate the performance of an engine lip electro-thermal anti-icing system at different conditions. The balance temperature of engine lip surface and the dynamic response time of surface temperature rise were obtained to estimate the performance of the anti-icing system. The simulated results were compared with experimental results in icing tunnel. And based on the comparison, simulated results were corrected. The study showed that the balance temperature of engine lip heating surface was above 273.15 K and the dynamic response time was less than 60 s, indicating that this anti-icing system could meet the requirement, and the severe anti-icing conditions were mainly those with higher flight speed and lower ambient temperature. And after correction the simulation coincided with experiment. The results can effectively guide the engineering development and provide a reference to improve the accuracy of anti-icing simulation.

Key words: engine lip; electro-thermal anti-icing; Numerical simulation of performance; surface temperature; response time of temperature rise

飞机在结冰气象条件下飞行时,各部件的迎风表面可能会发生结冰现象。部件表面结冰会使飞机

的飞行性能恶化,并带来严重的安全隐患。发动机进气道结冰现象是非常显著的,主要是在其唇口

及内表面^[1]。唇口结冰会影响进气道流场,使发动机的推力下降、功率降低;另外,脱落的冰块可能会被卷入发动机内部,造成发动机的损坏^[2]。唇口防冰系统的设计目标是满足飞机在所有可能发生结冰的环境条件下飞行,进气道唇口表面不会形成结冰,或者形成的冰层厚度和大小不超过发动机允许的范围^[3]。某型无人机发动机进气道唇口为复材部件,针对其特性设计了电热防冰系统。由于无人机能量余量的限制,需要分析、考核各种飞行状态与环境下防冰的性能,以指导设计优化。

国内外在电加热防冰的研究中,大多集中于飞机机翼的电热防冰计算或者试验研究^[4-8],对于发动机进气部件的电热防冰研究较少。近些年,国外方面,Reid 等^[9]使用耦合传热方法研究了电热防冰的非稳态传热过程,并且把耦合传热方法应用到计算多块电加热片周期性防冰的复杂传热现象中;Fakorede 等^[10]在冰风洞中对风力发电机叶片电加热防冰系统的能量消耗进行了试验研究;Buschhorn 等^[11]使用导电聚合物纳米复合材料制作了一种电加热防冰系统,并在冰风洞中进行了防冰试验,试验结果表明这种防冰系统的防冰效果良好。国内方面,杨诗雨等^[12]开发了旋转帽罩电加热防冰计算程序,对旋转帽罩瞬态防冰过程进行了数值模拟;董威等^[13]对小型航空发动机进气支板进行了滑油防冰试验研究;朱光亚^[14]对飞机电加热部件加热功率的分布特性进行了数值和试验研究;马辉等^[15]通过冰风洞试验对复合材料部件电加热防冰系统的性能进行了研究,研究了不同来流条件下复合材料部件的温度分布情况;雷桂林等^[16],开展了小型航空发动机进气支板的电加热防冰试验,研究了热源总功率、热源布置方式、液态水含量以及来流温度对支板防冰性能的影响。

发动机进气道的电热防冰非常复杂,涉及到复杂的流动和传热机理。本文结合某型无人机的飞行特点,进行了多状态下发动机唇口防冰系统的动态防冰性能分析,并与冰风洞试验进行了对比分析,有效指导了工程研制,对提高防除冰仿真分析结果的准确性提供了很好的借鉴。

1 计算方法

1.1 流场计算

流场计算通过求解非定常 Navier-Stokes 方程,湍流模型采用 $k-\epsilon$ 两方程模型。水滴体积分数一般在 10^{-6} 量级,因而忽略水滴对空气流场的影响,空气流场与水滴运动场采用单向耦合。

1.2 水滴轨迹计算

水滴运动场计算采用欧拉法,欧拉法中水滴的控制方程如下^[17]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \mathbf{U}_w + \nabla \cdot \mathbf{F}_w = \frac{C_d Re_w}{24K} \mathbf{F}_{int} \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{U}_w = \begin{Bmatrix} \varphi_w \\ u_w \\ v_w \\ w_w \end{Bmatrix} \quad \mathbf{F}_w = \begin{Bmatrix} \varphi_w u_{w,i} \\ u_{w,i} u_w \\ u_{w,i} v_w \\ u_{w,i} w_w \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{F}_{int} = \begin{Bmatrix} 0 \\ u_a - u_w \\ v_a - v_w \\ w_a - w_w \end{Bmatrix} \quad (3)$$

式中 φ_w 为微元体中水滴体积分数, $\mathbf{V}_a$ 为空气速度矢量, $\mathbf{V}_w$ 为水滴速度矢量。

C_d 为阻力系数^[18]

$$C_d = \begin{cases} 24(1 + 0.15 Re^{0.687}) / Re_w & Re_w \leq 1000 \\ 0.44 & Re_w > 1000 \end{cases} \quad (4)$$

Re_w 是与微粒直径有关的相关雷诺数

$$Re_w = \frac{\rho_a \|\mathbf{V}_a - \mathbf{V}_w\| d_w}{\mu_a} \quad (5)$$

式中 μ_a 为空气动力黏度, d_w 为水滴容积平均直径。

K 为惯性系数

$$K = \frac{\rho_a d_w^2 \|\mathbf{V}_a\|}{18\mu_a} \quad (6)$$

通过求解以上水滴流场控制方程,可以得到流场中各个微元体中的水滴体积分数 φ_w 等参数,进而可以得到水滴撞击特性。

1.3 内外耦合计算

这部分需要解决的问题为典型的非稳态含内热源的多层结构导热问题,其外表面还要与外界含过冷水滴的空气进行热质交换。

在流固耦合界面上进行着复杂的热质交换,但其本质其实就是内部加热热流与外界各项热流之间的平衡过程。表面温度场是这些热流相互影响的结果。唇口外表面微元的质量平衡和热量平衡关系^[19-20]如图 1 和图 2 所示。

根据质量及能量守恒定律,可得

$$m_{frz} = m_{in} + m_{imp} - m_{evap} - m_{out} \quad (7)$$

$$q_{conv} + q_{evap} + q_{out} - q_{visc} - q_{imp} - q_{frz} - q_{in} = q_{heat} \quad (8)$$

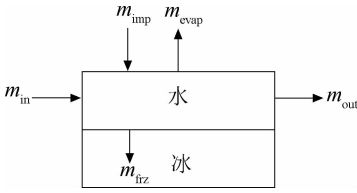


图 1 唇口表面微元质量平衡

Fig. 1 Quality balance of lip surface minute elements

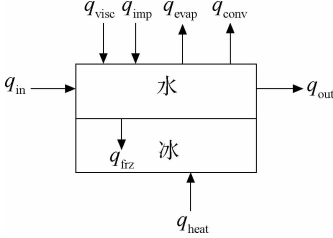


图 2 唇口表面微元能量平衡

Fig. 2 Energy balance of lip surface minute elements

其中 m_{fiz} 为微元控制体内液态水的结冰质量流量, q_{fiz} 为冻结而释放的潜热。 m_{in} 为前一个微元体未冻结的液态水从前一个微元体流入当前微元体的质量流量, q_{in} 为对应带入的热量流量; m_{imp} 为单位时间内随气流撞击到唇口表面的过冷水滴质量流量, q_{imp} 为收集水带入的热量流量; m_{evap} 为微元控制体内液态水表面蒸发的质量流量, q_{evap} 为蒸发带走的热量流量。 m_{out} 为当前微元体未冻结的液态水流入下一个微元体的质量流量, q_{out} 为对应流出的热量流量; q_{visc} 为气动加热热量流量; q_{conv} 为与外界气流的对流换热热量流量。 q_{heat} 为防冰系统带入的热量流量。

上述各项热流的计算公式如下^[2]：

$$q_{conv} = h \cdot (T_s - T_l) \quad (9)$$

$$q_{evap} = m_{evap} \cdot L_{evap} = \frac{0.622h}{c_{p,a}} \left(\frac{p_{s,s} - p_{s,0}}{p_l - p_0} \right) \cdot dS \cdot L_{evap} \quad (10)$$

$$q_{in/out} = m_{in/out} \cdot c_{p,w} \cdot T_{w,in/w} \quad (11)$$

$$q_{visc} = h \cdot r^* \cdot \frac{V_{\infty}^2}{2c_{p,a}} \quad (12)$$

$$q_{imp} = m_{imp} \cdot \left[\frac{V_d^2}{2} - c_{p,w} \cdot (T_s - T_{\infty}) \right] = C_{lw} \cdot V_{\infty} \cdot \beta \cdot dS \cdot \left[\frac{V_d^2}{2} - c_{p,w} \cdot (T_s - T_{\infty}) \right] \quad (13)$$

$$q_{fiz} = m_{fiz} \cdot (L_{fiz} - c_i T_s) \quad (14)$$

其中 h 为表面与环境的表面传热系数($W/(m^2 \cdot K)$), T_s 为表面温度(K), T_l 为附面层外边界上的局部温度(K); L_{evap} 为水的汽化蒸发潜热(J/kg), $p_{s,s}$ 、 $p_{s,0}$ 分别为表面温度和环境温度对应的饱和水蒸气气压(Pa), p_0 为环境压力(Pa), p_l 为附面层边界压力(Pa); $T_{w,in}$ 、 T_w 分别为前一微元控制体及当前控制体的液态水的温度(K); r^* 为附面层恢复系数(无量纲), 与气体的普朗特数有关; $c_{p,w}$ 为水的比定压热容($J/(kg \cdot K)$); L_{fiz} 为水冻结成冰的相变潜热(J/kg), c_i 为冰的比热容($J/(kg \cdot K)$)。

在唇口固体材料内部, 防冰过程为一个非稳态的热传导过程, 热量输运方程如下:

$$\rho \cdot c \cdot \frac{\partial(\Delta T)}{\partial t} = \nabla[\kappa(T) \cdot \nabla(\Delta T)] - \rho \cdot \frac{\Delta H}{\Delta T} \quad (15)$$

式中 ρ 为固体材料密度(kg/m^3), c 为比热容($J/(kg \cdot K)$), ΔT 为两次迭代温差(K), t 为时间(s), κ 为导热系数($W/(m \cdot K)$), H 为焓(J/kg)。

根据式(8)与式(15)相互耦合迭代, 得到某时刻唇口表面温度分布。

本文采用 FENSAP-ICE 软件的 FENSAP 模块、DROP3D、ICE3D、C3D 模块进行流场、水滴撞击特性以及内外耦合传热计算, 计算流程如图 3 所示。

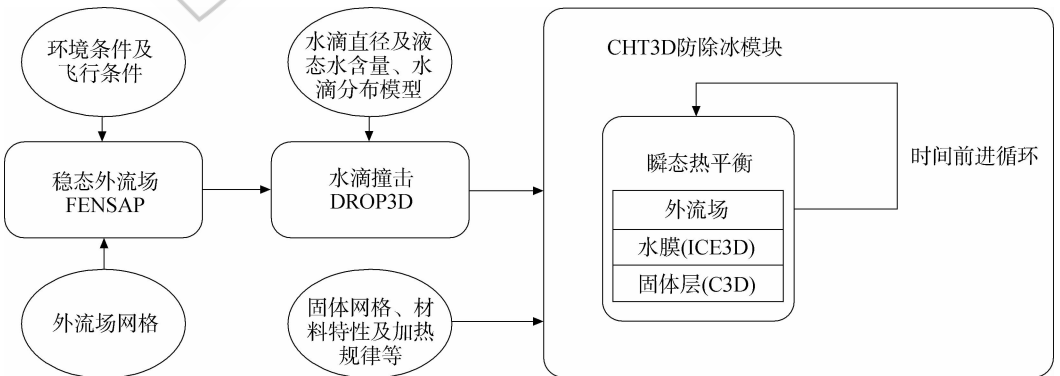


图 3 计算流程

Fig. 3 Calculation process

2 唇口电热防冰系统性能仿真

2.1 计算模型及网格划分

唇口模型如图 4 所示,白色线框为加热片位置。唇口内部多层结构模型如图 5 所示,从外到内依次为唇口外表面,唇口内表面,胶层外表面。其中,唇口外表面即为与流场结果的数据交界面。

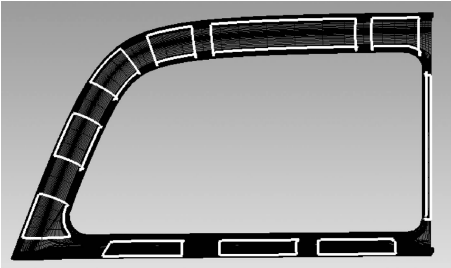


图 4 唇口模型
Fig. 4 Lip model

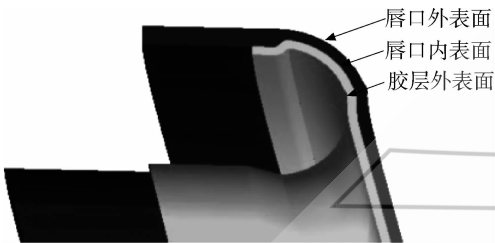


图 5 唇口内部模型
Fig. 5 Lip internal model

采用结构化网格建立外流场网格如图 6 所示。固体网格划分同样采用结构化网格,固体网格在两层材料的交界面处,唇口外表面和胶层外表面附近进行加密处理,以便于在后续的计算中获得准确的温度和热流梯度。固体域生成的与流场域耦合面壳网格如图 7 所示,图 8 为材料层交界面处网格加密区。

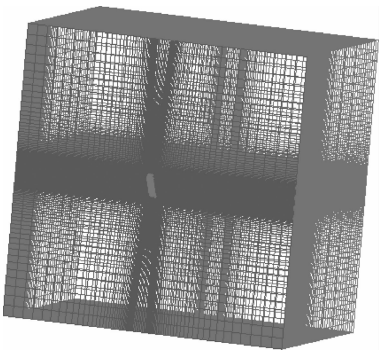


图 6 计算网格
Fig. 6 Computational grids

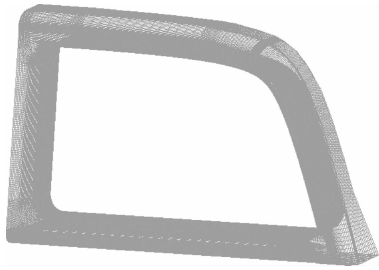


图 7 面网格
Fig. 7 Wall grids

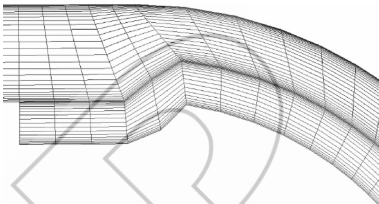


图 8 交界面处网格加密区
Fig. 8 Interface grids encryption

2.2 计算条件

根据飞机的飞行包线,选取了高度、速度以及攻角等飞行条件,模拟爬升、平飞、下降 3 种状态下的飞行。环境温度根据大气环境中不同高度所对应的温度范围,从中选择结冰几率较大的温度点。水滴直径(MVD)取 20 μm 。液态水含量(LWC)根据其 与温度和水滴直径的关系从中国民航规章(CCAR)25 部附录 C 中确定。计算条件如表 1 所示。

表 1 计算条件
Table 1 Calculation conditions

序号	温度/K	高度/km	攻角/(°)	马赫数
1	268.15	1	3	0.42
2	263.15	3	3	0.42
3	258.15	5	3	0.42
4	253.15	7	3	0.44
5	248.15	9	3	0.44
6	265.15	1.5	-3	0.40
7	260.65	3.5	-3	0.44
8	253.15	5.5	-3	0.50
9	251.15	7.5	-3	0.57
10	248.15	9	-3	0.44
11	268.15	0.5	1	0.38
12	263.15	2.5	1	0.48
13	258.15	4.5	1	0.54
14	253.15	6.5	1	0.58
15	248.15	9	1	0.62

由于唇口为复合材料,耐受的高温有限,电防冰系统控制加热片在一定温度区间内 343.15~393.15 K 通断。在仿真计算时,为模拟防冰系统的间断加热,首先开展与加热片温度范围对应的加热及断电时间的确定工作,以加热及断电时间作为控制规律模拟电防冰系统防冰性能。

计算中,假定在整个瞬态热传导过程中,唇口和胶层材料参数不随温度变化。唇口导热系数为 0.5 W/(m·K),胶层导热系数为 1.5 W/(m·K)。

2.3 表面温度场结果

唇口表面温度的高低以及分布情况是判断防冰性能的重要依据,防冰表面温度场是外部换热与内部导热共同作用的结果。以下从三维整体和二维截面两个角度对温度场进行分析。

计算结果显示经过 4 个加热断电周期后表面温度基本平衡,相应的三维温度分布与二维截面温度数据如图 9、图 10 所示。本文以状态 1 为例,结合计算结果进行了分析,其他状态只给出结论,具体结果和分析不再赘述。

由于唇口内部空腔中有肋板,因此加热片为间隔布置。如图 9 所示,防冰装置的结构布局对唇口表面整体温度分布有很大影响。加热片直接加热的区域温度较高,加热区之间的间隔区温度较低。复合材料的低导热系数是其重要的影响因素。加热片对未贴覆加热片区域的影响范围在不同的位置有所差别,这与局部的换热环境有关,一般在 5~10 mm 之间。

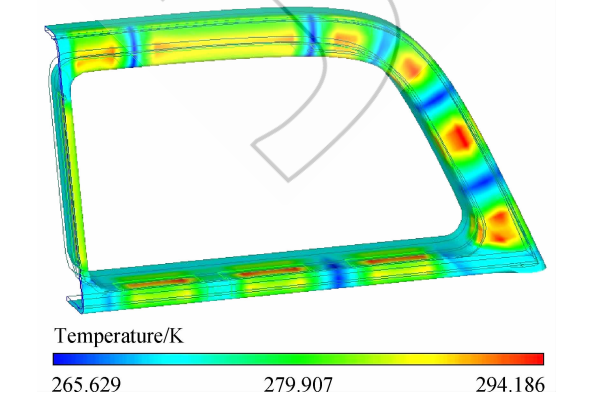


图 9 状态 1 表面温度分布
Fig. 9 Surface temperature of case 1

如图 11 所示截面 $x=0.041\text{ m}$ 与唇口表面有两条相交曲线,取上部的曲线为研究对象,得到温度曲线如图 10 所示。图 11 截面结构示意图如图

12 所示。图 10 中纵坐标为唇口表面温度,横坐标为表面距离。表面距离为 0 m 处为几何驻点,负距离表示上表面,正距离表示下表面。防护区域为 $-0.03\sim0.059\text{ m}$ 。

由图 12 可以看出,在加热区内部,温度分布也有一定规律。驻点附近温度略高于上下两侧一定区域,这主要因为上下两侧的空气绕流换热作用明显,且该区域也有一定质量的水滴撞击。上下两侧的平板位置也出现了较高的温度,这是因

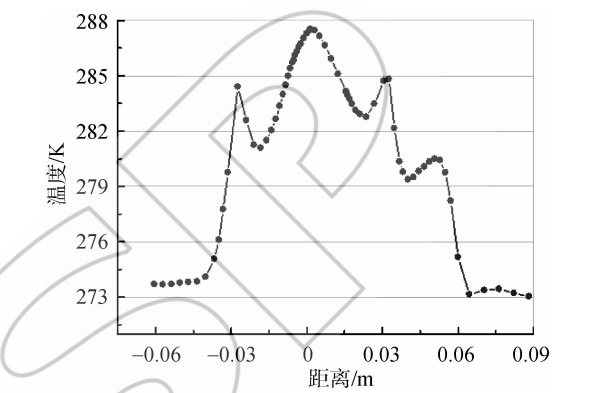


图 10 截面温度曲线(状态 1)
Fig. 10 Temperature curve of the cross section (case 1)

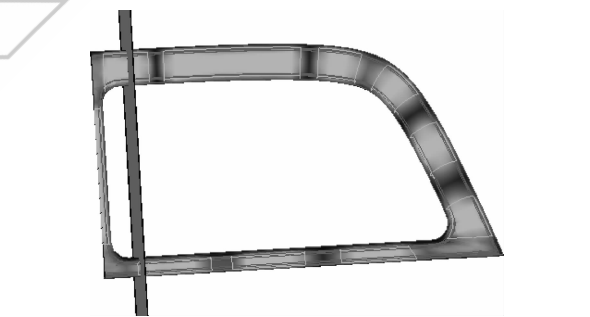


图 11 截面 $x=0.041\text{ m}$ 示意图
Fig. 11 Sketch of cross section $x=0.041\text{ m}$

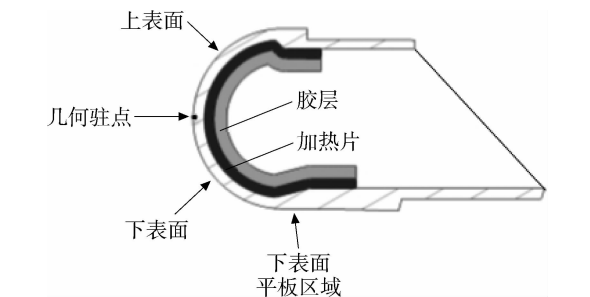


图 12 图 11 截面结构示意图
Fig. 12 Sketch of Fig. 11 cross section structure

为该区域水滴撞击少,但平板区域下游温度逐渐下降,这是受未加热冷结构的导热影响。

从整个加热区内的温度范围及驻点温度出发,综合分析所有状态。状态 1~5 速度相同,最大的区别在于环境温度。随着环境温度从 268.15 K 下降到 248.15 K,驻点平衡温度从状态 1 的 287.5 K 下降到状态 5 的 281.5 K,加热表面整体平均温度也随之减小。状态 1~5 加热范围内最低温度为状态 4 的 275 K,出现在下表面,在同样的位置,状态 5 的温度为 275.5 K。状态 5 与状态 15 温度一样,均为较低的 248.15 K,状态 15 的速度 ($Ma=0.62$) 大于状态 5 的速度 ($Ma=0.44$)。状态 15 驻点处温度 (283.5 K) 略高于状态 5 (281.5 K),原因是其气流速度大,对应的驻点处的气动加热高。但状态 15 在驻点两侧的上下表面温度下降更快,最低温度低于状态 5,原因是其上下表面的绕流换热作用更强。这说明对流换热作用对上下表面温度影响很大。

综上分析,所有计算状态中较严酷的防冰状态点为 4、5、9、10、14 和 15,其中驻点附近温度较低的为状态 5 和状态 10,加热区内最低温度较低的为状态 14 和状态 15。这表明对表面温度大小影响较大的是环境温度与速度。

2.4 温升响应时间

对于一个合格的防冰系统,不仅应考虑其有无防冰能力,同时应考虑其防冰的经济性和防冰效率。开启防冰装置后在整个瞬态热传导过程中,防冰表面在何时达到一定理想的温度也是系统关心的问题。

防冰系统启动后 77.5 s 内状态 1~5 表面温度的变化如图 13 所示。纵坐标为监测点的温度,

横坐标为时间步,每 1 步代表 0.5 s。0 s 时刻为防冰系统开启的时刻。监测点为 $x=0.164\text{ m}$ 截面的几何驻点。

所有工况表面温度达到 278.15 K 所需时间,即温升响应时间如表 2 所示。

表 2 状态 1~15 温升响应时间
Table 2 Response time of temperature rise of case 1~15

状态点	时刻/s	状态点	时刻/s
1	15	9	42
2	23	10	51
3	30	11	16
4	38	12	23
5	48	13	30
6	22	14	35
7	28	15	48

分析得出,状态 5、状态 9、状态 10 和状态 15 需要的时间较长。其中状态 1 温升响应时间最短,为 15 s;状态 10 温升响应时间最长,为 51 s。这是因为它速度大,温升起点低,同时外表面散热作用较强。通过对各状态的温升响应时间分析可以得出,与表面温度分布类似,对温升响应时间影响较大的因素是环境温度和飞行速度。

3 仿真与试验结果对比

3.1 试验说明

试验在中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所冰风洞内进行。风洞尺寸为 $3\text{ m}\times 2\text{ m}\times 6.5\text{ m}$ (宽 $\times$ 高 $\times$ 长)。唇口模型为 1:1 模型,如图 14 所示。对表 1 所示的状态 2、状态 3、状态 4 进行了试验,并监测表面温度。

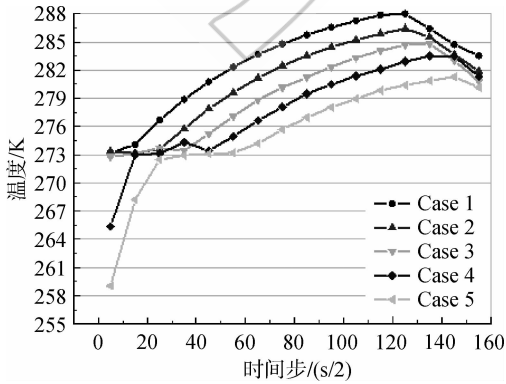


图 13 状态 1~5 的表面温度变化曲线



图 14 冰风洞试验

Fig. 13 Curve of surface temperature variation of case 1~5

Fig. 14 Icing tunnel experiment

3.2 试验结果与仿真对比

检取如图 15 所示唇口表面的 6 个监测点进行试验与仿真结果的对比,对比结果如图 16~图 18 所示。

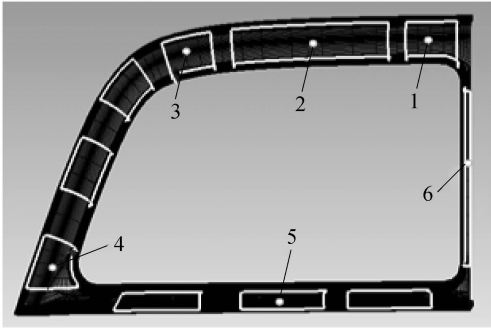


图 15 监测点位置
Fig. 15 Monitor points location

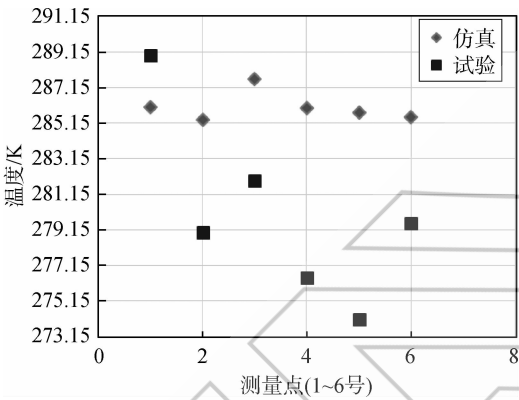


图 16 状态 2 对比
Fig. 16 Comparison of case 2

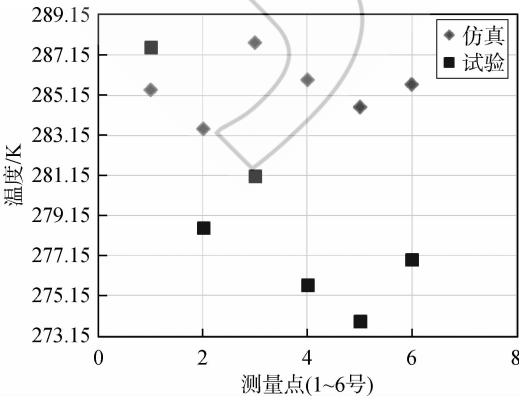


图 17 状态 3 对比
Fig. 17 Comparison of case 3

从图 16~图 18 可以看出,唇口外壁温度试验值与仿真结果存在一定误差,仿真结果温度高于试验结果。分析可能产生误差的因素发现,仿真

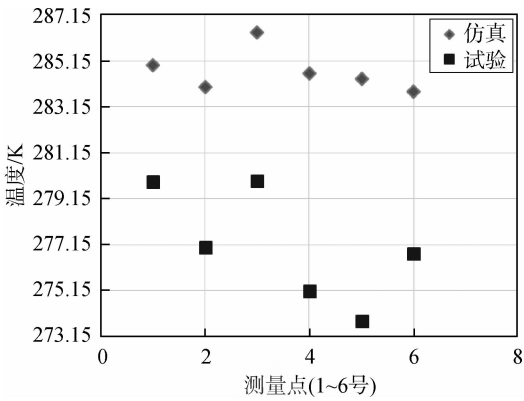


图 18 状态 4 对比
Fig. 18 Comparison of case 4

未考虑加热片与唇口贴合之间的胶层和绝缘层的热阻,仿真使用的热阻偏小。因此对仿真时采用的材料导热系数进行修正(初始为 $0.5\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,修正为 $0.31\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 、 $0.25\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$),重新进行仿真,修正后状态 4 仿真结果与试验结果对比如图 19 所示。

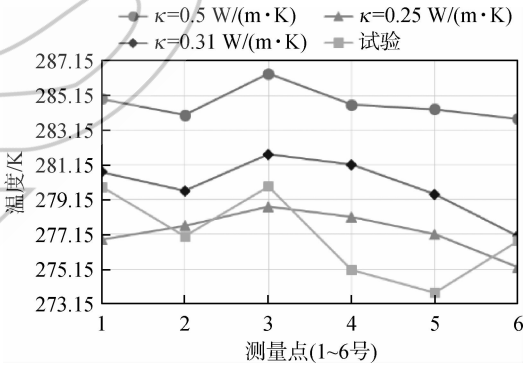


图 19 修正后状态 4 对比
Fig. 19 Comparison of case 4 after correction

修正后发现当唇口导热系数为 $0.25\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时,唇口外壁温度试验值与仿真结果误差在 3 K 以内,仿真结果与试验结果符合性较好。

4 结 论

本文根据某飞机发动机唇口电热防冰系统的工作条件,采用表面平衡温度及温升响应时间作为考核防冰系统性能的双重因素,计算了多个状态下的防冰系统性能,结果验证了防冰系统满足要求。进行了仿真与试验结果的对比,根据对比结果进行了仿真修正,研究表明为保证仿真结果的准确性,仿真时应充分纳入影响换热的实际因素。本文的研究方法可为发动机唇口防冰系统性能评估提供参考。

参考文献:

- [1] 汪涛,王俊琦,王朝蓬.直升机进气道防冰试验方法设计与试验[J].科学技术与工程,2017,17(20):294-301.
WANG Tao,WANG Junqi,WANG Zhaopeng. Method design of helicopter inlet duct anti-ice and experiment[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(20): 294-301. (in Chinese)
- [2] 裴燮纲,韩风华.飞机防冰系统[M].北京:国防工业出版社,1985.
- [3] 张书晔,徐伟,于磊.飞机发动机唇口防冰系统仿真分析[J].飞机设计,2016,36(6):58-64.
ZHANG Shuye,XU Wei,YU Lei. Emulation analysis for engine lip anti-ice system[J]. Aircraft Design, 2016, 36(6): 58-64. (in Chinese)
- [4] KEITH T, Jr, DE WITT K J. Numerical simulation of an electrothermally de-iced aircraft surface using the finite element method[R]. AIAA 91-0268, 1991.
- [5] MAHDI P, HABASHI W G. Aero-thermal optimization of in-flight electro-thermal ice protection systems in transient de-icing mode[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2015, 54: 167-182.
- [6] BU X, YU J, LIN G, et al. Electrothermal airfoil anti-icing system simulation[J]. Hkie Transactions, 2010, 17(2): 9-13.
- [7] 钟国.翼型电热防/除冰系统的数值模拟[J].航空制造技术,2011(4):75-79.
ZHONG Guo. Simulation of airfoil electro-thermal anti-ice/de-ice system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(4): 75-79. (in Chinese)
- [8] 霍西恒,屠敏,常士楠,等. CJ818 客机尾翼周期电热除冰系统计算分析[J].民用飞机设计与研究,2009(增刊1):126-130.
HUO Xiheng, TU Min, CHANG Shinan, et al. Cycle electrothermal de-icing system analysis of CJ818 aircraft tail[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(Suppl. 1): 126-130. (in Chinese)
- [9] REID T, BARUZZI G S, HABASHI W G. FENSAP-ICE: unsteady conjugate heat transfer simulation of electrothermal de-icing[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(4): 1101-1109.
- [10] FAKOREDE O, IBRAHIM H, ILINCA A, et al. Experimental investigation of power requirements for wind turbines electrothermal anti-icing systems[M]. Rijeka, Croatia: [s. n.], 2016.
- [11] BUSCHHORN S T, KESSLER S S, LACHMANN N, et al. Electro thermal icing protection of aerosurfaces using conductive polymer nanocomposites [R]. AIAA-2013-1729, 2013.
- [12] 杨诗雨,常士楠,高艳欣,等.旋转帽罩电加热防冰瞬态过程研究[J].空气动力学报,2016,34(3):289-294.
YANG Shiyu, CHANG Shinan, GAO Yanxin, et al. Investigation of rotary cone electric heating anti-icing transient process[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2016, 34(3): 289-294. (in Chinese)
- [13] 董威,朱剑鏊,周志翔,等.航空发动机支板热滑油防冰性能试验[J].航空学报,2014,35(7):1845-1853.
DONG Wei, ZHU Jianyun, ZHOU Zhixiang, et al. Test on performance of an aero-engine strut hot lubrication oil anti-icing system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7): 1845-1853. (in Chinese)
- [14] 朱光亚.电加热防冰部件加热功率的分布特性研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.
ZHU Guangya. Study on heat power distribution characteristic for aircraft anti-ice components[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [15] 马辉,张大林,孟繁鑫,等.复合材料部件电加热防冰性能试验[J].航空学报,2013,34(8):1846-1853.
MA Hui, ZHANG Dalin, MENG Fanxin, et al. Experimental of electro-thermal anti-icing on a composite assembly[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1846-1853. (in Chinese)
- [16] 雷桂林,郑梅,董威,等.航空发动机进气支板电热防冰试验[J].航空学报,2017,38(8):54-65.
LEI Guilin, ZHENG Mei, DONG Wei, et al. Test on electrothermal anti-icing of aero-engine inlet strut[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(8): 54-65. (in Chinese)
- [17] WIROGO S, SRIRAMBHATLA S. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies[R]. AIAA-2003-1073, 2003.
- [18] 孙志国,付斌,朱春玲.探头式结冰探测器安装位置分析[J].空气动力学报,2011,26(12):2676-2683.
SUN Zhiguo, FU Bin, ZHU Chunling. Analysis on installation location of probe-style ice detectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2676-2683. (in Chinese)
- [19] MINGIONE G, BRANDI V, ESPOSITO B. Ice accretion prediction on multi-element airfoils[R]. AIAA 97-0178, 1997.
- [20] MESSINGER B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of airspeed[J]. Journal of the Aeronautical Science, 1953, 20(1): 29-42.

(编辑:王碧珺)