

## 发动机导向叶片热气防冰腔结构改进

马 辉 陈维建 孟繁鑫 张大林

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

**摘要:**在采用数值模拟方法对某型发动机导向叶片热气防冰腔的流动与换热性能分析基础上,提出了微小通道换热结合气膜排气的新型防冰腔结构。数值模拟中采用分区对接块结构化网格,通过求解 EULER 型的空气/过冷水滴两相流控制方程,得到了气膜影响下导向叶片外的三维水滴撞击特性,并将改进后防冰腔的换热性能进行了对比。结果表明,改进后的热气防冰腔的换热效率得到了大幅提高,同时气膜对过冷水滴的遮蔽作用明显增强。

**关键词:**飞机结冰;发动机导向叶片;防冰;数值模拟;气膜;微小通道

**中图分类号:** V228.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2013)01-0070-05

### Improvement of Hot-Air Anti-icing Structure of Engine Inlet Vane

Ma Hui, Chen Weijian, Meng Fanxin, Zhang Dalin

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** Improvement of hot-air anti-icing structure of an engine inlet vane is developed based on the numerical simulation of flow and heat transfer characteristics of the original system. The improved structure is combined with micro channels to enhance heat transfer characteristics and narrow gaps releasing exhausted hot air to protect the surface from droplet impinging. 3-D Euler air/droplet two-phase model is used to solve the droplet impingement characteristics influenced by air film on patched structure mesh. Comparison of heat transfer characteristics of the improved and the original structures is also given. The results indicate that the improved system increases the heat transfer efficiency and prevents the structure from droplets impinging more effectively.

**Key words:** aircraft icing; engine inlet vane; anti-icing; numerical simulation; air film; micro channels

飞机在结冰气象条件下飞行时,迎风表面会发生结冰现象,对飞行安全带来严重影响。对于发动机而言,进气道前缘、导向叶片都可能会发生结冰现象,影响发动机进气性能,同时冰层脱落会导致内部部件损坏,因此发动机一般采用防冰系统,使得防护表面不发生结冰现象。发动机进气道部件的防冰系统常采用热气防冰系统,根据需求从发动机低压或高压级压气机引热气供给需防冰部件的防冰腔,以加热部件表面形成防冰能力。

从发动机压气机引气会影响发动机性能,目前发动机热气防冰领域的一个研究热点为优化防冰

系统结构<sup>[1]</sup>,提高防冰效果,以减少发动机引气损失,降低引气对发动机性能的影响。针对发动机进气道唇口的热气防冰系统,国内外的研究者已经开展了很多有益的工作<sup>[1-7]</sup>,但对发动机进气道导向叶片的研究相对较少。

本文采用数值模拟的方法对某型发动机的导向叶片防冰性能进行研究,在对其水滴撞击特性及防冰腔换热特性分析的基础上,提出一种新型的导向叶片防冰腔结构形式,并将两种防冰腔的防冰性能进行对比。

**基金项目:**南京航空航天大学基本科研业务费专项科研(NS2010002)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

**收稿日期:** 2012-05-16; **修订日期:** 2012-11-01

**通信作者:** 陈维建,男,副教授,1979 年出生, E-mail: weijian-chen@nuaa.edu.cn。

## 1 数值计算方法

### 1.1 控制方程

空气和过冷水滴的控制方程如下<sup>[8]</sup>

连续方程

$$\text{空气相: } \frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\text{过冷水滴: } \frac{\partial}{\partial \tau}(\alpha \rho_w) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha \rho_w u_{wj}) = 0 \quad (2)$$

动量方程

$$\begin{aligned} \text{空气相: } & \frac{\partial}{\partial \tau}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = - \\ & \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u'_j u'_i) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \text{过冷水滴: } & \frac{\partial}{\partial \tau}(\alpha \rho_w u_{wi}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha \rho_w u_{wj} u_{wi}) = \\ & \frac{3}{4} \alpha \frac{C_D Re_{oi}}{d^2} (u_i - u_{wi}) + \alpha (\rho_w - \rho) g_i \end{aligned} \quad (4)$$

能量方程

$$\begin{aligned} \text{空气相: } & \frac{\partial}{\partial \tau}(\bar{\rho} \bar{E}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} \bar{E} \bar{u}_j + \bar{u}_j \bar{p}) = \\ & \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{u}_j \bar{\tau}_{ij} - \bar{q}_j) - S_k \end{aligned} \quad (5)$$

式中: $\rho$ 为密度; $u$ 为速度; $g$ 为重力加速度;下标 $w$ 为水滴相关变量; $d$ 为过冷水滴的平均有效直径; $Re_{oi} = \rho |u_i - u_{wi}| d / \mu$ 为水滴和空气相之间的相对雷诺数; $C_D$ 为阻力系数,其具体计算式参见文献[9];空气中过冷水滴的体积分数为 $\alpha = V_w / V$ ,其中 $V_w$ 为水滴在控制容积中的体积, $V$ 为控制容积的体积。

### 1.2 空气流动与换热的计算方法

从空气和过冷水滴的控制方程可以看出,空气和过冷水滴的控制方程之间并不相互耦合。空气相的控制方程可以简化为可压雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS),结合 SST 两方程湍流模型进行单独求解。计算中采用有限体积法对控制方程进行离散,对流项采用三阶 SMART 格式,扩散项采用二阶中心差分;压力与速度耦合采用推广到可压缩流动的 SIMPLE 算法;叶片固壁区求解只包含扩散项的能量方程;采用 SIP 方法求解离散后的代数方程组。

### 1.3 过冷水滴撞击特性求解方法

确定了空气的速度场后,求解过冷水滴的控制方程可获得过冷水滴的速度和体积分数分布。定义水滴表观密度为 $\alpha \cdot \rho_w$ (其单位为 $\text{kg}/\text{m}^3$ ,相当于单位体积的含水量)。过冷水滴撞击叶片表面时

存在遮蔽区,即水滴掠过叶片表面后,在撞击极限后部形成无水滴的区域,此时水滴的表观密度 $\alpha \cdot \rho_w = 0$ ,而求解 EULER 型两相流控制方程需要进行全场计算,因此应合理地处理遮蔽区以及壁面边界<sup>[8]</sup>。

由于遮蔽区水滴的表观密度 $\alpha \cdot \rho_w$ 为0,水滴速度没有定义,任何速度都满足运动方程,因此可以选择一个合理的运动方程进行求解,作为遮蔽区水滴的速度,即认为遮蔽区内存在虚拟的水滴,此时水滴的表观密度为0,遮蔽区内的信息不会影响到其他区域。

为保证叶片表面不会有信息传递到遮蔽区,需要合理地处理壁面的边界条件,图1(a,b)是计算过程中出现的两种典型速度矢量分布图。图1(a)为水滴撞击区域内,靠近壁面的两个网格控制体内的速度矢量示意图,速度矢量指向壁面,由于信息的传递依赖于速度方向,因此壁面没有信息传递到计算区域,可通过靠近壁面的两点速度插值得到壁面速度;图1(b)为遮蔽区域的近壁速度矢量图,速度的方向远离壁面,采用如图1(c)所示的方法得到壁面速度,即 $\mathbf{V}_w \cdot \mathbf{n} = 0$ ,其中 $\mathbf{n}$ 为壁面法向单位矢量,采用这种处理方法后,壁面便不能传递信息到计算区域。

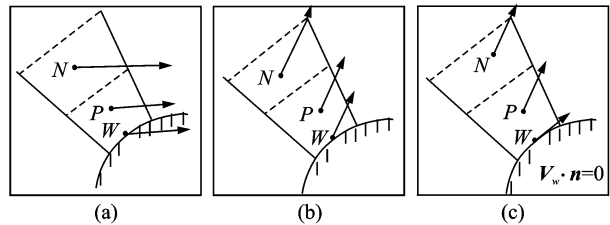


图1 水滴撞击特性计算的壁面边界条件处理

同时,考虑到速度和体积分数的耦合性很弱,并且遮蔽区内任何速度都能满足水滴连续方程,因此首先求解如下动量方程

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial \tau}(u_{oi}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_{wj} u_{oi}) = \\ & \frac{3}{4 \rho_w} \frac{C_D Re_{oi}}{d^2} (u_i - u_{oi}) + \left( 1 - \frac{\rho}{\rho_w} \right) g_i \end{aligned} \quad (6)$$

求解方程(6)后获得水滴速度初场,并且也初步定义了遮蔽区内虚拟水滴的速度,然后采用分层求解的方法求解控制方程<sup>[8]</sup>,水滴运动方程的离散格式及边界条件同文献[8]。

## 2 原防冰腔防冰性能分析

### 2.1 模型及网格划分

某型发动机导向叶片为不锈钢材质,计算中根

据对称条件,截取其中的一段作为计算对象,具体结构如图2所示。图中供气腔里为发动机压气机引气获得的高温高压空气,通过射流孔送入防冰腔加热叶片表面,换热后的热气从交错设置的排气口排出,在叶片表面形成一层气膜。

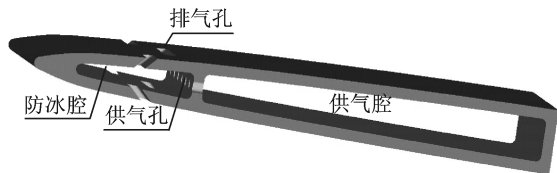


图2 原导向叶片防冰腔结构示意图

导向叶片防冰腔结构相对复杂,为了进行叶片外流动和防冰腔内流动的耦合计算,采用了分区对接块结构化网格,图3为原结构防冰系统的计算网格切面。

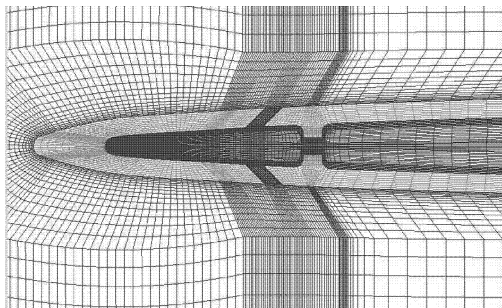


图3 原防冰系统计算网格切面图

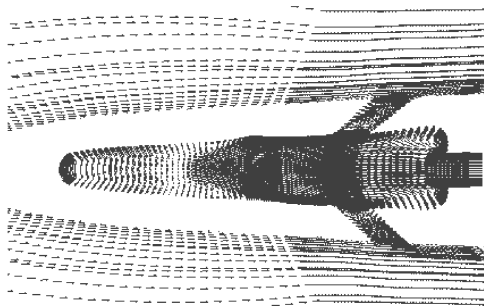
## 2.2 计算条件

计算中所采用的条件为防冰系统热气供气温度  $180\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,供气压力  $3\times 10^5\text{ Pa}$ ;叶片外来流马赫数  $0.6$ ,温度  $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;水滴平均直径  $20\text{ }\mu\text{m}$ ,液态水含量  $1\text{ g/m}^3$ 。

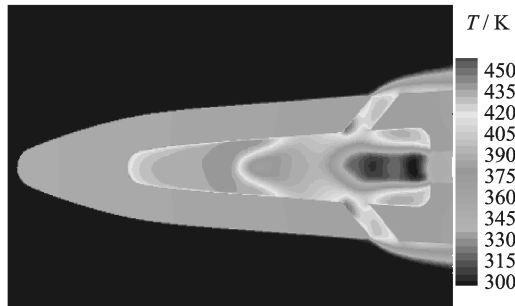
## 2.3 计算结果及分析

图4为原结构前缘防冰腔区域中间切面的空气速度矢量图及温度场。对比速度矢量图和温度分布图可以看出,由于原系统防冰腔尺寸和射流孔径尺寸相当,并且射流孔出口距离叶片前缘较远,在防冰腔前缘空腔内不能实现良好的冲击射流效果,而是形成一个近似盲腔的死区,大部分热气在未充分换热之前便通过排气口流出防冰腔,使得防冰热载荷大、需要更多热流的叶片前缘附近区域的对流换热系数很小,对前缘的加热效果差。

图5为采用原防冰结构时叶片中间切面的水滴轨迹线,图中实线为网格分区对接位置。由图可见,由于叶片属于尖锐形状体,水滴撞击区域几乎覆盖了整个计算区域,排气口后形成的气膜对水滴撞击特性的影响较小。这也可以从图6所示的叶



(a) 速度矢量图



(b) 温度场

图4 原系统前缘防冰腔空气速度矢量图和温度场

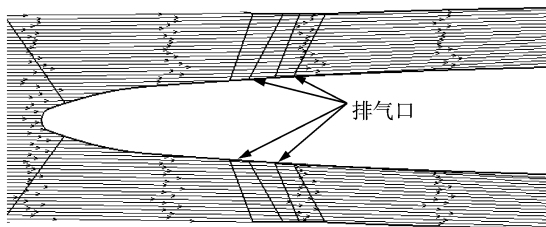


图5 过冷水滴轨迹(原系统)

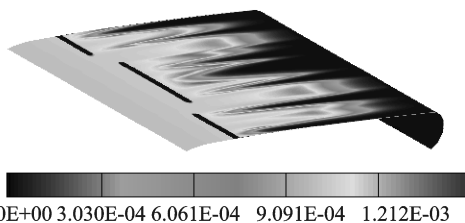


图6 原系统叶片表面过冷水滴表观密度分布( $\text{kg/m}^3$ )

片表面过冷水滴表观密度分布看出,交错分布的排气口形成的气膜,在排气口处起到了一定吹拂水滴的作用,水滴被吹拂离开表面,但是排气孔后部仍然有很大的区域存在过冷水滴的撞击,主要原因是排气口的排气面积较射流孔面积大,使得排气速度较小,不能形成足够的吹拂作用。

## 3 防冰腔改进前后性能对比分析

### 3.1 防冰腔结构改进

针对原防冰结构中防冰区域防冰腔内对流换热系数低、加热区域小、排气速度低等的不足,本文

对其防冰腔进行了改进设计,改进后的结构如图 7 所示。

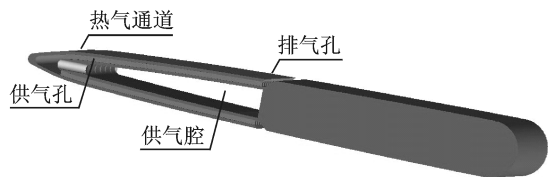


图 7 改进后的叶片防冰腔结构示意图

主要改进如下:(1)在射流孔的尺寸和展向位置不变的前提下,将射流孔位置前移,以增强射流冲击换热效果;(2)将排气口位置后移,增加防冰加热区域;(3)在防护区域蒙皮下设置多排均匀间隔的微小通道,以提高该区域的热气换热能力;另外,采用微小通道能够提高排气速度,以增强气膜对撞击到表面的水滴的吹拂作用,均布微小通道出口能够形成一层均匀气膜。

### 3.2 计算结果对比

采用与上述相同的数值模拟方法对改进后的发动机导向叶片防冰腔进行了计算,计算区域的网格划分的中心切面如图 8 所示,计算边界条件与改进前相同。

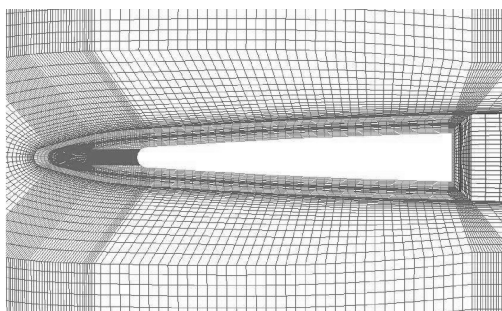


图 8 改进后的防冰系统网络切面

图 9,10 为改进后系统的过冷水滴撞击的计算结果,图 9 中排气口后部开始即为气膜吹拂区域,可以看到过冷水滴在气膜吹拂作用下未撞击到叶片表面,形成了遮蔽区,这同样可以从图 10 的叶片表面的过冷水滴的表观密度分布看出,排气口后部的过冷水滴表观密度为 0,可见改进的防冰结构的气膜有效地阻止了过冷水滴撞击到叶片表面。



图 9 改进系统过冷水滴轨迹

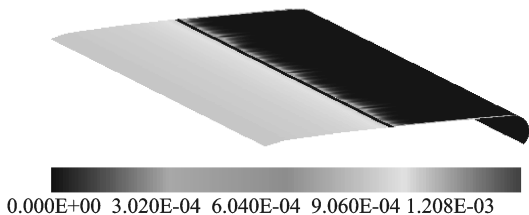
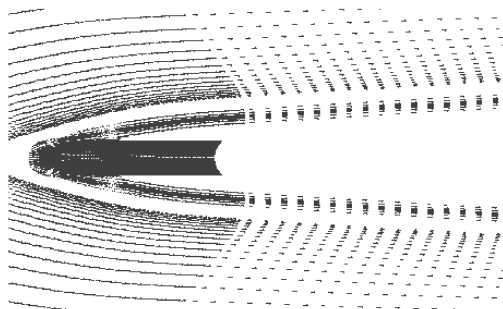
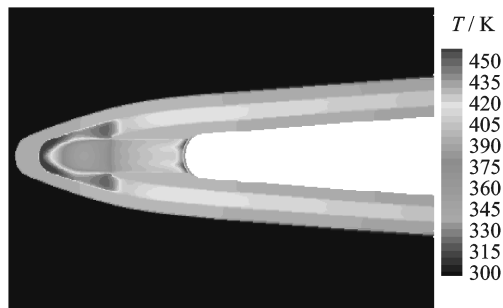


图 10 改进系统叶片表面过冷水滴表观密度分布(kg/m<sup>3</sup>)

改进后的结构在前缘则取得了良好的冲击射流效果,见图 11。同时微小通道构成的热气防冰通道也提高了对流换热系数,从温度场可以看出,改进结构中叶片表面的加热效果获得了很大提高。



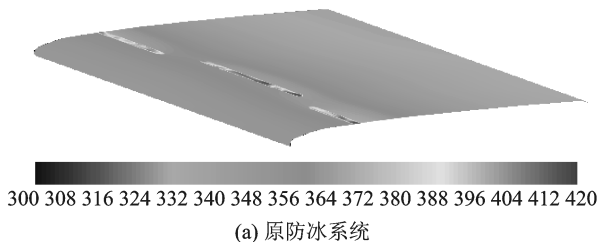
(a) 速度矢量图



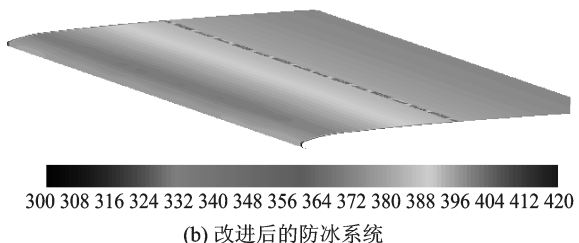
(b) 温度场

图 11 改进系统前缘防冰腔空气速度矢量图和温度场

图 12 为导向叶片表面温度分布对比,可见在



(a) 原防冰系统



(b) 改进后的防冰系统

图 12 导向叶片表面温度对比(单位为 K)

相同的供气压力和供气温度条件下,改进后的热气防冰系统可以获得更高的叶片表面温度,从而能够提供更多的防冰热流。

通过对两个防冰系统的水滴撞击特性以及对流换热分析可知,改进系统由于采用微小通道构成的热气防冰通道,提高了对流换热系数,充分换热后的热气流通过防冰通道,在叶片后部形成气膜,有效地减少了水滴撞击区域,因此采用改进后的系统可以提高防冰效果,节省引气量,降低引气对发动机性能的影响。

## 4 结 论

本文对带气膜的发动机导向叶片的热气防冰系统开展了数值模拟研究,在分析原热气防冰系统的基础上,提出了一种新型的热气防冰系统结构。采用分区对接块结构化网格,求解 EULER 型过冷水滴/空气两相流控制方程,进行了叶片三维水滴撞击特性计算,并完成了叶片外和防冰腔内的流动换热的耦合计算。通过对计算结果分析表明,可以得出以下结论:

(1)改进后的热气防冰系统结构,采用微小通道可以有效地提高对流换热系数,使得热气在防冰通道内充分换热,在叶片前缘提供更多的防冰热流。

(2)改进后的热气防冰系统结构,在防冰通道末端释放换热后的热气形成气膜,有效地减小了水滴撞击区域。

(3)采用改进后的热气防冰系统,可以在满足防冰需求的基础上,减少热气防冰引气量,降低对发动机性能的影响。

### 参考文献:

[1] Pellissier M, Habishi W, Pueyo A. Design optimization of hot-air anti-icing systems by FENSAP-ICE[R].

AIAA 2010-1238, 2010.

[2] Rigby D L. Numerical investigation of hole pattern effect on piccolo tube anti-icing[R]. AIAA 2006-1012, 2006.

[3] Saeed F, Morency F, Paraschivoiu I. Numerical simulation of a hot-air anti-icing system[R]. AIAA-2000-630, 2000.

[4] Fregeau M, Saeed F, Paraschivoiu I. Numerical heat transfer correlation for array of hot-air jets impinging on 3-dimensional concave surface[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(3), 665-670.

[5] Morency F, Brahimi M T. Hot air anti-icing system modelization in the ice prediction code CANICE[R]. AIAA-98-0192, 1998.

[6] 陆景松. 发动机进气道前缘防冰腔性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.

Lu Jingsong. Performance investigation of engine inlet hot air anti-icing system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008.

[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] 陈维建. 飞机机翼结冰过程数值模拟研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.

Chen Weijian. Numerical simulation of ice accretion on airfoil[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.

[9] 张大林, 杨曦, 昂海松. 过冷水滴撞击结冰表面的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 87-91.

Zhang Dalin, Yang Xi, Ang Haisong. Numerical simulation of supercooled water droplets impingement on icing surfaces [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 87-91.