

航空发动机进口支板外部热气膜对水滴撞击特性的影响

柯 鹏¹, 张 韵¹, 于广锋², 杨春信²

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 设计了4种不同气膜缝角度的防护结构,发展并验证了基于欧拉法框架的水滴撞击算法,针对直径为 $20\mu\text{m}$ 的过冷小水滴,定量分析了气膜缝角度和吹风比对支板壁面水滴撞击特性的影响规律. 研究表明,外部热气膜射流对水滴有明显吹袭作用,导致壁面平均局部水收集系数和撞击极限减小,而且气膜缝开孔位置越靠近支板前缘,吹袭水滴效果越明显. 4种结构的平均局部水收集系数与无气膜缝结构相比分别下降了82%, 8%, 1%和0.5%. 此外,吹风比增大会导致前缘最大局部水收集系数和撞击极限的减小变明显,尤其是气膜缝角度为 5° 结构的水滴撞击特性受吹风比影响最显著. 前缘区域局部水收集系数呈现了相似的分布规律;支板后部区域,当吹风比增大到一定程度时,水滴被完全吹除.

关 键 词: 航空发动机进口支板; 热气膜; 防冰; 水滴撞击; 欧拉法

中图分类号: V228.7

文献标志码: A

Influence of exterior hot-film on droplet impingement characteristics over aero-engine inlet strut

KE Peng¹, ZHANG Yun¹, YU Guang-feng², YANG Chun-xin²

(1. School of Transportation Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Four ice-protection structures with different film-slot angles were designed, an Eulerian-framework based droplet impingement computation method was developed and verified to study the influences of film-slot angle and blowing ratio on droplet impingement characteristics for $20\mu\text{m}$ diameter. The results indicated that the exterior hot-film can blow the droplet away to decrease local collection efficiency and impingement limitation significantly, and the influence was more evident when the position of film-slot was closer to strut leading edge, the average local collection efficiencies of four structures declined 82%, 8%, 1% and 0.5%, respectively, compared with no-film situation. Besides, the maximum local collection efficiency and impingement limitation decreased with the increasing blowing ratio. The impingement characteristics of film-slot angle 5° was most sensitive to blowing ratio.

收稿日期: 2015-07-21

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2012CB720100); 中央高校基本科研业务费(YWF-14-JTXY-009)

作者简介: 柯鹏(1979—),男,副教授,博士,主要从事航空发动机防冰和适航技术研究. E-mail: p.ke@buaa.edu.cn

引用格式: 柯鹏,张韵,于广锋,等. 航空发动机进口支板外部热气膜对水滴撞击特性的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 621-629. KE Peng, ZHANG Yun, YU Guangfeng, et al. Influence of exterior hot-film on droplet impingement characteristics over aero-engine inlet strut[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 621-629.

Similar local collection efficiency distribution features were presented at leading edge. For rear area, when blowing ratio was big enough, no droplet impinged on the surface.

Key words: aero-engine inlet strut; hot-film; anti-icing; droplet impingement; Eulerian method

在结冰气象条件下飞行,航空发动机迎风表面会发生结冰现象.热气加热是发动机防冰主要采取的一种方式,即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^[1].冲击-热气膜复合防冰是耦合内腔前缘冲击换热和外部气膜加热的一种防冰方式,气膜出流不仅能提高内部冲击换热效果,提高待防护前缘的表面温度,而且对水滴运动轨迹产生影响,能降低表面水收集系数,减小防冰热载荷需求^[2].

发动机进气部件冲击-热气膜复合防冰系统设计的首要问题是内外流场的耦合传热,其原理与热端涡轮冲击-气膜复合冷却方式一致,国内外相关研究较为成熟,在内部冲击换热方面,积累了大量冲击距、冲击孔径和雷诺数等参数对端壁及侧壁的冲击换热的计算方法和影响规律^[3-5],在外部气膜冷却方面也开展了大量实验和二维、三维的数值模拟研究,得到了不同结构参数(孔型、开孔角度和布局)和气膜参数(吹风比)对外壁面气膜冷却特性的影响规律^[6-10].

水滴撞击特性则是复合防冰系统设计所面临的新问题,气膜缝的射流会显著影响近壁区外流场,与主流掺混形成复杂的肾形涡^[11-12].虽然各类水滴撞击算法研究相对成熟^[13-14],但是这种复杂流动结构对表面水滴撞击特性影响的研究则相对较少.马辉等^[15]采用三维欧拉水滴撞击算法,研究了支板冲击-热气膜防冰腔的冲击换热和水滴撞击特性,得到了支板外表面的水滴体积分数分布云图.Ogretim 等^[16]对结冰翼型的二维水滴撞击数值模拟研究发现,在结冰翼型冰脊后方产生的诱导涡会影响水滴运动轨迹,显著减小水滴撞击率.

为满足发动机进口部件冲击-热气膜复合防冰系统设计需要,本文拟开展发动机进口支板外部热气膜对水滴撞击特性影响的数值模拟研究,定量研究气膜缝等结构参数(位置和角度)以及吹风比等气流参数对水滴撞击特性的影响.设计了 4 种不同的热气膜防护结构,采用计算流体力学数值模拟方法获取了支板内外流场结构,发展并验证了基于欧拉法框架的水滴撞击算法,针对 20

μm 直径的过冷小水滴,初步分析得到的热气膜射流结构参数和流动参数对外部流场及水滴撞击特性的影响规律能为冲击-热气膜复合防冰腔设计提供参考.

1 结构设计和计算方法

参考文献[2]的支板基础结构,设计了 4 组不同气膜缝角度的防冰腔结构,有针对性地发展了流场数值模拟方法和水滴撞击特性计算方法,基于文献数据进行了算法对比验证.

1.1 热气腔结构设计

在文献[2]结构基础上,将气膜缝开缝位置前移到前缘附近,改进后防冰腔结构如图 1 所示.采用上下对称的方式设计了 4 种不同条缝式热气射流形式,气膜出流缝与水平方向分别呈 5° , 30° , 90° 和 150° 夹角,条缝左侧边均紧贴热气腔前缘,气膜缝中心截面结构如图 2 所示,其中支板整体弦长为 168 mm,防冰腔前缘厚度为 3 mm,内部冲击距为 12 mm,气膜缝垂直宽度为 0.7 mm.

水滴撞击特性取决于支板外部流场特性,上述冲击-热气膜防冰结构的流动特征非常复杂,导致水滴撞击特性分析难度很大.圆形冲击孔流出的热气流冲击支板前缘后,会沿展向扩展,从条缝出口射出,对表面形成全范围的覆盖.狭长气膜条缝会对气膜出流有一定整流,减小其展向扩散性.此外,由于来流水滴惯性较大,较弱的展向扩散对水滴运动影响较小.为此本文选择如图 2 所示的中心截面开展外部流场的二维分析,寻求气膜缝结构参数对水滴撞击特性的影响规律.

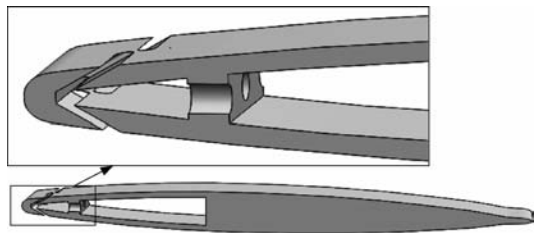


图 1 冲击-热气膜防冰腔结构示意图

Fig. 1 Sketch of impingement-hot-film anti-icing structure

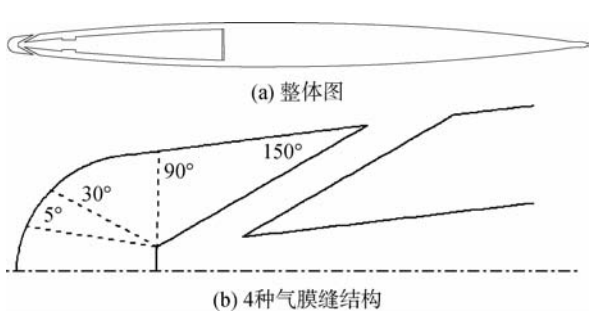


图 2 气膜缝结构示意图
Fig. 2 Sketch of film-slot structures

1.2 流场模拟方法

参考文献[7-8]气膜冷却结构数值模拟方法, 本文发展了二维热气膜流场数值控制方程和求解方法.

1.2.1 网格和流场求解设置

以气膜缝角度 $\theta=150^\circ$ 结构为例, 计算域如图 3 所示, 主流由支板前缘前方 15 倍弦长 ($15c$) 处以水平方向流入, 热气流从防冰腔内部入口提供. 考虑到支板在发动机前缘的安装情况, 计算域出口选择在支板后部 2 倍弦长 ($2c$) 处.

分别对主流、热气腔和支板固体结构划分结

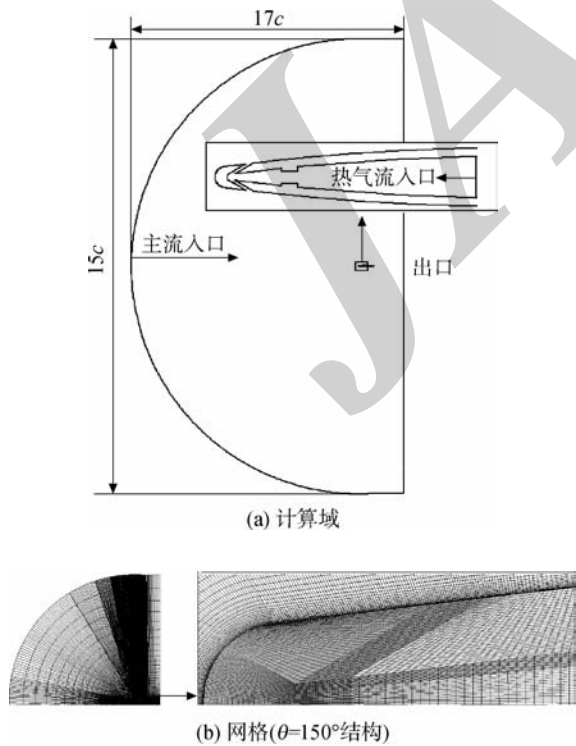


图 3 进口支板计算域及网格模型($\theta=150^\circ$)
Fig. 3 Computational domain and mesh of inlet strut ($\theta=150^\circ$)

构化网格, 对冲击前缘和外部射流壁面进行局部加密, 经过网格无关性检验, 最终选择网格数量约 19 万.

流体域的数值求解的控制方程如式(1)~式(3)所示

质量守恒方程

$$\frac{\partial \rho_a}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_a \mathbf{u}_a) = 0 \tag{1}$$

动量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_a \mathbf{u}_a) + \nabla \cdot (\rho_a \mathbf{u}_a \mathbf{u}_a) = -\nabla p + \mu_a \nabla^2 \cdot \mathbf{u}_a \tag{2}$$

能量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_a E) + \nabla \cdot [\mathbf{u}_a(\rho_a E + p)] = \nabla \cdot (k_{\text{eff}} \nabla T) \tag{3}$$

式中 $\rho_a, \mu_a, \mathbf{u}_a$ 分别是空气密度、动力黏度及速度; E, p, k_{eff}, T 分别为内能、压强、有效传热系数和温度.

冷热气流均为空气, 采用理想气体状态方程, 考虑其可压缩性, 黏度则按 Sutherland 公式计算. 支板结构固体域设定为某复合材料, 导热系数为 $0.65 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$, 求解基本导热方程, 与流体域耦合求解确定最终温度分布. 本文利用 Ansys Fluent 软件求解上述耦合流场和温度场, 选取 RNG(renormalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型, 采用基于压力的分离式求解器, 各项参数均采用 2 阶精度的空间离散方法.

具体边界条件设置如表 1 所示, 其中热气入口采用质量流量入口, 具体数据根据分析时需要的吹风比 M 来确定, 定义如下:

$$M = \rho_h u_h / (\rho_g u_g) \tag{4}$$

其中 ρ_h, u_h 分别为热射流的密度、速度; ρ_g, u_g 分别为主流冷气流的密度、速度.

表 1 边界条件

Table 1 Boundary condition

计算域	边界条件	温度/K	速度	压力/Pa
主流入口	压力远场	253	马赫数为 0.314	101325
热气流入口	质量流量入口	413	根据吹风比而定	202000
出口	压力出口	253		101325

1.2.2 流场模拟结果

以气膜缝角度 $\theta=150^\circ$ 结构为例,开展了无水滴的干空气数值模拟,定义气膜加热效率 η 来衡量沿程热防护效果,如式(5)所示

$$\eta = \frac{T_w - T_g}{T_h - T_g} \quad (5)$$

式中 T_w 为绝热壁面温度, T_g 为主流温度, T_h 为热射流温度.

图 4 给出了不同吹风比情况下的气膜加热效率,可以看出:①在两个不同大小吹风比下,沿程气膜加热效率逐渐下降,呈指数关系,与文献[17]给出的规律一致;②气膜加热效率的数值模拟结果与两种气膜冷却经验公式^[17]的结果的曲线趋势均一致,此求解设置可用于气膜加热流场计算.但气膜冷却经验公式的计算模型为平板缝射流,而本文的计算模型是带有一定弯度的进口支板,在较小吹风比下,由于压力梯度作用,本文模拟的气膜加热效率比气膜冷却经验公式结果低,并随着吹风比的减小,这种影响越发显著^[18].

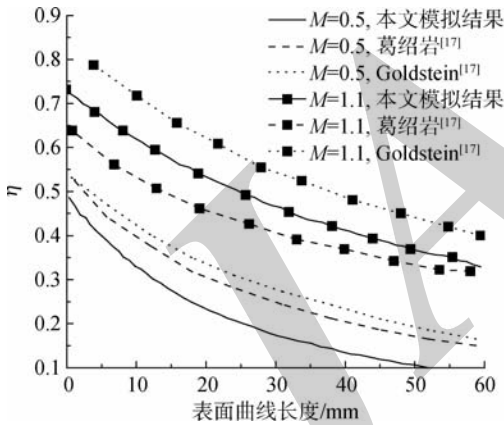


图 4 本文模拟结果与气膜冷却经验公式的对比验证
Fig. 4 Comparison validation between film cooling experienced formula and simulation results in this paper

1.3 水滴撞击算法

在水滴撞击模拟的欧拉法框架中,将水滴视作连续相,用水滴体积分数场来表达流场中液态水的分布,据此建立水滴场的连续性方程和动量方程,即可求解得到全流场液态水滴分布特征,包括水滴的体积分数和速度.

1.3.1 控制方程

本文水滴撞击算法基本假设如下:

1) 不考虑水滴与空气之间传热和水滴相变;

2) 忽略水滴对空气流场影响,采用基于雷诺平均的二维稳态计算水滴场和空气场,仅考虑空气对水滴阻力;

3) 水滴运动过程中保持球形,无变形、破碎、聚合,水滴撞击壁面后立即附着,无飞溅.

首先,定义液态水体积分数如下:

$$\varphi = \varphi_0 / \varphi_\infty \quad (6)$$

其中 φ_0 为当地水滴相体积分数; φ_∞ 为来流水滴相体积分数,是远场来流空气中液态水质量浓度 ρ_{lwc} 与液态水密度之比.

其次,建立水滴相质量守恒和动量守恒方程如下:

$$\begin{cases} \nabla \cdot (\varphi \bar{\mathbf{u}}) = 0 \\ \nabla \cdot (\varphi \mathbf{u} \bar{\mathbf{u}}) = \frac{C_d Re_d}{24} \cdot \frac{1}{K} \varphi (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}) \\ \nabla \cdot (\varphi \mathbf{v} \bar{\mathbf{u}}) = \frac{C_d Re_d}{24} \cdot \frac{1}{K} \varphi (\mathbf{v}_a - \mathbf{v}) \end{cases} \quad (7)$$

式中 $\mathbf{u}$ 为水滴速度, $\bar{\mathbf{u}}$ 为无量纲水滴速度(参考值为远前方来流速度 U_∞), ρ 分别为水滴密度, d 为水滴直径.

水滴阻力系数 C_d 计算式

$$C_d = \begin{cases} \frac{24}{Re_d} (1 + 0.15 Re_d^{0.687}) & Re_d \leq 1300 \\ 0.4 & Re_d > 1300 \end{cases} \quad (8)$$

水滴雷诺数 Re_d

$$Re_d = \rho_a |\mathbf{u}_a - \mathbf{u}| U_\infty d / \mu_a \quad (9)$$

水滴惯性系数 K

$$K = \rho d^2 / (18 \mu_a) \quad (10)$$

局部水收集系数 β 可由式(11)计算得到

$$\beta = -\varphi (\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}) / U_\infty \quad (11)$$

其中 $\mathbf{n}$ 为壁面法向量(指向外流场为正).

本文基于 Fluent 软件平台采用自定义变量的方法求解式(7),编写了对应的用户自定义函数.外部来流边界条件为 $\varphi=1$, $|\mathbf{u}|=U_\infty$,内部热气流边界及各壁面上有 $\varphi=0$, $|\mathbf{u}|=0$.此外,根据前述假设 3),撞击到翼面的水滴会立刻附着,则求解上述控制方程时需要保证边界上 $\mathbf{u} \cdot \mathbf{n}$ 不得为负值.

1.3.2 算例验证

选择了经典文献[19]中关于 NACA 0012 翼型水滴撞击实验数据验证了本文算法,如图 5 所示,本文算法很好地预测了局部水撞击特性的分布、峰值和撞击极限.算法的更多验证和应用可参考文献[20].

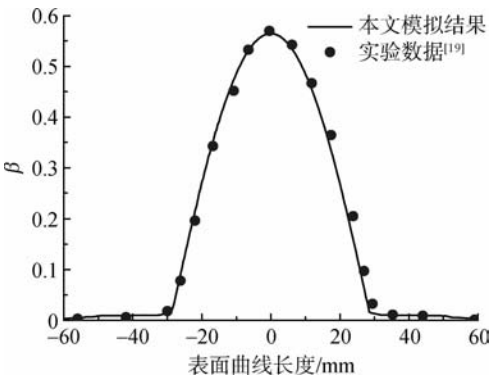


图 5 本文模拟结果与 NACA 0012 翼型局部水收集系数实验值的对比

Fig. 5 Comparison of NACA 0012 airfoil local collection efficiency between experiment data and results in this paper

2 结果与分析

本文深入分析了单一水滴直径(20 μm)条件下,结构参数和射流参数对水滴撞击特性的影响.首先给出了典型工况(M=0.5)下水滴数值模拟结果,对 4 种气膜缝结构的局部水收集系数 β 进行定量分析,再进一步研究了吹风比和结构特征对水滴撞击特性的影响规律,包括最大局部水收集系数和撞击极限等.

2.1 4 种结构的水滴撞击数值模拟结果对比

图 6 为 M=0.5 下 4 种气膜缝结构的空气合速度(V)云图,图中黑线为水滴运动轨迹线,各结构水滴运动初始点一致.从图 6 可以看到,与无气膜缝情况相比,不同的气膜缝结构下射流均对外流场造成很大扰动,尤其是射流孔附近流场,气流沿热射流方向有一定加速.

图 7 给出了壁面局部水收集系数 β 分布曲线,对比了 M=0.5 下 4 种不同气膜缝角度和无气膜缝结构的计算结果.图中原点为支板前缘驻点,图 7(b)和图 7(c)中横轴上双叉线段代表 4 种结构气膜缝位置.

根据图 7 可见

1) 无气膜缝结构在沿壁面约 5 mm 后,受支板自身外形结构影响,局部水收集系数骤降至 0.1 以下,并在沿支板壁面 47 mm 处达到水滴撞击极限;

2) 支板前缘壁面区域(0~5 mm)的局部水收集系数 β 随气膜缝角度减小而逐渐减小,如图 7(b)所示,4 种结构的平均局部水收集系数与无气膜缝结构相比分别下降了 82%,8%,1% 和

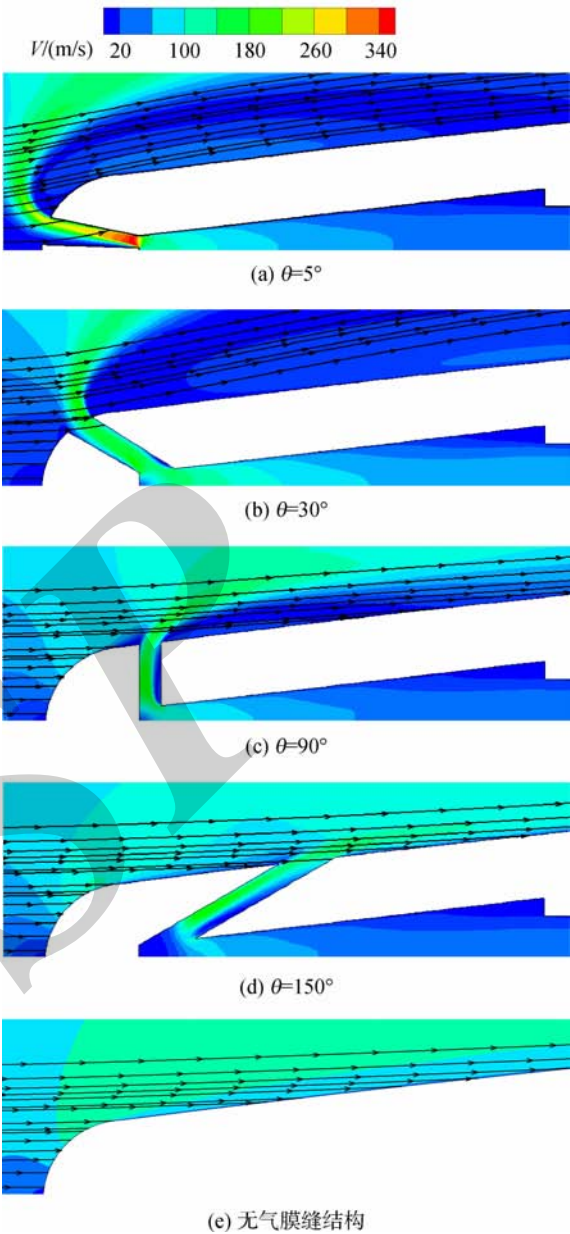
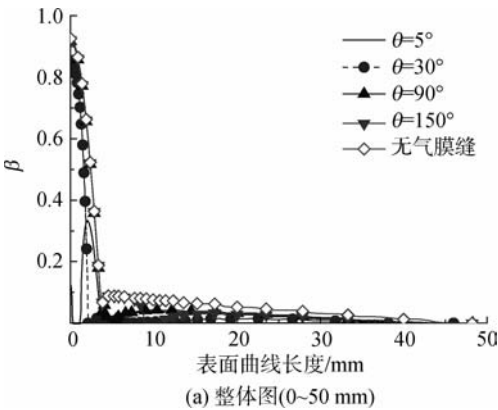


图 6 射流对水滴撞击轨迹的影响(M=0.5)
Fig. 6 Effect of jet on droplet impingement track (M=0.5)



(a) 整体图(0~50 mm)

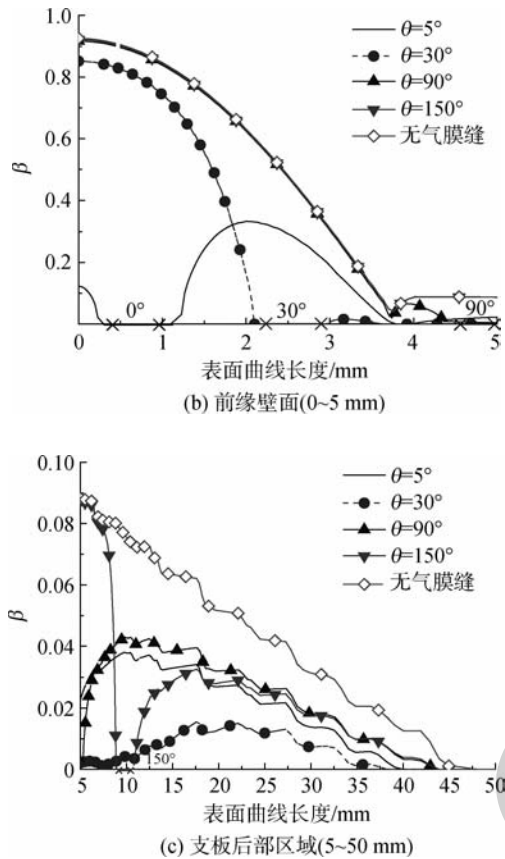


图 7 4 种结构的壁面局部水收集系数($M=0.5$)
Fig. 7 Local collection efficiency on wall of four structures ($M=0.5$)

0.5%。可见,射流出流角度和出口位置是重要的影响因素。从图 6 可以看到,气膜缝角度为 5° 和 30° 结构射流出口位置靠前,与主流速度夹角大,前缘流场改变剧烈,使水滴获得较大向上的速度,偏离流线,撞击到前缘的水滴量明显减少;气膜缝角度为 90° 和气膜缝角度为 150° 结构射流出口位置靠后,与主流夹角较小,射流一经流出就迅速被主流向壁面压制,故只对近壁面小范围的水滴运动轨迹有影响,对前缘流场几乎没有扰动。需要注意的一点是,在前缘驻点附近($0\sim 2$ mm),气膜缝角度为 5° 结构的 β 比气膜缝角度为 30° 结构的小,但在前缘气膜缝周围($2\sim 5$ mm),结果相反。原因在于气膜缝角度为 5° 结构的射流一部分在前缘驻点附近与主流掺混,一部分被主流压制向下游偏转,而气膜缝角度为 30° 结构的射流大部分直接向下游偏转,对前缘驻点附近的水滴轨迹影响不如气膜缝角度为 5° 结构明显,但在缝后却对水滴偏转影响很大,使得该区域 β 接近于 0,同时也降低了支板后部区域的撞击水滴量;

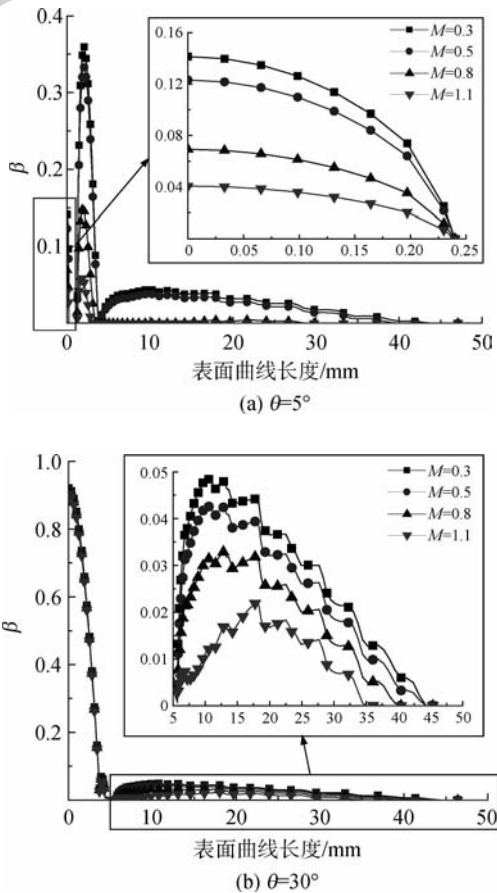
3) 支板后部区域($5\sim 50$ mm)局部水收集系数 β 均先增大,再逐渐减小并达到撞击极限,如图

7(c)所示。与无气膜缝结构相比,4 种结构的平均局部水收集系数分别下降了 62%,90%,59%和 44%,但撞击极限差异不大,均比无气膜缝情况减小约 5%。对于 4 种结构来说,在气膜缝后,射流沿下游不断与主流掺混,对水滴的向上吹袭作用变小, β 逐渐增加。气膜缝角度为 90° 和气膜缝角度为 150° 结构射流虽然没有与主流掺混的较大动量损失,但由于贴壁性强,对水滴运动轨迹影响仍小于气膜缝角度为 5° 和气膜缝角度为 30° 结构。在 $M=0.5$ 时,撞击极限主要受支板自身结构影响,与气膜缝角度关系不大。

2.2 吹风比对局部水收集系数分布的影响

为定量评估射流流量大小对水滴撞击特性的影响,图 8 进一步给出了 4 种结构在不同吹风比下($M=0.3, 0.5, 0.8, 1.1$)的局部水收集系数 β 分布特征。

分析图 8 发现,在 $M=0.3\sim 1.1$ 的范围内,随着吹风比的增大,各结构的局部水滴撞击率分布特征非常类似,但在同一位置的局部水收集系数均逐渐减小,撞击极限亦减小,原因在于吹风比增大使得射流流量和速度均增大,对水滴的吹袭作用增强,但是,其影响程度则与气膜缝结构特征



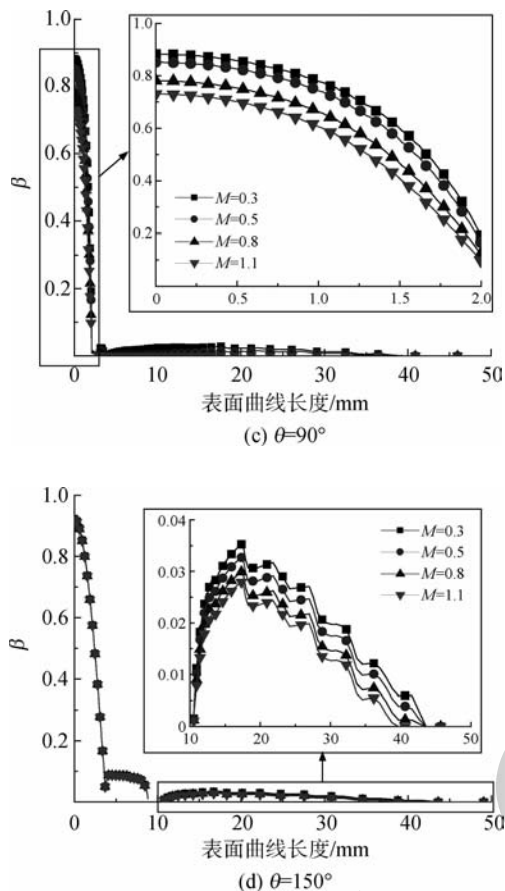


图 8 不同吹风比下的局部水收集系数
Fig. 8 Local collection efficiency in different blowing ratios

密切相关,在射流与主流掺混强烈的区域,水滴撞击特性受吹风比影响越明显,例如,气膜缝角度为 5°和 30°结构的支板前缘.反之,影响则越弱,例如气膜缝角度为 90°和 150°结构的支板前缘的水滴撞击特性基本不随吹风比变化而改变,原因在于这两种结构的前缘流场受热气流吹袭影响很小.类似地,对于支板后部区域,由于热气射流在支板后部已被主气流所掺混,虽然与没有气膜缝情况相比水滴撞击率下降明显,但是增大吹风比则影响不明显.由此可见,支板壁面局部水收集系数大小及分布同时受气膜缝角度和吹风比的影响.

2.3 前缘驻点最大局部水收集系数

前缘驻点是支板防冰的重点区域,为此进一步研究了气膜缝角度和吹风比对前缘最大局部水收集系数 $\beta_{\max,le}$ 的影响.

定义最大局部水收集系数 $\bar{\beta}_{\max}$

$$\bar{\beta}_{\max} = \beta_{\max,le} / \beta_{\max,nohole} \tag{12}$$

其中 $\beta_{\max,nohole}$ 为无气膜缝情况下前缘最大局部水收集系数.

图 9 为 4 种结构在不同吹风比下的对比结

果,可以发现给定吹风比情况下,随着气膜缝角度减小,也就是开孔位置前移, $\bar{\beta}_{\max}$ 显著减小;而对于特定结构,吹风比的影响有所不同,开孔位置靠前时, $\bar{\beta}_{\max}$ 基本上呈线性下降,而开孔角度向后时,影响相对很小.

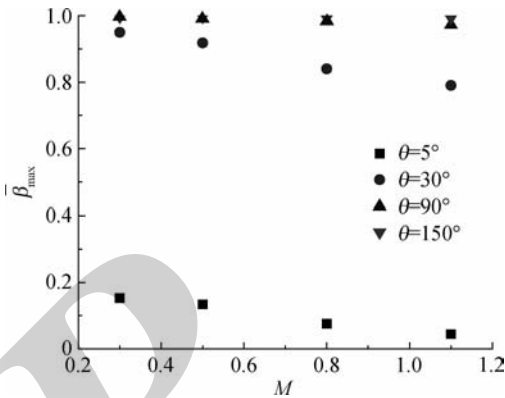


图 9 4 种吹风比下的最大局部水收集系数对比
Fig. 9 Comparison of maximum local collection efficiency in four blowing ratios

2.4 吹风比对气膜缝角度为 5°结构水滴撞击特性的影响

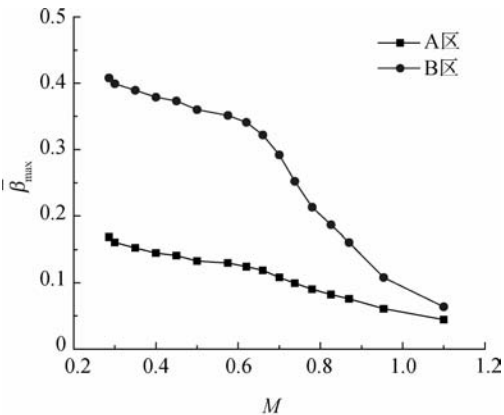
由图 9 可见,气膜缝角度为 5°结构的水滴撞击特性受吹风比影响最显著,是对前缘而言最有利的防冰结构.从图 8(a)还可以发现,局部水收集系数分布沿支板表面曲线呈现出了不同的规律.为此,进一步扩展了吹风比范围,深入研究了这 3 段的水滴撞击特点. A 区:前缘驻点,即两气膜缝间区域(0~0.5 mm); B 区:前缘气膜缝后区域(0.5~5 mm),局部水收集系数呈现了相似的分布规律,但是峰值不同; C 区:支板后部区域,当吹风比增大到一定程度时,水滴会被完全吹除.

图 10 分别给出了 A 区和 B 区的最大局部水收集系数 $\bar{\beta}_{\max}$ 和 C 区的无量纲水滴撞击极限 $\bar{S}$ 与吹风比的关系(参考值为无气膜缝情况下的最大局部水收集系数和撞击极限).

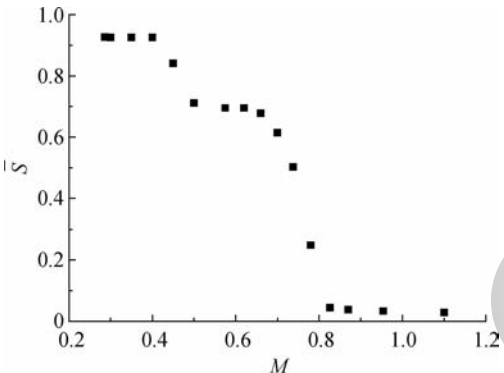
由图 10 分析发现

1) 吹风比对前缘两个区域的最大局部水收集系数 $\bar{\beta}_{\max}$ 影响规律一致,均随吹风比的增大, $\bar{\beta}_{\max}$ 减小.观察还发现,当吹风比增大到 0.6 后,气膜缝后 $\bar{\beta}_{\max}$ 的减小趋势明显变快,存在一个明显的折点.

在气膜缝后会形成射流涡,如图 11 所示,图中黑线为气流流线,圆圈为各吹风比下达到最大局部水收集系数的位置,该位置主要由支板自身



(a) 最大局部水收集系数



(b) 无量纲水滴撞击范围

图 10 吹风比与最大局部水收集系数、无量纲撞击极限的关系($\theta=5^\circ$)

Fig. 10 Relationship between blowing ratio and maximum local collection efficiency, dimensionless impingement limitation ($\theta=5^\circ$)

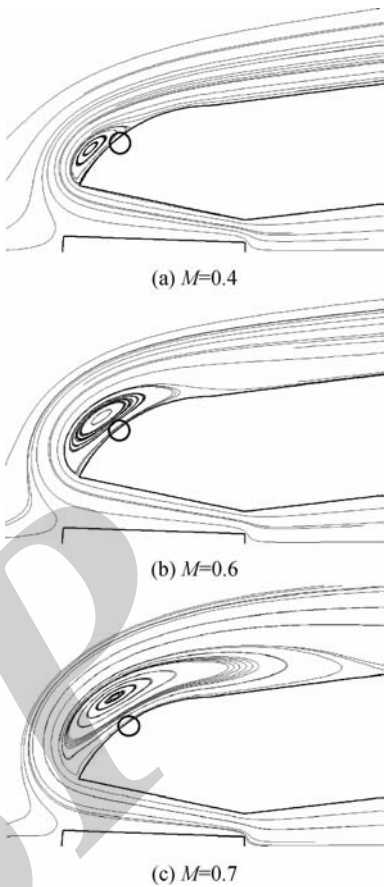


图 11 3 种吹风比下的射流涡示意图($\theta=5^\circ$)
Fig. 11 Diagram of jet vortex in three blowing ratios ($\theta=5^\circ$)

3 结 论

本文对发动机支板冲击-热气膜复合防冰腔进行热气膜水滴撞击数值计算,发展的流场和水滴撞击特性数值模拟工具能够较好地评估结构参数和气流参数的影响,有助于在设计阶段快速了解参数影响规律,具体结论如下:

- 1) 气膜缝会影响水滴运动轨迹,水滴受吹袭而远离壁面,射流出流角度和出口位置是重要的结构影响参数,吹风比是重要的气流影响参数.
- 2) 在任一吹风比下,对于 4 种支板结构,随着气膜缝角度增大,平均局部水收集系数和驻点最大局部水收集系数依次递增.
- 3) 吹风比越大,局部水收集系数越小,越快达到撞击极限.射流与主流夹角越大,影响越明显.
- 4) 气膜缝角度为 5° 结构的水滴撞击特性受速度影响最显著,且支板壁面不同区域的局部水收集系数分布有不同的变化规律.气膜缝后射流涡会影响气膜缝后最大局部水收集系数.

结构决定,受吹风比影响不大.射流涡回卷将减弱主流加速,阻碍水滴运动,使得水滴撞击位置整体向前移动小量距离.吹风比越大,射流涡能量以及覆盖范围越大,对水滴轨迹影响越大. β_{max} 的大小受到该射流涡的影响,当吹风比大于 0.6 时,射流涡核心到达圆圈位置,该位置附近的水滴不仅受到气膜沿气流方向的直接吹袭,还受到射流涡的向上抬卷作用, β_{max} 的减小变快.

2) 对于支板后部区域撞击范围,吹风比越大,无量纲撞击极限越小,并且存在 3 段“稳定区”.当吹风比较小时($M=0.2\sim0.5$),射流仅对前缘气膜缝周围的部分水滴有吹袭作用,对支板后部几乎没有影响;吹风比增大一些时($M=0.5\sim0.8$),射流对前缘气膜缝后的水滴运动影响增大,能较快达到撞击极限;当吹风比增大到一定值($M>0.8$)后,由于射流速度很大,在支板后部形成“遮蔽区”,几乎没有水滴撞击到该区域(如图 7(a)所示).

本文研究初步揭示了气膜缝结构和气流参数对水滴撞击的影响规律及部分定量关系,能为发动机热气膜防冰系统设计和防冰腔结构优化提供参考。未来将进一步就该模型水滴撞击问题的其他方面进行深入研究,包括耦合水滴蒸发传热对壁面温度及热载荷的影响,不同直径水滴的撞击特性以及三维支板展向的水滴撞击特性等。

参考文献:

- [1] Thomas S K, Cassoni R P. Aircraft anti-icing and de-icing techniques and modeling[J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(5): 841-854.
- [2] 李云单, 陆海鹰, 朱惠人. 航空发动机热气防冰结构的冲击换热特性研究[J]. *航空发动机*, 2011, 37(5): 16-20, 52. LI Yundan, LU Haiying, ZHU Huiren. Study of impacting heat transfer characteristics for aeroengine heat anti-icing structure[J]. *Aeroengine*, 2011, 37(5): 16-20, 52. (in Chinese)
- [3] Fenot M, Dorignaca E, Vulliermea J J. An experimental study on hot round jets impinging a concave surface[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2008, 29(4): 945-956.
- [4] Metzger D E, Baltzer R T, Jenkins C W. Impingement cooling performance in gas turbine airfoils including effects of leading edge sharpness[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1972, 94(3): 219-225.
- [5] 周雷声, 朱惠人, 许都纯, 等. 带射流收缩通道内部换热特性数值模拟[J]. *机械设计与制造*, 2011(6): 230-232. ZHOU Leisheng, ZHU Huiren, XU Duchun, et al. Numerical simulation on internal heat transfer of an contraction channel with jets impingement[J]. *Machinery Design and Manufacture*, 2011(6): 230-232. (in Chinese)
- [6] Kadotani K, Goldstein R J. On the nature of jet entering a turbulent flow; Part B film cooling performance[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1979, 101(3): 466-470.
- [7] Schwarz S G, Goldstein R J. The two-dimensional behavior of film cooling jets on concave surfaces[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1989, 111(2): 124-130.
- [8] 戴萍, 林枫. 涡轮叶片前缘气膜冷却数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(3): 519-525. DAI Ping, LIN Feng. Numerical simulation of film cooling in leading edge of turbine blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(3): 519-525. (in Chinese)
- [9] Rozati A, Tafti D K. Large eddy simulation of leading edge film cooling; Part II heat transfer and effect of blowing ratio[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(4): 567-575.
- [10] Goldstein R J. Film cooling[J]. *Advances in Heat Transfer*, 1971, 7(1): 321-379.
- [11] Patankar S V, Rastogi A K, Whitelaw J H. The effectiveness of three-dimensional film-cooling slots; II predictions[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1973, 16(9): 1673-1681.
- [12] Crawford M E, Kays W M, Moffat R J. Full-coverage film cooling; Part II heat transfer data and numerical simulation[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1980, 102(4): 1006-1013.
- [13] Silva G A L, Silveiras O M, Zerbini E J G J. Numerical simulation of airfoil thermal anti-ice operation; Part 2 implementation and results[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(2): 636-640.
- [14] 杨军, 郭文, 娄德仓. 发动机防冰支板水滴撞击特性的数值研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2011, 24(1): 19-24. YANG Jun, GUO Wen, LOU Decang. Numerical analysis of trajectories of water droplets on the anti-icing vane of an engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2011, 24(1): 19-14. (in Chinese)
- [15] 马辉, 陈维建, 孟繁鑫, 等. 发动机导向叶片热气防冰腔结构改进[J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 45(1): 70-74. MA Hui, CHEN Weijian, MENG Fanxin, et al. Improvement of hot-air anti-icing structure of engine inlet vane[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 45(1): 70-74. (in Chinese)
- [16] Ogretim E O, Huebsch W W, Narramore J, et al. Investigation of relative humidity and induced-vortex effects on aircraft icing[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(6): 1805-1814.
- [17] 徐国强. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 177-178.
- [18] Coletti F, Elkins J C, Eaton J K. An inclined jet in cross-flow under the effect of streamwise pressure gradients[J]. *Experiments in Fluids*, 2013, 54(3): 848-869.
- [19] Al-Khalil K M, Miller D, Wright W B. Validation of NASA thermal ice protection computer codes; III the validation of ANTICE[R]. AIAA 97-0051, 1997.
- [20] Yu C, Ke P, Yu G, et al. Investigation of water impingement on a multi-element high-lift airfoil by Lagrangian and Eulerian approach[J]. *Propulsion and Power Research*, 2015, 4(3): 161-168.

(编辑: 陈 越)