

S 型进气道沿程结冰参数变化的数值模拟

胡娅萍¹, 庞黎刚^{1,2}, 吉洪湖¹, 曹广州¹, 冯晓星^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108)

摘 要: 采用欧拉-欧拉法, 对低来流马赫数和大气结冰条件下 S 型进气道沿程的空气-过冷水滴两相流场进行了数值计算, 获得了进气道沿程和出口面上结冰参数的分布和变化特征. 计算结果表明: 当来流马赫数从 0.1 增加到 0.5 时, 进气道入口处附近相对于来流的气动降温从 6 K 增大到 17 K 左右, 进气道出口面上的温度畸变指数逐渐增大, 液态水含量畸变指数先急剧增大后缓慢减小, 在研究范围内来流马赫数为 0.2 时液态水含量畸变值达到最大.

关 键 词: S 型进气道; 结冰参数; 两相流; 数值模拟; 畸变指数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical simulation of icing parameters along S-shaped intake

HU Ya-ping¹, PANG Li-gang^{1,2}, JI Hong-hu¹,

CAO Guang-zhou¹, FENG Xiao-xing^{1,2}

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 201108, China)

Abstract: Under atmospheric icing conditions and at low incoming flow Mach number, a two-phase flow field of air and super-cooled water droplets along S-shaped intake was numerically simulated with the Euler-Euler method. The distributions of the icing parameters along the S-shaped intake and on the outlet surface were studied. The results show that with the increase of incoming flow Mach number from 0.1 to 0.5, air temperature drop relative to the incoming flow near the entrance increases from 6 K to about 17 K; the distortion index of temperature on the outlet increases gradually, while the distortion index of liquid water content increases rapidly at first and then decreases slowly with the maximum value at incoming flow Mach number of 0.2.

Key words: S-shaped intake; icing parameters; two-phase flow; numerical simulation; distortion index

飞机在低温大气云层中飞行时, 在特定的条件下, 发动机进口整流罩、支板和导流叶片等部件会发生结冰现象. 这些部件结冰的危害很大, 轻则会使发动机的推力下降, 重则威胁到飞机的飞行安全^[1].

国内外对机翼、风挡等飞机部件迎风表面的

过冷水滴撞击特性、结冰和防/除冰等方面已经开展了大量的研究, 但对发动机进口的结冰研究还是以水滴撞击特性计算为主^[2-7], 目前可检索到的真正结冰模拟的公开文献不多, 一般都针对单纯的进气道唇口或支板和导流叶片等部件开展研究, 而且大多将这些部件处理为翼型进行数值模

拟,如 Eberhardt 等^[8]用 BUWICE 软件计算了两种流量条件下发动机进口二维翼型叶片表面的结冰情况,采用 NACA0012 翼型作为叶片模型,结果表明 BUWICE 软件的计算结果比 LEWICE 软件的计算结果更接近试验数据. Lee 等^[9]预测了发动机静子叶片上的结冰过程,采用的是一种将冰生长与压力系数和水收集系数分布耦合的计算方法. Das 等^[10-11]采用数值模拟方法对大涵道比涡扇发动机转子叶片上的结冰进行了参数化的研究,其中过冷水滴流动采用拉格朗日法求解,结冰模拟采用 LEWICE 软件,结果表明在转子叶片的压力面前缘靠近叶根处结冰量最大,而且结冰量随着转速和温度的下降而增大.

影响发动机进口部件结冰的主要参数有发动机进口截面气流温度、液态水含量(单位体积空气含有的水滴质量)、气流速度和过冷水滴直径等,这些参数被称为结冰参数.目前国内外对发动机进口部件结冰和防/除冰的研究几乎全是直接将大气环境中的结冰参数分布直接应用到发动机进口截面上作为边界条件,忽略了结冰参数在进气道中可能发生的变化,所以会造成一定的误差.尤其在非规则的异型进气道如 S 型进气道中误差会更大^[12-16],因此对进气道沿程结冰参数的变化进行研究是十分必要的.

本文采用欧拉-欧拉法,对低来流马赫数和大气结冰条件下 S 型进气道沿程的空气-过冷水滴两相流场进行了数值计算,获得了进气道沿程和出口面上气流温度、速度、液态水含量等结冰参数的分布和变化特征.本文的研究可为进气道和发动机进口部件的结冰、防/除冰模拟及防/除冰系统的设计与验证提供依据.

1 计算方法

1.1 基本假设

结冰问题的空气-过冷水滴两相流中,过冷水滴的含量非常低(体积分数一般为 10^{-6} 量级),因此非常稀疏.根据空气-过冷水滴稀疏两相流的特性,可对其进行以下简化假设^[17]:

1) 假设过冷水滴均以规则的球形存在,而且尺寸相同,其直径等于平均有效直径.

2) 假设水滴在运动中不发生破裂分解与碰撞结合,撞击到壁面后即完全附着于壁面.

3) 假设水滴在运动中不发生蒸发,气态水也不凝结,即不考虑空气/水滴两相间的质量交换和能量交换.

4) 不考虑水滴相在运动中的能量传递,故水滴温度一直等于环境温度.

目前,在空气-过冷水滴两相流的模拟^[17-21]中,除了直径超过 $50\mu\text{m}$ 的大水滴,均采用以上假设进行合理的简化.

由上述假设可知,水滴在运动中其直径保持平均有效直径不变,故本文的研究中并不考虑水滴直径在进气道沿程的变化.

1.2 控制方程

采用商业计算流体力学软件 CFX 并运用欧拉-欧拉法对空气-过冷水滴两相流场进行数值模拟,其中空气相和过冷水滴相都被视为连续介质,其控制方程如下:

空气相和水滴相的连续方程为

$$\frac{\partial(\varphi_\gamma \rho_\gamma U_{\gamma j})}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

式中下标 γ 代表不同的相, $\gamma=a$ 和 $\gamma=w$ 分别代表空气相和水滴相, ρ 是流体密度, U 是各相的时均速度, φ 是各相的体积分数,两相的体积分数满足

$$\varphi_a + \varphi_w = 1 \quad (2)$$

两相的动量方程为

$$\frac{\partial(\varphi_\gamma \rho_\gamma U_{\gamma j})}{\partial x_j} = -\varphi_\gamma \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_\gamma (\mu_\gamma + \mu_{t\gamma}) \left(\frac{\partial U_{\gamma i}}{\partial x_j} + \frac{\partial U_{\gamma j}}{\partial x_i} \right) \right] + M_{\gamma i} \quad (3)$$

式中 p 是压力, μ_γ 与 $\mu_{t\gamma}$ 分别是 γ 相的分子黏度与湍流黏度, $M_{\gamma i}$ 是 γ 相受到的另一相对它的拖曳力在 i 方向上的分量.水滴相受到空气相的拖曳力在 i 方向的分量为

$$M_{wi} = \frac{3}{4} \varphi_w \frac{C_d}{d} \frac{\mu_a}{d} Re_w (U_{ai} - U_{wi}) \quad (4)$$

其中 d 是过冷水滴的平均有效直径, Re_w 为相对运动雷诺数

$$Re_w = \frac{\rho_a |U_a - U_w| d}{\mu_a} \quad (5)$$

其中 U_a 和 U_w 分别是当地空气相和水滴相的平均速度矢量, C_d 是相间拖曳力系数,即

$$C_d = \max \left[\frac{24}{Re_w} (1 + 0.15 Re_w^{0.687}), 0.44 \right] \quad (6)$$

空气相受到的水滴相的拖曳力在 i 方向的分量为

$$M_{ai} = -M_{wi} \quad (7)$$

由 1.1 节的第 3) 条与第 4) 条假设,可不考虑水滴相的能量方程,故能量方程只针对空气相

$$\frac{\partial(\varphi_a \rho_a U_{aj} T_a)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\varphi_a \left(\frac{\mu_a}{Pr_a} + \frac{\mu_{ta}}{Pr_{ta}} \right) \frac{\partial T_a}{\partial x_j} \right] \quad (8)$$

其中 T_a 是空气相的温度, Pr_a 和 Pr_{ta} 分别是空气相的分子普朗特数和湍流普朗特数。

如式(3)所示, 两相均采用涡黏性假设求解动量方程中的雷诺应力。在 CFX 软件中, 对于稀疏气液两相流的湍流模拟, 通常连续气相采用两方程模型, 离散液相采用零方程模型^[22]。因此, 本文空气相的湍流黏度 μ_a 采用标准 $k-\epsilon$ 模型求解, 其求解方法与单相流相同, 此处不再赘述; 水滴相的湍流黏度 μ_w 采用零方程模型即以下代数公式确定:

$$\mu_w = \frac{\rho_w}{\rho_a} \cdot \frac{\mu_a}{\sigma} \quad (9)$$

式中 σ 为空气湍流黏度与水滴湍流黏度的关联参数, 本文取 $\sigma=1$ 。

2 物理模型

本文的研究对象为 S 型进气道模型, 进气道进口面为一双斜切面, 通道的横截面在进口近似为平行四边形, 并且经过两次弯曲过渡到出口圆形截面。如图 1 所示。

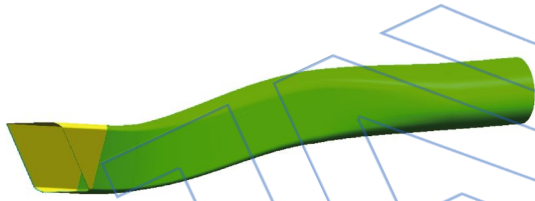


图 1 S 型进气道模型

Fig. 1 S-Shaped intake model

3 计算域及边界条件

本文的计算域为围绕 S 型进气道的一个长方体, 如图 2 所示, 其进口面距进气道入口面的距离为 $10D$ (D 为进气道出口面直径), 计算域的出口面设置在进气道出口面上, 长方体计算域的宽和高都为 $10D$ 。

本文在 0° 攻角、 0° 侧滑角条件下分别计算了来流马赫数为 $0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5$ 五种条件下

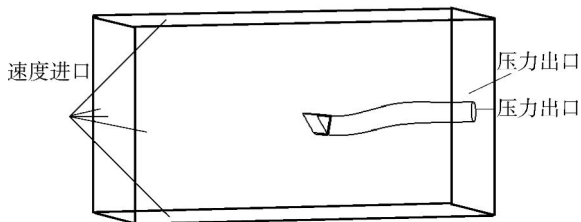


图 2 计算域与边界条件

Fig. 2 Computational region and boundary conditions

结冰参数在进气道内沿程的变化。进气道外部为典型的大气结冰条件, 其中过冷水滴平均有效直径 $d=20 \mu\text{m}$, 液态水含量 $C_{lw}=2 \text{ g/m}^3$, 空气和过冷水滴的温度均为 $T_\infty=263 \text{ K}$ 。

整个计算域除出口(图 2 中右侧面)外的其他 5 个表面对空气和过冷水滴都设为速度进口边界, 速度值根据来流马赫数 ($Ma=0.1 \sim 0.5$) 设定, 温度和两相的体积分数(水滴的体积分数即为液态水含量与水滴密度之比值)根据大气结冰条件确定; 进气道外流体域的出口面设为压力出口边界, 其压力值取为一个大气压(约为 $1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$); 进气道的出口也设置为压力出口, 压力值根据其总压恢复系数的经验值设定。

进气道壁面对空气设定为速度无滑移条件, 处理方法与传统单相流相同; 对于过冷水滴, Silveira 等^[18]、张强等^[22]提出可穿透型壁面边界模拟水滴撞击壁面, 这在一定程度上改善了壁面附近水滴速度梯度的模拟, 但反而使壁面上的水滴速度不为零, 并不符合真实物理情况。考虑到欧拉法将过冷水滴处理为连续介质, 并不关注单个水滴的运动, 而且曹广州等^[17,23]已证实当水滴在壁面上采用速度无滑移假设时, 获得的水滴撞击特性与试验结果符合较好, 满足结冰模拟的需求, 因此本文研究中进气道壁面对过冷水滴也处理为无滑移边界。对于传热计算, 进气道壁面对空气和过冷水滴均设为绝热边界条件。

4 计算网格

为了提高计算精度和计算效率, 整个计算域都采用结构化的网格划分。对流场和温度场参数变化梯度较大的区域如进气道壁面附近进行局部网格加密, 而进气道外部流场区域网格则较稀疏。网格单元总数约为 67 万。图 3 给出了计算域网格, 图 4 为进气道网格。

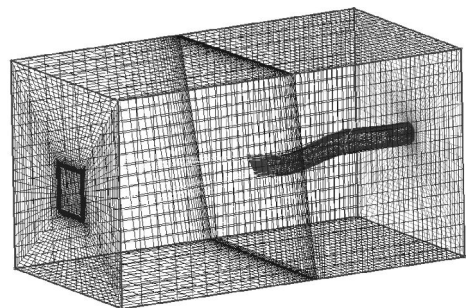


图 3 计算域网格

Fig. 3 Grid of computational region

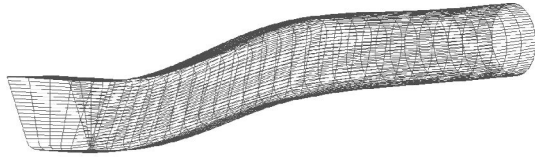


图 4 进气道网格

Fig. 4 Grid of intake

5 计算结果与分析

受进气道中双 S 型流道的影响,进气道出口面上液态水含量、总压、空气温度等参数的分布是非均匀的.为了度量这种非均匀度,本文参照进气道出口面总压和温度畸变指数的定义方法对表征液态水含量不均匀分布的畸变指数进行如下定义:

$$D(C_{lw}) = \frac{C_{lw,av} - C_{lw,min\theta_{cr}}}{C_{lw,av}} \quad (10)$$

该式与总压畸变指数和温度畸变指数可统一写为以下形式:

$$D(\psi) = \frac{\psi_{av} - \psi_{min\theta_{cr}}}{\psi_{av}} \quad (11)$$

式中 ψ 可以是液态水含量 C_{lw} 、总压 p_t 和空气温度 T_a .对进气道出口圆截面上沿周向的每个 $\theta_{cr} = 60^\circ$ 的扇形区取 ψ 的平均值,这些平均值中的最小值即为 $\psi_{min\theta_{cr}}$.在本文计算中 $\psi_{min\theta_{cr}}$ 取每相隔 1° 的 360 个 60° 扇区中 ψ 平均值的最小值.在计算每个 $\theta_{cr} = 60^\circ$ 扇区内 ψ 的平均值时不考虑进气道壁面上的 ψ 值.当计算总压畸变指数 $D(p_t)$ 时,式(11)中分母 ψ_{av} 为出口面平均动压 q_{av} .

5.1 进气道内速度沿程变化

图 5 给出了来流马赫数为 0.3 时进气道沿程 8 个截面包括进口和出口面上的空气速度分布.

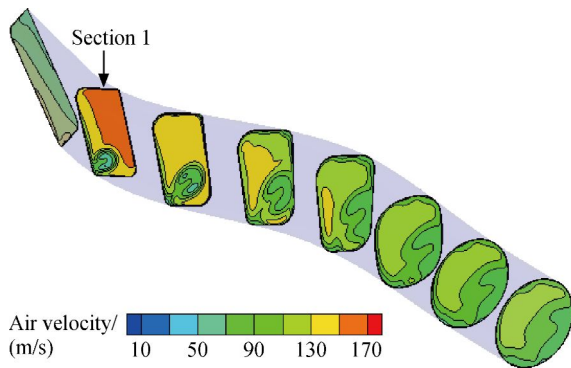
图 5 $Ma=0.3$ 时进气道沿程空气速度分布

Fig. 5 Distribution of air velocity along intake

at $Ma=0.3$

由图可见,在进气道的平行四边形进口面上,速度大小已经不均匀,大致呈狭长带状分布,中部的速度值接近于飞行速度,但下壁面附近的速度增大到 120 m/s 左右;在进口下游截面 1 的左下角出现一个低速区,其值约为 60~90 m/s,截面 1 上其他区域的速度明显高得多,达到 140~160 m/s;再往下游,该低速区范围沿程逐渐向右上方扩大,截面上其他区域的速度值相对减小,至出口面上,速度分布比较均匀,上半部的速度仅比下半部的大 20 m/s 左右.

图 6 给出了相同条件下这 8 个截面上过冷水滴的速度分布.可见,水滴速度的沿程分布和空气基本相同,只是在进气道进口面上速度大小相对均匀,在进口附近下游截面上速度分布的不均匀程度也略微降低.

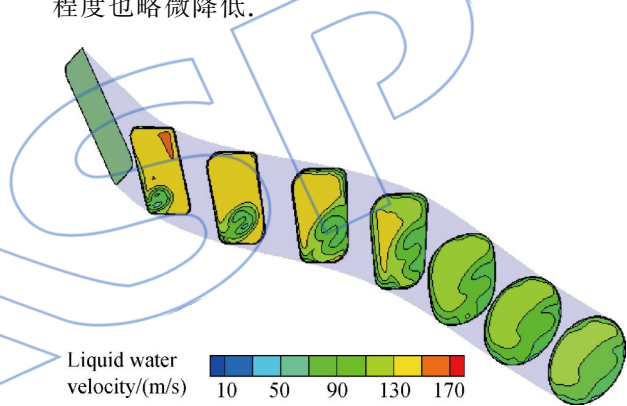
图 6 $Ma=0.3$ 时进气道沿程过冷水滴速度分布Fig. 6 Distribution of super-cooled water droplet velocity along intake at $Ma=0.3$

图 7(a)和图 7(b)为截面 1 上空气和过冷水滴沿此截面法向的速度分布图.从图 7(a)可以看出,除去左下角的小块低速区,截面上其他区域的法向速度都较高,位于右上部的速度值高达 160 m/s 的范围占据了整个截面的一大半.由图 7(b)可以看出,截面 1 右上部水滴法向速度约为 160 m/s 的高速区范围比空气的小得多,大部分区域的速度值约为 140 m/s,故水滴与空气相比,其速度变化存在一定的滞后性,这是由于水滴惯性较空气大所致.图 7(c)为平行于截面 1 的空气速度矢量图.可以看出,对应图 7(a)中低速区的位置,截面上存在一组反向旋转的对涡,其中顺时针方向的旋涡位置靠上,逆时针方向的旋涡位置相对靠下.

当来流马赫数为 0.1, 0.2, 0.4 和 0.5 时,进气道内速度沿程变化的基本特征与来流马赫数为 0.3 时相似,故不再细述.

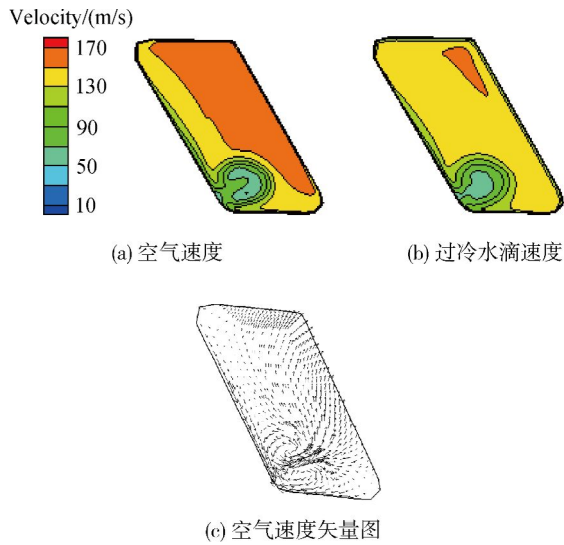


图 7 截面 1 上的速度分布

Fig. 7 Distribution of velocity on section 1

5.2 进气道内空气温度沿程变化

图 8 给出的是来流马赫数为 0.3 时进气道沿程空气温度的分布. 从图中看出, 在进口面上, 温度分布与速度分布类似, 呈狭长带状, 靠近下壁面的温度略有降低; 气流在进入 S 型进气道后, 除去对涡所在区域的温度有所升高, 其他区域的气流温度迅速降低, 在截面 1 上的最低温度比来流温度低 9 K 左右; 然后沿程温度值又呈逐渐升高的趋势, 在出口面上, 上部低温区与下部高温区的温差约为 6 K.

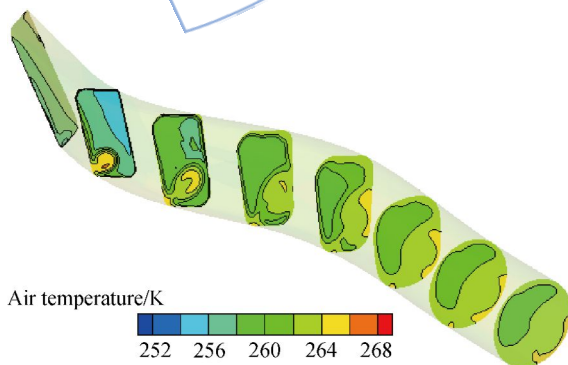
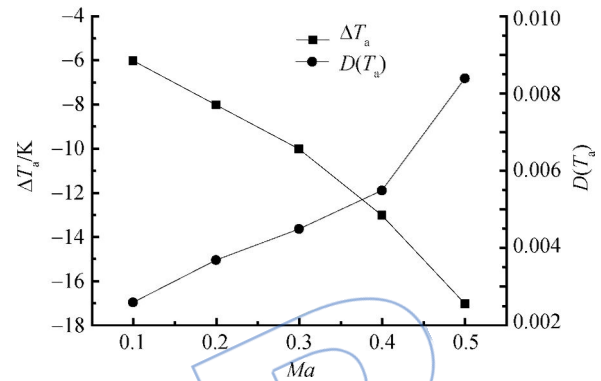
图 8 $Ma=0.3$ 时进气道沿程空气温度分布Fig. 8 Distribution of air temperature along intake at $Ma=0.3$

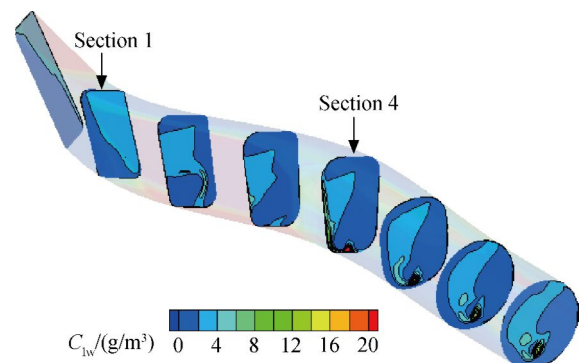
图 9 给出了来流马赫数增大时进气道入口下游截面 1 相对于来流的降温与出口面温度畸变指数的变化. 从图中看出, 气流在流经 S 型进气道入口下游处都存在气动降温现象, 而且随着来流马赫数的增大, 气动降温幅度逐渐增大. 当 Ma 由

0.1 增大到 0.5 时, 气动降温值从 6 K 增大到 17 K 左右. 随着 Ma 的增大, 进气道出口面上空气的温度畸变指数逐渐增大; Ma 从 0.1 增大到 0.4 时, 温度畸变指数的增大较为平缓, Ma 从 0.4 增大到 0.5 时, 温度畸变指数的增大很显著.

图 9 截面 1 的降温与出口面空气温度畸变指数随 Ma 的变化Fig. 9 Temperature drop on section 1 and distortion index of air temperature at outlet versus Ma

5.3 进气道内液态水含量沿程变化

图 10 给出的是来流马赫数为 0.3 时进气道沿程 8 个截面上液态水含量的分布. 从图中可看出, 在进口面上液态水含量分布比较均匀, 其值与外界大气环境中的液态水含量值接近; 在沿程对应低速区的大部分范围内, 液态水含量较低而且分布比较均匀, 而其余区域的液态水含量较高, 尤其是在靠近进气道内弯曲的迎风壁面处, 液态水含量更高, 如截面 1 的右侧边, 又如截面 4 的底部和左侧边, 都是由于内流道凸形弯曲, 形成了高液态水含量区, 特别是在截面 4 的底部, 液态水含量

图 10 $Ma=0.3$ 时进气道沿程液态水含量分布Fig. 10 Distribution of C_w along intake at $Ma=0.3$

比外界增大了 20 倍左右. 水滴的惯性较大, 不会像空气那样一直贴壁流动, 因此在进气道弯曲面下游的背风壁面附近, 会形成极低液态水含量区或无水的遮蔽区, 如图 10 中截面 1 下游截面的右侧贴壁区以及截面 4 下游截面的左侧与底部贴壁区, 液态水含量接近于零. 从截面 4 往下游, 高液态水含量区逐渐脱壁并向流道的中心区域移动.

图 11 给出了来流马赫数为 0.3 时进气道的出口面液态水含量的分布, 可以看到, 高液态水含量区已经转移到出口面的左半部分及右侧壁面区, 其中左半部分存在若干液态水含量及其变化梯度都较大的极值区, 在这些极值区的中心, 液态水含量最高可达 8 g/m^3 左右, 是外界大气环境的 4 倍左右. 在出口面的其他区域, 液态水含量分布较均匀, 其值在 $1 \sim 2 \text{ g/m}^3$, 低于外界大气环境中的含量水平.

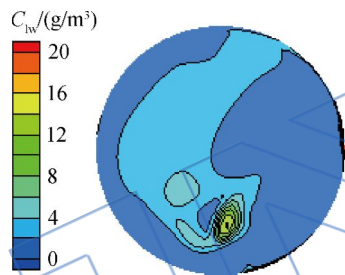


图 11 $Ma=0.3$ 时出口面液态水含量分布
Fig. 11 Distribution of C_{lw} at outlet at $Ma=0.3$

由图 10、图 11 可知, 由于进气道沿程双 S 型内流道的影响以及空气对过冷水滴的作用, 进气道出口面液态水含量分布会很不均匀, 而一些液态水含量很高的过冷水滴密集区会造成发动机进口局部高强度结冰. 因此, 研究并获取进气道沿程包括其出口面上液态水含量等结冰参数的分布对于发动机进口结冰现象的准确模拟以及防冰热量的高效分配和利用是非常重要的.

图 12 是来流马赫数从 0.1 增大到 0.5 时进气道出口面上液态水含量畸变指数的变化趋势. 从图中可看出, $Ma=0.1$ 时, 液态水含量畸变指数值较小, 不到 0.45; 当 Ma 从 0.1 增大到 0.2 时液态水含量畸变指数迅速增大到 0.85 左右; 此后 Ma 再增大, 液态水含量畸变指数开始比较缓慢地减小, 直到 $Ma=0.5$ 时, 液态水含量畸变指数降至约 0.7. 出口面上液态水含量畸变指数随 Ma 增大呈现出的先急剧增大后缓慢减小的这种变化趋势是由于当来流马赫数很小时, 过冷水滴惯性较小, 过冷水滴偏离空气运动的趋势也较低, 造成

进气道沿程双 S 型内流道对其运动的影响较小, 故进气道出口面液态水含量分布较为均匀. 当来流马赫数增大到 0.2 时, 过冷水滴惯性增大, 由于进气道沿程的双 S 型流道的影响增大, 过冷水滴偏离空气运动轨迹的现象表现得很明显, 尤其是在靠近迎风壁面处更为显著, 因此出口面液态水含量分布很不均匀. 但当来流马赫数继续增大时, 不仅过冷水滴偏离空气运动轨迹明显, 且撞击到迎风壁面处的水滴也更多, 导致除壁面以外的出口面上过冷水滴总含量减少, 由于在计算每个 $\theta_{cr}=60^\circ$ 扇区内 ϕ 的平均值时不考虑进气道壁面上的 ϕ 值, 故出口面液态水含量分布有均匀化的趋势.

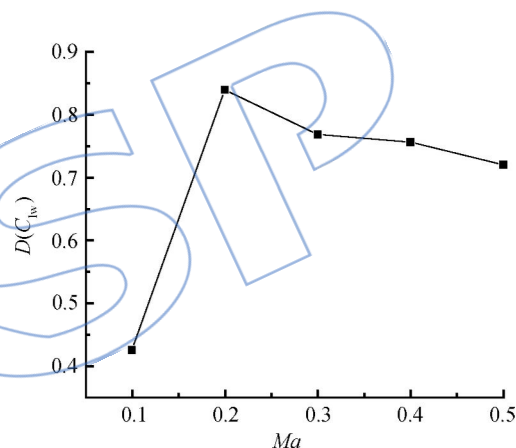


图 12 出口面液态水含量畸变指数
Fig. 12 Distortion index of C_{lw} at outlet

如前文的定义所述, 液态水含量畸变指数 $D(C_{lw})$ 度量了由于进气道影响导致的发动机进口面上液态水含量的不均匀程度, $D(C_{lw})$ 越大, 表明液态水在发动机进口面上周向和径向的含量分布越不均匀. 因此, 即使飞机是在结冰参数分布均匀的云层中飞行, 由于进气道的影响, 发动机进口的结冰也不再是轴对称分布, 而是呈现出三维特征, 不宜采用二维模型进行结冰、防冰模拟.

5.4 进气道的总压变化

图 13 给出的是随来流马赫数的增大, 进气道出口面上总压畸变指数的变化曲线. 由图可看出, Ma 从 0.1 增大到 0.5, 总压畸变指数降低, 当 $Ma>0.2$ 时, 总压畸变指数下降得相对平缓. 这是因为 S 型进气道为超声速进气道, 随着 Ma 的增大, 进气道内的流动越来越接近于设计点状态, 流动损失越小, 流场越趋于平滑, 故出口面上的总压畸变指数越低.

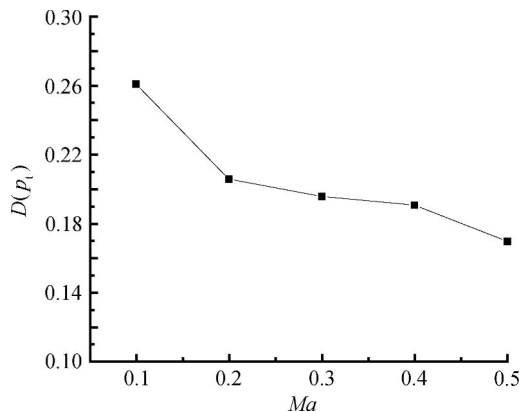


图13 出口面总压畸变指数

Fig. 13 Distortion index of total pressure at outlet

6 结 论

本文采用欧拉-欧拉法对大气结冰条件下S型进气道内空气-过冷水滴的两相流场进行了数值模拟,研究了空气速度、空气温度、液态水含量等结冰参数在进气道沿程的变化以及在进气道出口面上的分布情况,本文主要研究结论如下:

1) 进气道沿程两相流的速度分布不均匀,空气流动在沿程各截面上上部速度较高而下部存在低速对涡区。

2) 当来流马赫数从0.1增大到0.5时,靠近进气道入口的下游截面上的气动降温从6 K增大到17 K左右。

3) 当来流马赫数从0.1增大到0.5时,进气道出口面上的空气温度畸变指数逐渐增大。

4) 进气道沿程液态水含量的分布不均匀,在流道弯曲的迎风面壁面处液态水含量较大而且梯度很大。

5) 当来流马赫数从0.1增大到0.5时,进气道出口面上的液态水含量畸变指数呈现先迅速增大后缓慢减小的变化趋势。在所研究的范围内, $Ma=0.2$ 时液态水含量畸变指数最大。

6) 当来流马赫数从0.1增大到0.5时,进气道出口面上的总压畸变指数逐渐减小。

参考文献:

- [1] 袁燮纲,韩风华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材审编组,1985.
- [2] Al-Khalil K M, Keith T G Jr, De Witt K J. Icing calculations on a typical commercial jet engine inlet nacelle[R]. AIAA 94-0610, 1994.
- [3] Boutanos Z, Bourgault Y, Habashi W G. 3D droplets im-

pingement analysis around an aircraft's nose and cockpit using FENSAP-ICE[R]. AIAA 98-0200, 1998.

- [4] Cals M P, Henry R, Guffond D. Icing simulation in 3D duct: experiments and numerical simulation[R]. AIAA-2000-0233, 2000.
- [5] Hamed A, Das K, Basu D. Numerical simulations of ice droplet trajectories and collection efficiency on aero-engine rotating machinery[R]. AIAA-2005-1248, 2005.
- [6] Venkataramani K S, Mallina R V, Shamara P A, et al. Dynamics of icing in aircraft engines [R]. AIAA-2007-0905, 2007.
- [7] 杨倩,常士楠,袁修干.发动机进气道水滴撞击特性分析[J].北京航空航天大学学报,2002,28(3):362-365.
YANG Qian, CHANG Shinan, YUAN Xiugan. Analysis on droplet trajectories of an engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(3): 362-365. (in Chinese)
- [8] Eberhardt S, Kim B, Ok H. BUWICE: an interactive icing program applied to engine inlets[R]. AIAA 92-3179, 1992.
- [9] Lee S, Loth E, Broeren A. Simulation of icing on a cascade of stator blades[R]. AIAA-2006-0208, 2006.
- [10] Das K. Numerical simulations of icing in turbomachinery [D]. Cincinnati, US: University of Cincinnati, 2006.
- [11] Das K, Hamed A, Basu D. Ice shape prediction for turbofan rotating blades[R]. AIAA-2006-0209, 2006.
- [12] 刘振侠,郭东明,张丽芬,等. S形进气道流场数值模拟[J].航空动力学报,2006,21(6):1064-1068.
LIU Zhenxia, GUO Dongming, ZHANG Lifan, et al. Numerical simulation of flow field for supersonic S-shaped inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 1064-1068. (in Chinese)
- [13] 任楠,姜向禹.短S弯进气道流场数值模拟研究[J].航空发动机,2007,33(4):12-14.
REN Nan, JIANG Xiangyu. Numerical simulation of flow field for short S-shaped intake duct[J]. Aeroengine, 2007, 33(4): 12-14. (in Chinese)
- [14] 郭东明,刘振侠,吴丁毅,等.三维进气道湍流流场数值模拟[J].航空计算技术,2006,36(1):90-93.
GUO Dongming, LIU Zhenxia, WU Dingyi, et al. Numerical simulation of three-dimensional turbulent flow field in inlet[J]. Aeronautical Computing Technique, 2006, 36(1): 90-93. (in Chinese)
- [15] 朱宇,王霄.短S形进气道流动特性数值模拟研究[J].飞机设计,2004(4):1-6.
ZHU Yu, WANG Xiao. A numerical simulation investigation of flow characteristics for short-S inlet ducts[J]. Aircraft Design, 2004(4): 1-6. (in Chinese)
- [16] 杨国才,郑遂. S弯进气道旋流研究[J].推进技术,1992(1):1-7.
YANG Guocai, ZHENG Sui. An investigation of the swirl in an S-shaped inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 1992(1): 1-7. (in Chinese)
- [17] 曹广州.迎风表面三维积冰的数学模型与计算方法研究

- [D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
- CAO Guangzhou. Investigation of mathematic model and calculational methodology for 3D ice accretion on the upwind surfaces[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2011. (in Chinese)
- [18] Da Silveira R A, Maliska C R, Estivam D A. Evaluation of collection efficiency methods for icing analysis [R]. COBEM-2003-1810,2003.
- [19] Morency F, Beaugendre H, Habashi W G. FENSAP-ICE: a study of the effect of ice shapes on droplet impingement [R]. AIAA-2003-1223,2003.
- [20] Saeed F, Brette C, Fregeau M. A three-dimensional water droplet trajectory and impingement analysis program[R]. AIAA-2005-4838,2005.
- [21] Domingos R H, Santos L C D C, Antunes A P. Analysis of a CFD procedure for water collection evaluation [R]. AIAA-2006-1269,2006.
- [22] 张强,曹义华,胡利. 翼型表面明冰的数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(1):91-97.
- ZHANG Qiang, CAO Yihua, HU Li. Numerical simulation of glaze ice accretion on an airfoil[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(1):91-97. (in Chinese)
- [23] 曹广州,吉洪湖,胡娅萍,等. 模拟飞机迎风面三维积冰的数学模型[J]. 航空动力学报,2011,26(9):1953-1963.
- CAO Guangzhou, JI Honghu, HU Yaping, et al. An icing model for simulating three dimensional ice accretion on the upwind surfaces of a plane[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(9):1953-1963. (in Chinese)