冰风洞试验中水滴的传热传质计算研究

蔡英磊,董 威

(上海交通大学机械与动力工程学院,上海 200240)

摘要:进行冰风洞试验时,出口过冷水滴的参数往往使用风洞来流空气参数进行计 算,忽略了真实情况下水滴与空气的传热传质过程,致使试验数据产生偏差,并影响测试 结果的可靠性。通过对冰风洞试验中水滴的运动过程进行研究,考察了水滴与空气主流间 的传热与传质现象,建立了水滴运动过程中参数变化的控制方程。基于该方程编制了冰风 洞水滴粒径温度变化分析软件,计算分析了过冷水滴在行进过程中相关参数的变化曲线, 比较了不同初始条件及各参数对水滴温度、直径和速度的影响。结果表明:不同环境下水 滴在运动过程中温度、尺寸和速度变化受来流温度、速度、相对湿度和水滴初始温度的影 响,呈现出不同的特点,不能忽略水滴状态参数在冰风洞内的变化。

关键词:水滴运动;传热传质;冰风洞;计算流体力学

Calculation and Analysis of Heat and Mass Transfer for Water Droplet in Icing Tunnel Test CAI Ying-lei, DONG Wei

(School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: In the icing tunnel test, the parameters of cooled droplet in the outlet were

calculated as parameters of the inlet flow. The error test data was caused by the heat and mass transfer between the water droplet and air, which affects the reliability of test results. Based on the research of the droplet movement in the icing tunnel, the heat and mass transfer between the air and the droplet was obtained, and the control equations of parameters change was established in the water droplet movement. The analysis software of the droplet diameter and temperature was programmed by the control equation. The relative parameters changing curve of cooled droplet were calculated and analyzed. The effect of temperature, diameter and velocity for water droplet was contrasted in the different initial condition and parameters. The results show that the temperature, diameter and velocity of water droplet appears different by the inlet temperature, velocity, relative humidity and initial temperature in the different condition, meanwhile the change of water droplet parameters cannot be neglected in the icing tunnel.

Key words: water droplet movement; heat and mass transfer; icing tunnel; CFD

0 引言

及其试验。

资助

飞行结冰是现代飞行安全中的一大隐患^{III}。对大 量飞行事故的研究表明,在飞机的关键部位,即使只 有少量结冰,也会严重影响飞机的气动性能,引起飞 机操纵性和稳定性的恶化;对于航空发动机而言,进 气部件的结冰轻则会堵塞发动机进气流路,重则会引 发进气畸变,造成推力急剧减小,脱落的冰块还可能 直接撞击风扇和压气机转子叶片,造成发动机的机械 损伤^[2-3],可能引发严重的飞行安全事故。因此,在现代 飞机研制过程中都需要进行结冰试验,以满足适航取 证的要求。

冰风洞是模拟结冰试验最常用的设备,在冰风洞 试验中,如果不考虑水滴从喷雾系统进入主流空气之 后行进过程中的传热传质现象,会使得试验分析结果 与水滴的实际撞击特性产生一定的偏差^[4-5]。在精确的 试验分析中,这种误差是不应忽略的,有必要对冰风洞 内水滴行进过程中的传热和传质现象进行量化研究。

本文建立了描述冰风洞中水滴运动过程中各参数变化的数学模型,并在此基础上对其参数变化进行 了研究,分析了不同来流速度、温度、水滴初温和来流 相对湿度对水滴撞击时各参数的影响。



蔡英磊(1987), 男, 在读硕士研究 生, 研究方向为发动机部件的防冰计算

基金项目:国家自然科学基金(51076103)

收稿日期:2012-09-27

1 过冷水滴在冰风洞中的流动换热分析

冰风洞喷雾段结构如图 1 所示。冷空气从喷雾段前方流入,与喷雾段中的水滴混合后共同流进试验段。对上述过程中水滴各参数随时间和路程的变化进行了计算分析。



本文对复杂的实际物理模型作如下简化,以利于 突出主要矛盾,减少计算工作量:(1)本试验所模拟的 最大液态水(LWC)约为1g/m³,即过冷水的最大体积 仅占空气体积的0.1%左右,且由于水滴直径 D_{MV}较小 (通常 D_{MV}=20 μm),不考虑水滴之间的相互影响;

(2)引入理论喷雾特性模型,将水滴的初始运动 统一化,忽略同型号不同喷嘴喷雾效果的差异,认为 喷雾截面处水滴的位置和尺寸分布充分均匀,且在计 算过程中认为水滴速度方向与气流方向始终一致;

(3)水滴在离开喷嘴后均为球形,并在行进过程 中均匀地增大或减小,即其外观形状保持不变;

(4)水滴很小,认为其内部各处的温度相同,且忽

略因其表面曲率变化而改 变的表面张力对蒸发速率 的影响,同时忽略重力对 水滴运动的影响。



传热传质情况

水滴在行进过程中 的传热传质情况如图 2 所示。

根据牛顿第二定律,水滴在运动过程中满足[67]

$$\mathbf{m}_{\mathrm{I}} \frac{\mathrm{d}\mathbf{u}_{\mathrm{I}}}{\mathrm{d}\tau} = \vec{\mathbf{D}} \tag{1}$$

式中: **u**为速度矢量; **D**为水滴受到的空气阻力; 下标1 表示液态水。

将式(1)展开后得到

$$\frac{4}{3}\rho_{\rm l}\pi \mathbf{r}_{\rm l}^{3} \cdot \frac{\mathrm{d}\mathbf{u}_{\rm l}}{\mathrm{d}\tau} = \mathbf{C}_{\rm D} \cdot \frac{1}{2}\rho_{\rm g} \Big| \vec{\mathbf{u}}_{\rm g} - \vec{\mathbf{u}}_{\rm l} \Big| (\vec{\mathbf{u}}_{\rm g} - \vec{\mathbf{u}}_{\rm l}) \cdot \pi \mathbf{r}_{\rm l}^{2}$$
(2)

整理为

$$\frac{\mathrm{d}\mathbf{u}_{\mathrm{l}}}{\mathrm{d}\tau} = \frac{8}{3} \frac{\mathsf{C}_{\mathrm{D}}\rho_{\mathrm{g}}}{\mathsf{r}_{\mathrm{l}}\rho_{\mathrm{l}}} \left| \vec{\mathsf{u}}_{\mathrm{g}} - \vec{\mathsf{u}}_{\mathrm{l}} \right| \left(\vec{\mathsf{u}}_{\mathrm{g}} - \vec{\mathsf{u}}_{\mathrm{l}} \right)$$
(3)

式(3)即为水滴运动的控制方程,其中阻力系数 C_n为^[8-9]

$$C_{D} = \begin{cases} \frac{24}{\text{Re}} & \text{Re} \le 1\\ \frac{24 \times (1+0.15 \text{Re}^{0.687})}{\text{Re}} & 1 < \text{Re} \le 1000 \end{cases}$$
(4)
0.44 $\text{Re} > 1000$

根据守恒原理,水滴运动过程中的传热传质现象 应满足

$$\frac{\mathrm{d}\mathbf{m}_{1}}{\mathrm{d}\tau}=\beta \mathbf{A}(\boldsymbol{\rho}_{v}-\boldsymbol{\rho}_{v})$$
(5)

$$hA(T_g-T_1)+L_{1v}\frac{dm_1}{d\tau}=\frac{d(m_1c_pT_1)}{d\tau}$$
(6)

式中:β为传质系数;A为水滴的表面积;L₁,为水的相 变潜热;ρ_{v1},ρ_v分别为水滴温度下表面饱和水蒸气和 空气中水蒸气的密度。

由于

$$\mathrm{d}\mathbf{m}_{\mathrm{l}} = \rho_{\mathrm{l}} \mathrm{d}\mathbf{v} = \rho_{\mathrm{l}} \mathrm{d}(\frac{4}{3}\pi \mathbf{r}_{\mathrm{l}}^{3}) \tag{7}$$

代入式(5)、(6)中得到水滴蒸发引起的水滴半径的变 化方程和水滴在行进过程中温度的变化方程

$$\mathbf{R}(\mathbf{r}) = \frac{\mathrm{d}\mathbf{r}_{1}}{\mathrm{d}\tau} = \frac{\beta(\rho_{v} - \rho_{vl})}{\rho_{1}}$$
(8)

$$\frac{\mathrm{d}\mathbf{T}_{1}}{\mathrm{d}\mathbf{t}} = \frac{3}{2} \frac{\mathbf{N}\mathbf{u}_{\mathrm{D}}\boldsymbol{\lambda}_{\mathrm{g}}}{\rho_{1}\boldsymbol{c}_{\mathrm{pl}}\boldsymbol{r}_{1}^{2}} (\mathbf{T}_{\mathrm{g}} - \mathbf{T}_{1}) + \frac{3\mathbf{L}_{\mathrm{lv}}}{\boldsymbol{c}_{\mathrm{pl}}\boldsymbol{r}_{1}} \frac{\mathrm{d}\boldsymbol{r}_{1}}{\mathrm{d}\mathbf{t}}$$
(9)

其中 Nu_D可通过经验公式计算^[10]

$$Nu_{D} = 2(1 + 0.3 Re^{0.5} Pr^{0.33})$$
(10)

需要指出,水滴蒸发必须满足饱和水蒸气密度大 于空气中水蒸气密度,且空气中的水蒸气未达到饱 和,即

$$\boldsymbol{\rho}_{v} < \boldsymbol{\rho}_{s}, \boldsymbol{\rho}_{vl} > \boldsymbol{\rho}_{v} \qquad (11)$$

饱和蒸汽密度 ρ_{vl} 可通过拟合公式计算

$$\rho_{\rm vl} = \frac{1}{\mathsf{R}_{\rm l}\mathsf{T}_{\rm l}} \times 10^{(9.87609 - \frac{1569.2695}{\mathsf{T}_{\rm l} - 52.9})}$$
(12)

式中:R₁为水的气体常数。

传质系数β可通过传热传质比拟得到

$$\beta = \frac{\mathsf{Sh} \cdot \mathsf{D}_{v}}{2\mathsf{r}} \tag{13}$$

$$Sh=2(1+0.3Re^{0.5}Sc^{0.33})$$
 (14)

$$\mathsf{D}_{v} = \frac{\mu_{v}}{\rho_{v} \mathsf{SC}} \tag{15}$$

式中:D,为水与空气的扩散系数;考虑到热边界层与

PDF 文件使用 "pdfFactory Pro" 试用版本创建 <u>www.fineprint.cn</u>

浓度边界层在厚度上近似,计算时取 Sh=Pr=0.7。

2 流场中空气参数变化分析

在流动过程中,空气热能逐步减少,导致温度降低,其减少的热能与水滴蒸发得到的热能和水滴温度 降低失去的热能之和相等,即

$$\mathbf{n} \Big[\mathbf{h} \mathbf{A} (\mathbf{T}_{g} - \mathbf{T}_{1}) + \mathbf{L}_{1v} \frac{\mathrm{d} \mathbf{m}_{1}}{\mathrm{d} \tau} \Big] = \frac{\mathrm{d} (\mathbf{m}_{g} \mathbf{c}_{p} \mathbf{T}_{g})}{\mathrm{d} \tau} \qquad (16)$$

式中:m_g为单位体积空气的质量;n为单位体积空气 中的水滴数量,其遵循如下关系

$$\mathbf{n}\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{I}}\mathbf{V}_{\mathrm{I}}=\mathbf{n}\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{I}}\left(\frac{4}{3}\pi\mathbf{r}_{\mathrm{I}}^{3}\right)=\mathbf{LWC}$$
(17)

而单位体积空气中湿空气质量的变化等于其中 包含水滴的质量减小量

¢

$$l(\mathbf{m}_{v}) = d(\mathbf{n} \square \mathbf{m}_{l})$$
(18)

$$\mathrm{d}\mathbf{m}_{v} = \mathrm{d}(\mathbf{m}_{s} \Box \varphi) \tag{19}$$

$$d(\mathbf{n} \Box \mathbf{m}_{l}) = \mathbf{n} \Box \rho_{l} d\mathbf{v} = \mathbf{n} \Box \rho_{l} d(\frac{4}{3} \pi \mathbf{r}_{l}^{3}) \qquad (20)$$

式中:m,为单位体积空气 中水蒸气的质量;m,为该 温度下单位体积空气的饱 和水蒸气质量;φ为相对 湿度。

水滴参数的计算采用 时间步进法,按给定的时 间步长,先对水滴运动方 程进行求解,以获得下一 时刻的水滴位置,并根据 前一时刻的水滴参数的变 化,计算获取该位置处的 空气速度、温度、相对湿度 和水蒸气密度等参数;而 后根据传质计算公式确定 水滴的蒸发量;最后根据 能量平衡方程求得该位置 处水滴的温度。整体计算 流程如图 3 所示。

3 计算结果和分析

3.1 基准数据选取

根据具体试验要求, 冰风洞的空气流速、温度



图 3 计算流程

等参数在一定范围可调,为了直观反映水滴在冰风洞 内温度、速度、直径等参数的变化趋势,以及方便比较 不同边界条件变化对水滴参数变化的影响,本文根据 试验冰风洞的参数范围,选取了1组基准数据,见表1。

表 1 计算基准参数

空气速度 /(m/s)	空气温度/℃	水滴初温度 /℃	相对湿度 1%
80	-10	20	30

3.2 来流温度的影响

试验冰风洞中的来流温度控制在一定范围内,而 不同来流温度对水滴参数的变化有一定影响,为了量 化分析其影响,选取来流温度分别为-15、-10、-5和 0℃,计算水滴在行进过程中的参数变化,并进行对 比。在来流速度、相对湿度和水滴初温处于基准状态 时,水滴温度、直径随位移的变化分别如图4、5所示。



从图 4 中可见,来流温度越低水滴的温降速度越快,而 4 条曲线最终都接近来流温度;从图 5 中可见, 来流温度越低水滴的直径减小速度越慢,这是由于空 气的导热系数随着温度的降低而减小,从而减小了传 质系数。而来流温度的变化对于水滴的速度几乎没有 影响。

3.3 来流速度的影响

试验冰风洞中的来流速度控制在一定范围内,不同来流速度对水滴的参数变化有一定影响,为了量化地分析其影响,选取来流速度分别为40、80、120和140 m/s,计算水滴在行进过程中的参数变化,并进行对比。在来流温度、相对湿度和水滴初温处于基准状态时,水滴温度、直径和速度随位移的变化关系分别如图 6~8 所示。



从图 6 中可见,来流速度越快水滴的换热速率越 大,但是最终温度也越高,这是由于在高速下水滴与 空气在相同的距离内换热时间也减少了;从图 7 中可 见,来流速度越快水滴的传质速率越大,但是最终直 径减小也最少,这是由于在高速下水滴与空气在相同 的距离内传质时间也减少了;从图 8 中可见,来流速 度越快水滴的加速度也越大,并使水滴最终都能接近 来流速度。

3.4 初始水滴温度的影响

试验冰风洞中水滴初温决定于试验喷嘴的参数, 不同的空气温度和水温可以得到不同温度的水滴,而 不同初始水滴温度对水滴的参数变化有一定影响,为 了量化地分析其影响,选取水滴初始温度分别为15、 20和25℃,计算水滴在行进过程中的参数变化,并进 行对比。在来流温度、速度和相对湿度处于基准状态 时,水滴温度、直径随位移的变化分别如图9、10所示。



从图 9 中可见,3 条温度曲线以近似速率靠近来 流温度,并最终都充分接近来流温度;从图 10 中可 见,水滴的初始温度越高传质量也越大,这是由于水 滴的温度越高,其饱和水蒸气的密度越大,与来流空 气的水蒸气密度差也越大,传质驱动力就越大。

3.5 相对湿度的影响

由于喷雾系统对空气质量的要求,进入冰风洞的 空气均需经干燥净化处理。在理论上相对湿度应该为 0,但在实际试验情况下通常难以达到。为了量化地分 析相对湿度对水滴参数的影响,选取来流相对湿度分别为100%、60%、30%和0%,对结果进行研究。在来流温度、速度和水滴初温在基准状态时,水滴温度、直径随位移的变化分别如图11、12所示。



因12 中国机构建设中东调查任随西沙的文化

从图 11 中可见,在相对湿度小的空气中,水滴的 温降比较快,这是由于水滴同时进行的传质比较大, 相变带走的潜热也大;从图 12 中可见,在相对湿度小 的空气中,水滴的直径减小也快,这是由于水滴表面 饱和水蒸气密度与空气中水蒸气密度差较大,传质驱 动力也越大。

4 结论

经对比计算可知,水滴温度、直径和速度的变化 受来流温度、速度、相对湿度和水滴初始温度的影响, 各参数在冰风洞内的变化不能忽略。其中,来流温度 决定了撞击时水滴的温度,并会影响水滴的撞击直 径;来流速度主要决定水滴的撞击速度,并造成水滴 温降和直径的变化;水滴初始温度导致水滴直径的减 小和温度降低;来流相对湿度主要影响水滴温降速度 和直径减小速度。从空气沿轴向的温度和相对湿度变 化来看,由于结冰条件下水滴量(LWC)并不大,所以 对空气温度变化的影响较小(<1%),但是空气相对湿 度的变化还是应考虑的,在1m的试验段中相对湿度即由 30%增加到 31.5%,而在大型风洞更长的试验段中,相对湿度的增加将相当可观,其对水滴的传热和 传质影响较大,不可忽略。

参考文献:

- Frank T L, Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. Progress Aerospace Sciences, 2001, 37 (8): 669-767.
- [2] Potapczuk M G. A review of NASA lewis development plans for computational simulation of aircraft icing[R]. AIAA-99-0243.
- [3] Bragg M B, Broeren A P, Blumenthal L A. Iced-airfoil aerodynamics [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41 (5):323-362.
- [4] Potapczuk M G,Reinmann J J. Icing simulation: a survey of computer models and experimental facilities[R]. AGARD-CP-496,1991.
- [5] Willbanks C E, Shultzt R J. Analytical study of icing simulation for turbine engines in altitude test cells[J]. Aircraft, 1975(12): 960–967.
- [6] Dong W, Zhu J J, Zhao Q Y. Numerical simulation of the guide vane with hot air anti-icing passage[R]. AIAA-2011-3944.
- [7] 闵现花. 结冰条件下过冷水滴撞击特性及热平衡分析[D]. 上海:上海交通大学,2010:46-50.

MIN Xianhua. Supercooled water droplet impingerment property and thermal balance analysis under the condition of icing [D]. Shanghai:Shanghai Jiaotong University,2010:46–50. (in Chinese)

- [8] 胡娅萍. 航空发动机进口部件积冰的数值模拟研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2008:40.
 - HU Yaping. Numerical simulation of the icing aero-engine inlet [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008:40.(in Chinese)
- [9] Croce G, Beaugendre H, Habashi W G. CHT3D: FENSAP-ICE conjgate heat transfer computations with droplet impingement and runback effects[R]. AIAA-2002-0386.
- [10] 安东诺夫AH, 阿克谢诺夫HK, 戈里亚切夫AB,等. 航 空燃气涡轮发动机防冰系统设计原理和试验方法 [M]. 莫 斯科:俄罗斯中央航空发动机研究院, 2001;6-21.

Antonoff A H, Aasenov H K, Khrunichev A B, et al. Aero gas turbine engine anti-ice system design principles and test methods[M]. Moscow: Russia 's Central Academy of Aeroengine, 2001;6–21. (in Chinese)