

冰脊对带舵面翼型的气动和操纵特性影响分析

杨建忠¹, 曾祥涛^{1,2}, 徐兆可¹, 杨士斌¹

(1. 中国民航大学安全科学与工程学院, 天津 300300; 2. 上海沃兰特航空技术有限责任公司, 上海 200240)

摘要: 过冷大水滴 (SLD, supercooled large droplet) 结冰会在机翼上方形成冰脊, 严重影响飞机的飞行安全。为了探究冰脊对带舵面翼型的气动和操纵特性的影响规律, 本文采用计算流体力学 (CFD, computational fluid dynamics) 数值计算方法, 在不同的冰脊高度下对带舵面翼型进行数值模拟研究。仿真结果表明: 冰脊会造成翼型的升力系数减小、阻力系数增大和舵面操纵效率大幅降低; 本算例中, 在攻角 $\alpha = 4^\circ$ 下冰脊高度 $klc = 0.0139$ 出现上翼面的气流完全分离, 舵面操纵效率损失超过 40%, 翼型的气动和操纵特性大幅下降。

关键词: 过冷大水滴 (SLD) 结冰; 冰脊; 气动特性; 舵面操纵效率

中图分类号: V211.4 文献标志码: A 文章编号: 1674-5590(2025)06-0009-06

Analysis of the effect of ice ridges on the aerodynamic and control characteristics of ruddered airfoils

YANG Jianzhong¹, ZENG Xiangtao^{1,2}, XU Zhaoke¹, YANG Shibin¹

(1. College of Safety Science and Engineering, CAUC, Tianjin 300300, China;

2. Shanghai Volant Aerotech Co., Ltd., Shanghai 200240, China)

Abstract: The formation of ice ridges above the wing by icing of supercooled large droplet (SLD) can seriously affect the aircraft flight safety. In order to investigate the effects of ice ridges on the aerodynamic and control characteristics of ruddered airfoils, numerical simulations were carried out using computational fluid dynamics (CFD) for ruddered airfoils under different ice ridge heights. Simulation results show that ice ridges cause a reduction in the lift coefficient, an increase in the drag coefficient and a significant reduction in the rudder control efficiency of the airfoil; in this example, the airflow over the upper surface of the airfoil is completely separated at an ice ridge height of $klc = 0.0139$ at angle of attack $\alpha = 4^\circ$, resulting in a rudder control efficiency loss of over 40% and a significant degradation of the airfoil's aerodynamic and control characteristics.

Key words: supercooled large droplet (SLD) icing; ice ridges; aerodynamic characteristics; rudder control efficiency

飞机在穿越含有过冷水滴的云层时, 水滴和飞机碰撞发生结冰情况, 机翼前缘是水滴撞击的主要区域, 因此, 机翼前缘结冰较为普遍^[1-4]。1994 年美鹰航空公司的一架 ATR-72 客机遭遇严重结冰环境, 气动性能大幅下降, 副翼发生铰链力矩反逆, 飞机在非指令滚转后坠毁。事故调查^[5]表明, 飞机遭遇了过冷大水滴 (SLD, supercooled large droplet) 结冰环境, 水滴直径大于 $50 \mu\text{m}$, 超出了 FAR 25 部附录 C^[6]定义的直径上限。SLD 在与机翼撞击后会发溢流, 其和除冰装置共同作用, 在除冰区域后方形成冰脊。由于 SLD 结冰的严重危害, 国内外对此进行了大量研究。Broeren 等^[7]研究了 SLD 结冰产生的冰脊形状、位置和高度对翼型

气动性能的影响。李焱鑫等^[8]针对不同翼型研究了 SLD 结冰对超临界翼型的影响。由于多段翼型的构型不同, 受结冰影响的特点也不同, 文献^[9-12]对结冰后的多段翼型进行了分析研究。当翼型的流场遭到破坏后, 舵面的操纵效率也会受到严重影响, 李冬等^[13]研究了角冰和冰脊对带舵面翼型升力系数的影响, 分析出冰脊的影响更为严重。以上这些研究主要集中在 SLD 结冰对翼型气动性能的影响, 对于舵面偏转的气动力及舵面操纵效率等方面的影响还存在不足, 有待进一步研究。

本文采用计算流体力学 (CFD, computational fluid dynamics) 数值计算方法, 通过分析低速翼型舵偏角和

气动参数的变化关系,并通过气动力和力矩公式的转化分析冰脊高度对副翼舵面操纵效率的影响规律。

1 数值计算方法

1.1 计算方法和网格

本文使用 CFD 数值计算方法进行仿真分析,空气流场被简化为二维、定常、不可压、黏性流动,基于 Navier-Stokes 方程进行求解,流场计算中的连续方程、动量方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{V})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} \mathbf{V}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{f} \quad (2)$$

式中: ρ 为密度; t 为时间; \mathbf{V} 为速度矢量; ∇ 为哈密顿算子; p 为压力; $\boldsymbol{\tau}$ 为流体微团表面的切应力; \mathbf{f} 为单位质量流体微团的体积力。

湍流模型选择 $k-\omega$ SST 剪切应力模型,该模型在近壁面处采用 Wilcox $k-\omega$ 模式,在边界层边缘和自由剪切层采用 $k-\varepsilon$ 模式。计算采用 C 型结构网格,参考 SLD 结冰风洞试验^[14]选取前向 1/4 圆来模拟冰脊,远场边界为 15 倍弦长,为了更好地反映附面层的流动,在近壁面进行了网格加密处理,如图 1 所示。

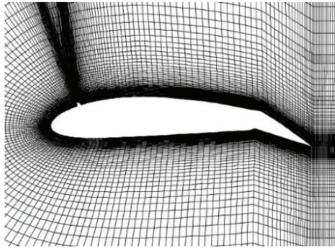


图 1 翼型网格

Fig.1 Airfoil grid

本文使用 3 种疏密不同的网格,进行了网格无关性验证,如表 1 所示,其中, C_L 为升力系数, C_D 为阻力系数。从计算结果可知, 6×10^4 的网格数量满足计算要求。

表 1 网格无关性验证

Tab.1 Grid independence verification

网格数量/ 10^4	C_L	C_D
5	0.441 2	0.008 4
6	0.433 3	0.009 0
7	0.431 5	0.009 3

1.2 方法验证

采用 $k-\omega$ SST 湍流模型进行仿真计算,并与试验结果^[13]进行对比,误差在可接受的范围内,表明该数值计算方法的正确性和可行性,对比结果如图 2 所示,

其中, x/c 为翼型弦向位置, C_p 为压力系数。

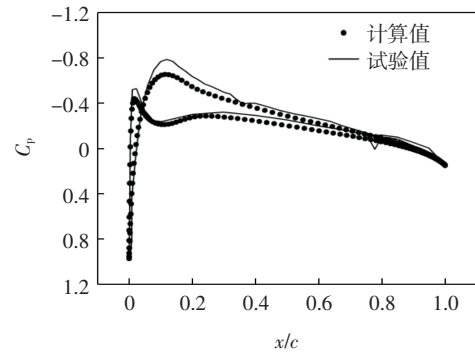


图 2 C_p 计算结果和试验结果对比

Fig.2 Comparison of calculation results and test results of C_p

2 带舵面翼型的数值模拟

本文选取了低速翼型 NACA4415 进行仿真。计算的基本条件:马赫数 $Ma = 0.3$,冰脊位置取翼型弦向位置 $x/c = 0.1$ 处,选取了 3 个冰脊高度 $k/c = 0.0056, 0.0112, 0.0139$,研究冰脊高度对翼型气动特性的影响。

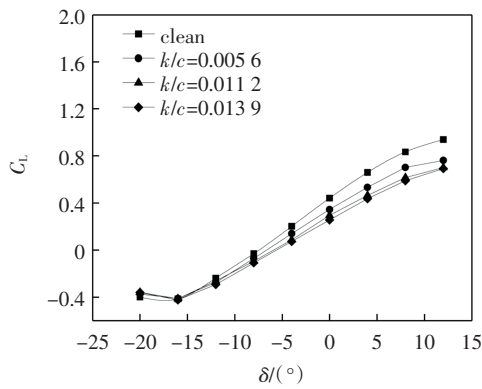
2.1 攻角 $\alpha = 0^\circ$

在攻角 $\alpha = 0^\circ$ 条件下,改变舵偏角 δ 的大小进行流场计算,得到不同冰脊高度 k/c 下的舵偏角 δ 与升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、俯仰力矩系数 C_m 的曲线图,如图 3 所示,其中 clean 表示干净翼型。

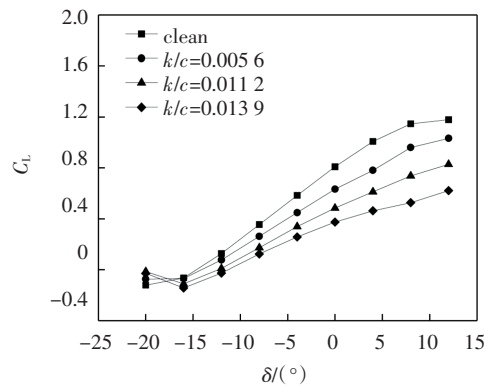
由图 3 可知,在攻角 $\alpha = 0^\circ$ 时,随着舵偏角 δ 的增加,相比于干净翼型(clean),不同冰脊高度 k/c 的升力系数 C_L 、俯仰力矩系数 C_m 的绝对值都出现了小幅减小,阻力系数 C_D 出现了明显增加,冰脊高度 k/c 越高,变化越大。当舵偏角 $\delta = 12^\circ$ 、冰脊高度 $k/c = 0.0139$ 时,升力系数 C_L 损失了 26.21%,阻力系数 C_D 增加了 177.51%,俯仰力矩系数 C_m 的绝对值减小了 25.41%。在攻角 $\alpha = 0^\circ$ 时,翼型只出现了小范围的流动分离,受冰脊影响较小,气动系数的变化不大。舵偏角 $\delta = 12^\circ$ 、冰脊高度 $k/c = 0.0139$ 时的影响最大,对其进行流场分析,流线图如图 4 所示,其中, y/c 为翼型纵向位置。从图 4 可看出,在冰脊处出现了分离泡,分离点为 $x/c = 0.1$ 处,再附点 $x/c = 0.3$,然后在 $x/c = 0.9$ 处又出现了分离,直到翼型后缘处。因此,该攻角下出现的小范围分离流动不会造成大的气动损失,且冰脊高度 $k/c = 0.0056, 0.0112$ 时的冰脊造成的分离区更小,影响程度也更小。

2.2 攻角 $\alpha = 4^\circ$

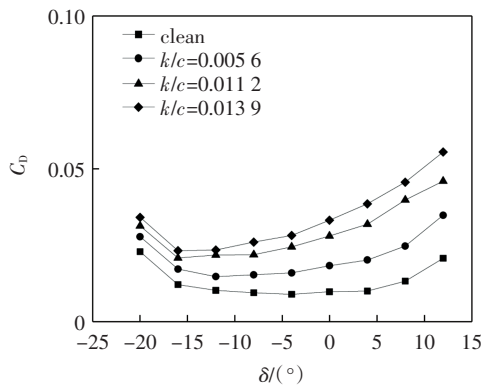
在攻角 $\alpha = 4^\circ$ 条件下,进行同样计算,计算结果如图 5 所示。



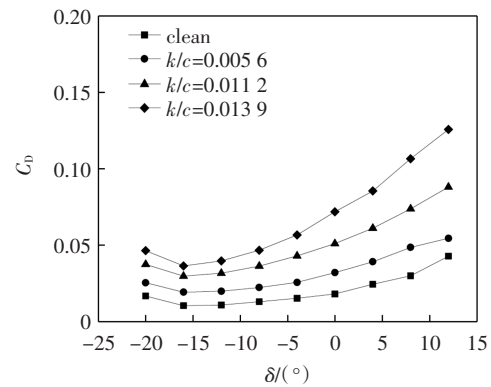
(a)δ-C_L



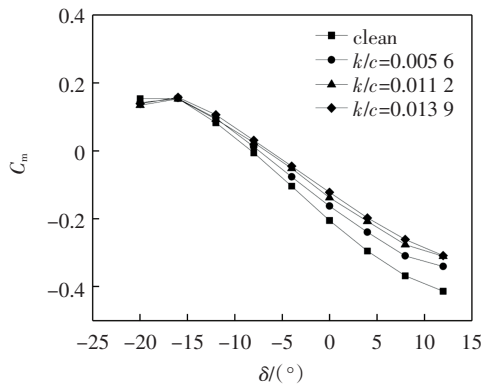
(a)δ-C_L



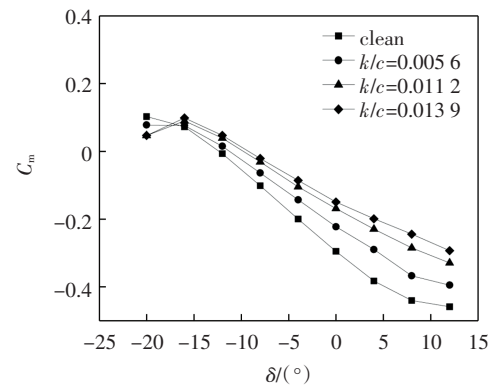
(b)δ-C_D



(b)δ-C_D



(c)δ-C_m



(c)δ-C_m

图 3 α=0°的 δ 与 C_L、C_D、C_m的关系曲线

Fig.3 Relationship curves of δ and C_L, C_D, C_m at α=0°

图 5 α=4°时的 δ 与 C_L、C_D、C_m的关系曲线

Fig.5 Relationship curves of δ and C_L, C_D, C_m at α=4°

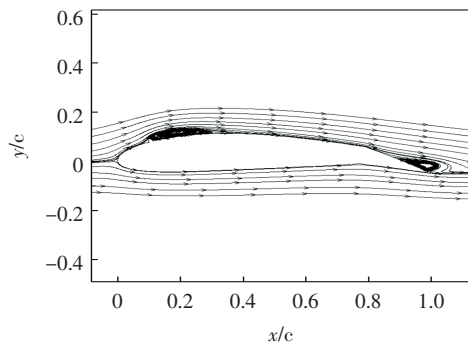


图 4 α=0°、δ=12°、k/c=0.013 9 时的流线图

Fig.4 Streamlines at α=0°, δ=12°, k/c=0.013 9

从图 5 可以看出:随着攻角 α 增大到 4°,不同冰脊高度对气动性能的影响更加显著。当舵偏角 δ=12°时,冰脊高度 k/c 从低到高,升力系数 C_L 分别损失了 12.37%、29.65%、47.16%;阻力系数 C_D 分别增加了 27.34%、105.51%、193.58%;俯仰力矩系数 C_m 的绝对值减小了 13.98%、28.21%、36.13%。当攻角 α=4°时,3种冰脊高度 k/c 的翼型已经出现了不同程度的流动分离。图 6 为舵偏角 δ=12°、冰脊高度 k/c=0.013 9 时的流线图。从图 6 可以看出,在攻角 α=0°时的 2 个小分离泡随着攻角 α 增大而增大,分离区几乎完全覆盖

上翼面,已经处于失速状态,气动性能严重下降。

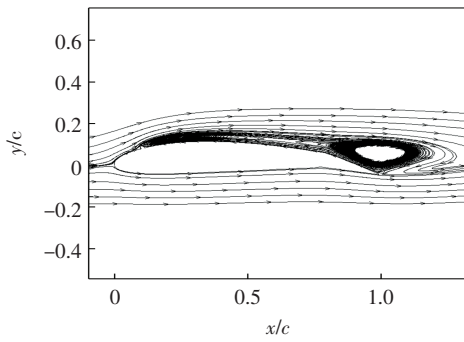
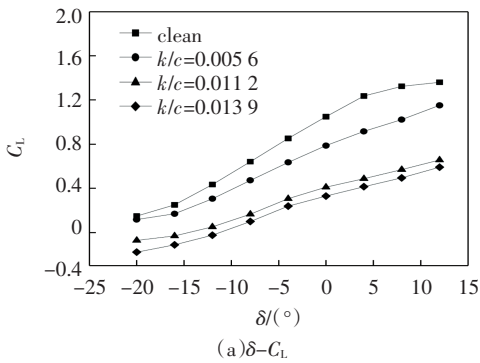


图 6 $\alpha=4^\circ, \delta=12^\circ, k/c=0.0139$ 时的流线图

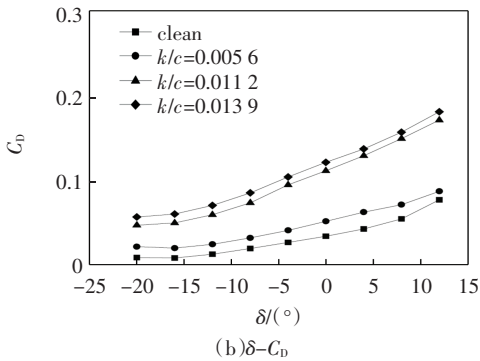
Fig.6 Streamlines at $\alpha=4^\circ, \delta=12^\circ, k/c=0.0139$

2.3 攻角 $\alpha=8^\circ$

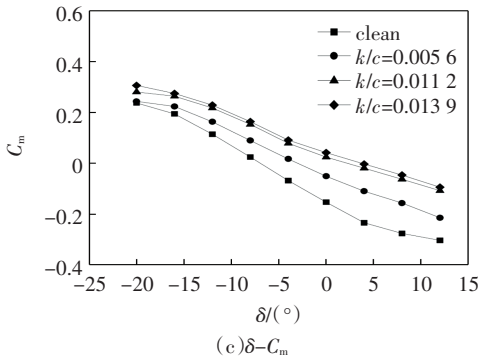
在攻角 $\alpha=8^\circ$ 条件下,进行同样计算,得到舵偏角 δ 的相关曲线图,如图 7 所示。



(a) $\delta-C_L$



(b) $\delta-C_D$



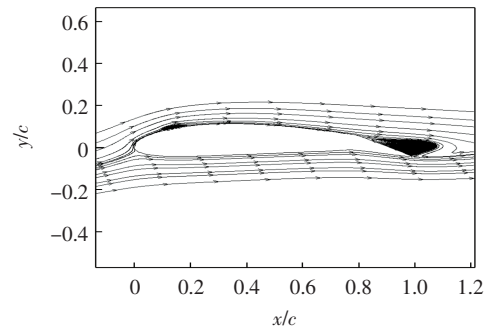
(c) $\delta-C_m$

图 7 $\alpha=8^\circ$ 时的 δ 和 C_L, C_D, C_m 的关系曲线

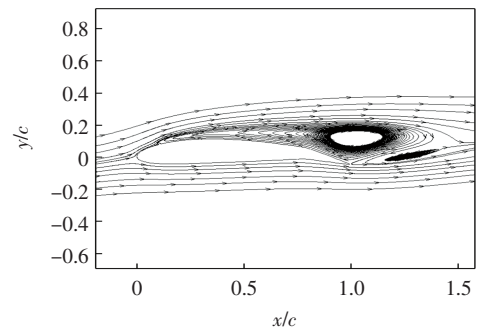
Fig.7 Relationship curves of δ and C_L, C_D, C_m at $\alpha=8^\circ$

从图 7 可以看出,在大攻角下,冰脊高度对气动性

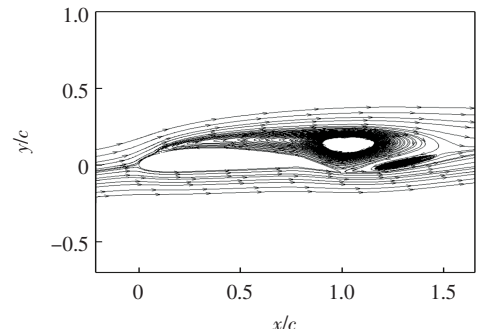
能的影响显著。当冰脊高度 $k/c=0.0056$ 时影响较小,当冰脊高度 $k/c=0.0112, 0.0139$ 时影响较大,气动系数有大幅变化。当舵偏角 $\delta=12^\circ$ 时,冰脊高度 k/c 从低到高,升力系数 C_L 分别损失 15.37%、51.71%、56.43%,阻力系数 C_D 分别增加 11.59%、108.52%、119.84%,俯仰力矩系数 C_m 的绝对值分别减小 17.69%、38.88%、41.59%。冰脊严重影响上翼面的流场,冰脊高度增加使翼型失速大幅提前,升阻力特性大幅降低,力矩减小。当攻角 $\alpha=8^\circ$,冰脊高度 $k/c=0.0112, 0.0139$ 时,翼型已经失速,冰脊后方气流完全分离,形成大的分离泡,气动性能严重下降,而冰脊高度 $k/c=0.0056$ 时,翼型上方气流还未完全分离,只形成 2 个小分离泡,因此,气动损失较小。在攻角 $\alpha=8^\circ$ 、舵偏角 $\delta=12^\circ$ 条件下,不同冰脊高度 k/c 的流线图,如图 8 所示。



(a) $k/c=0.0056$



(b) $k/c=0.0112$



(c) $k/c=0.0139$

图 8 $\alpha=8^\circ, \delta=12^\circ$ 时不同 k/c 的流线图

Fig.8 Streamlines at $\alpha=8^\circ, \delta=12^\circ$ for different k/c

从图 8 可以看出,翼型的气动系数对冰脊高度 k/c

c 很敏感,通过多项式拟合得到了舵偏角 $\delta = 0^\circ$ 时,不同攻角 α 下冰脊高度 k/c 和升力系数 C_L 的变化曲线,如图 9 所示。

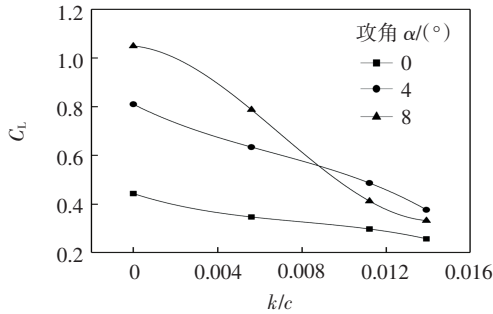


图 9 不同 α 下 $k/c-C_L$ 关系曲线

Fig.9 Relationship curves of $k/c-C_L$ at different α

从图 9 可以看出,随着冰脊高度 k/c 增加,在不同攻角 α 下,升力系数 C_L 均出现不同程度的减小,其中:当攻角 $\alpha = 0^\circ$ 时,曲线变化趋势最为平缓,近似为线性;当攻角 $\alpha = 4^\circ$ 时,曲线末端出现了明显的下降;当攻角 $\alpha = 8^\circ$ 时,曲线斜率更小,升力系数 C_L 变化更大,但在末端下降趋势变缓。因为不同冰脊高度 k/c 下带冰翼型的失速攻角随着冰脊高度增加而减小,不同攻角 α 下的上翼面分离严重程度不同,因此,表现出以上曲线的差异,符合上述的流场分析结果。翼型的升力系数 C_L 对冰脊高度 k/c 非常敏感,这也意味着如果左右两侧机翼的冰脊高度有微小差异,将会导致显著的额外滚转力矩,使飞机发生滚转颠倾,严重时会造成事故发生。

3 舵面操纵效率分析

通过改变冰脊高度 k/c 和舵偏角 δ ,得到一系列与舵偏角 δ 相关的曲线。为了得到对副翼舵面操纵效率的具体影响,对第 2 节数据进行处理。飞机通过副翼偏转改变左右机翼的升力来产生滚转力矩,改变飞机滚转姿态。

首先,根据图 10 的机翼外形示意图,得到单侧带副翼部分的机翼面积 S_a ;然后,根据图 7(a)的 $\delta-C_L$ 关系曲线可知不同舵偏角 δ 下翼型的升力系数 C_L ,通过式(3)得到副翼偏转时,不同舵偏角 δ 下左右机翼带副翼部分的升力 Y ,分别对翼根求力矩并作差,得到由此产生的滚转力矩 L ;最后,通过式(4)计算得到机翼的滚转力矩系数 C_l ,并绘制出三维机翼的 $\delta-C_l$ 曲线图,如图 11 所示,由此分析出机翼副翼的舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 损失,如表 2 所示。

机翼的升力系数 C_L 和滚转力矩系数 C_l 分别表示为

$$C_L = \frac{Y}{qS_a} \quad (3)$$

$$C_l = \frac{L}{qSb} \quad (4)$$

式中: q 为动压; L 为滚转力矩; S 为机翼总面积; b 为机翼长度。

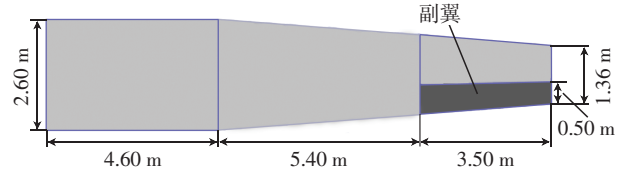
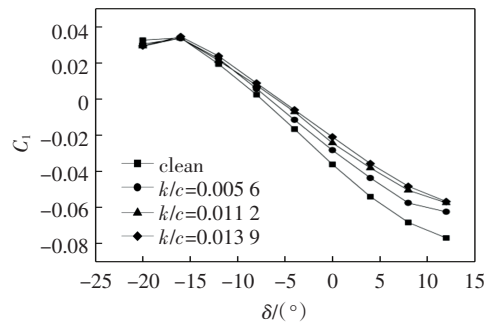
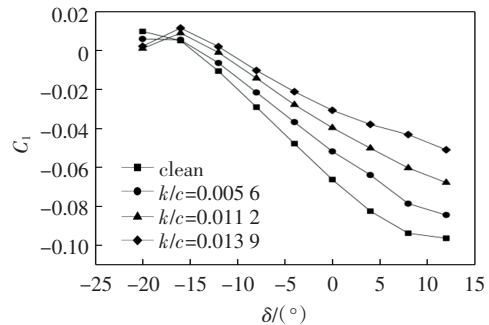


图 10 机翼外形示意图

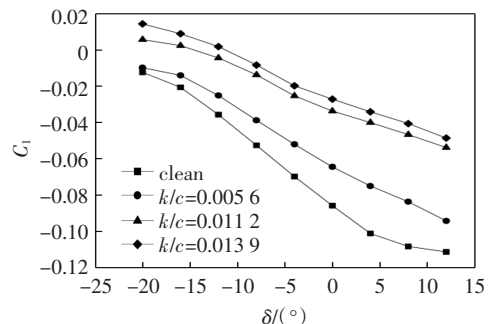
Fig.10 Schematic of wing shape



(a) $\alpha=0^\circ$



(b) $\alpha=4^\circ$



(c) $\alpha=8^\circ$

图 11 不同 α 下机翼的 $\delta-C_L$ 曲线图

Fig.11 $\delta-C_L$ curves of the wing at different α

表 2 副翼舵面操纵效率损失

Tab.2 Aileron control efficiency loss

k/c	$C_{l\delta}$ 损失/%		
	$\alpha=0^\circ$	$\alpha=4^\circ$	$\alpha=8^\circ$
0.005 6	11.96	13.11	23.24
0.011 2	17.94	26.99	44.32
0.013 9	18.18	42.16	44.59

从表2可以看出:在相同攻角 α 下,随着冰脊高度 k/c 增加,舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 损失在逐渐增加;当攻角 $\alpha = 0^\circ$ 时,副翼上方还未出现流动分离,因此,舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 损失不大;当攻角 $\alpha = 4^\circ$ 时,3个冰脊高度 k/c 出现不同程度的气流分离,其中冰脊高度 $k/c = 0.0139$ 时的副翼已经失速,因此,舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 损失增加到42.16%;当攻角 $\alpha = 8^\circ$ 时,只有冰脊高度 $k/c = 0.0056$ 时的副翼没有失速,舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 损失只有23.24%,而其他冰脊高度下副翼均已失速,舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 损失超过40%。

由以上分析可知副翼舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 的变化,受攻角 α 和冰脊高度 k/c 的影响较大,通过多项式拟合得到了其关系曲线,如图12所示。

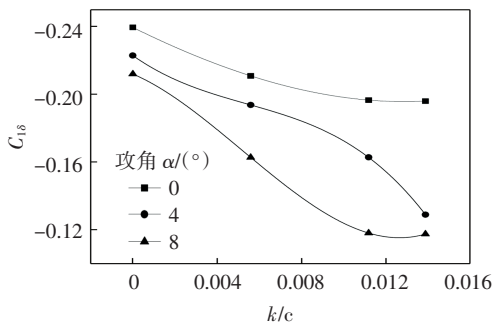


图12 不同 α 下 $k/c-C_{l\delta}$ 关系曲线

Fig.12 $k/c-C_{l\delta}$ relationship curves at different α

从图12可以看出:当攻角 $\alpha = 0^\circ$ 时,不同冰脊高度 k/c 下曲线变化平缓,舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 损失不大;当攻角 $\alpha = 4^\circ$ 和 $\alpha = 8^\circ$ 时,舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 随着冰脊高度 k/c 增加出现快速下降趋势,受失速攻角影响,曲线末端表现出不同的变化趋势;当攻角 $\alpha = 8^\circ$,冰脊高度 $k/c = 0.0112$ 、 0.0139 时的上翼面气流都已经完全分离,因此,舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 没有明显变化。

当飞机带不对称冰脊飞行时,需要副翼平衡的额外滚转力矩,但此时副翼舵面操纵效率 $C_{l\delta}$ 已严重降低,甚至无法配平,这是导致ATR-72客机发生滚转颠簸的主要原因。

4 结语

针对本文算例,通过分析在不同条件下舵偏角和气动参数的关系,研究冰脊对舵面翼型气动性能的影响。对比分析了不同攻角下不同冰脊高度的影响规律,并处理数据得到了机翼的副翼舵面效率损失,结果表明:①冰脊会导致翼型阻力增大,升力减小,力矩减小,舵面上方提前发生气流分离;②当冰脊高度 $k/c = 0.0139$ 时,失速攻角已急剧减小到 4° 以内;③副翼上方的气流分离会导致舵面操纵效率的严重下降,副

翼失速攻角下舵面操纵效率损失超过40%。

冰脊引起的升力系数减小、阻力系数增大,易导致飞机配平特性的恶化,体现在配平攻角增大、需用的发动机推力增大。副翼舵面效率的降低也会导致横航向的操纵性严重下降,舵面的响应特性降低甚至失控。不对称结冰情况下,急剧减小的舵面效率可能无法平衡额外的滚转力矩,使飞行安全裕度大幅减小,飞机易发生滚转颠簸。

参考文献:

- [1] 魏扬,徐浩军,薛源,等.机翼前缘积冰对大飞机操稳特性的影响[J].北京航空航天大学学报,2019,45(6):1088-1095.
- [2] BROEREN A, BRAGG M, ADDY H, et al. Effect of high-fidelity ice accretion simulations on the performance of a full-scale airfoil model[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 07-10, 2008, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2008: 434.
- [3] 张强,陈迎春,周涛,等.民用飞机机翼结冰试验与数值预测[J].航空动力学报,2017,32(1):22-26.
- [4] STEBBINS S, LOTH E, BROEREN A, et al. Aerodynamics of a common research model wing with leading-edge ice shape[J]. Journal of Aircraft, 2021, 58(4): 894-906.
- [5] NTSB. In-flight icing encounter and loss of control simmons airlines, d. b.a. American eagle flight 4184 avions de transport regional (ATR): PB96-910401[R]. Washington DC: NTSB, 1996.
- [6] FAA. FAR Part 25: airworthiness standards: transport category air-planes: 14 CFR Part 25[S]. Washington DC: FAA, 2023.
- [7] BROEREN A, BRAGG M. Effect of airfoil geometry on performance with simulated intercycle ice accretions[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 06-09, 2003, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2003: 728.
- [8] 李焱鑫,张辰,刘洪,等.大粒径过冷水溢流结冰的翼型气动影响分析[J].空气动力学学报,2014,32(3):376-382.
- [9] ZHANG C, WANG F X, KONG W L, et al. The Characteristics of SLD icing accretions and aerodynamic effects on high-lift configurations[C]//33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, June 22-26, 2015, Dallas, TX. Reston, Virginia: AIAA, 2015: 3385.
- [10] 李冬,张辰,王福新,等.多段翼型的大粒径过冷水滴结冰特征及气动影响分析[J].上海交通大学学报,2017,51(8):921-931.
- [11] SANKAR L, PHAENGSOOK N, BANGALORE A. Effects of icing on the aerodynamic performance of high lift airfoils[C]//31st Aerospace Sciences Meeting, January 11-14, 1993, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1993: 26.
- [12] WANG Q M, ZHANG M H, LUO J M, et al. Investigation of icing effects on aerodynamic performance for the high-lift configuration of civil aircraft[C]//2021 12th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), July 16-19, 2021, Athens, Greece. IEEE, 2021: 113-118.
- [13] 李冬,张辰,王福新,等.结冰对带舵面翼型流场的影响及其气动参数分析[J].上海交通大学学报,2017,51(3):367-373.
- [14] LEE S, BRAGG M B. Experimental investigation of simulated large-droplet ice shapes on airfoil aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(5): 844-850.

(责任编辑:孟欣)