积冰对飞机纵向操稳特性的量化影响

王明丰 王立新 黄成涛

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083)

摘 要：提出了一种根据气象条件、飞机特征、飞行条件预测积冰对飞机飞行动力学特性影响的估算方法.采用热力学平衡分析方法完成了积冰增长过程的数学描述，利用逐步线性回归方法建立了结冰飞机的气动模型，计算得到了结冰飞机的气动参数，计算结果与试验结果吻合较好，表明这种方法具有一定的工程实用性.并在此基础上研究了不同部位积冰对飞机纵向操稳特性的影响，通过数值仿真计算得出，结冰飞机气动特性的急剧恶化会导致其纵向操稳特性显著降低，严重时会危及其飞行安全.

关 键 词：积冰；气动模型；纵向稳定性；操纵特性

中图分类号：V 212.1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)05-0592-04

Computational effects of ice accretion on aircraft longitudinal stability and control

Wang Mingfeng Wang Lixin Huang Chengtao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A computational method was developed to predict the effects of airframe icing on aircraft flight dynamic characteristics according to atmospheric conditions, aircraft characteristics and flight conditions. Ice accretion scaling was performed by means of heat-transfer balance analysis, and aerodynamic model of iced aircraft was built by means of stepwise linear regression, the aerodynamic parameters due to ice accretion were computed by this model. The agreement of the computation results with the flight data indicates this method could be used to estimate the aerodynamic parameters at the analyses of longitudinal stability and handling quality. The penalties of aircraft longitudinal stability and control due to ice accretion on different region were investigated using this method. The results of computation demonstrate that the severe degradation of aircraft aerodynamic performance due to ice accretion may affect longitudinal stability and handling quality significantly, and endanger the flight safety.

Key words: ice accretion; aerodynamic model; longitudinal stability; handling quality

积冰对飞机操稳特性的影响是导致结冰飞行事故的主要原因[1].本文利用NASA在积冰增长过程及其对飞机性能的影响方面获得的大量风洞试验和试飞数据[2-3]，建立了一种预测积冰对飞机飞行动力学特性影响的工程估算方法，进而研究了积冰对飞机纵向操稳特性的量化影响.

1 积冰增长过程的数学描述

为简化气象条件、飞机特征、飞行条件和结冰特征之间的相互关系，本文假设：给定飞机在同等结冰条件下将产生同样的积冰，于是可以将结冰条件和积冰的厚度、类型、形状、位置、范围等特征通过一组参数来关联.本文中采用累积参数

收稿日期：2007-05-09

作者简介：王明丰(1981—)，男，湖北恩施人，硕士生，wangmingfeng1025@ase.buaa.edu.cn.

A_c[2]、收集系数 E[2] 和冻结系数 n[4] 这 3 个典型的特征参数来描述积冰增长过程.

飞机在自然结冰条件下的常见冰形有双角形、蘑菇状(瘤状)、槽形、楔形等,如图 1 所示.

试验积冰增长过程的特征参数计算值与试验结冰翼型[4-5]的结冰特征(结冰类型和冰形)如表 1 所示.

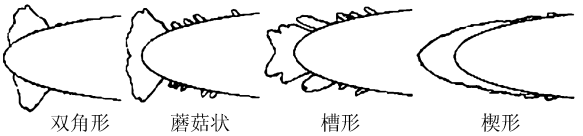


图 1　自然结冰条件下的常见冰形

表 1　积冰增长过程特征参数值与试验结冰特征

A_c	E	积冰时间/min	n	结冰类型	冰形
1.90	0.86	7.3	0.28	明冰	蘑菇状
1.88	0.85	7.3	0.3	明冰	蘑菇状
1.88	0.85	7.3	0.40	明冰	槽形
1.88	0.86	3.8	0.52	明冰	槽形
2.44	0.84	10.8	0.78	混合冰	楔形
2.44	0.84	10.8	0.91	混合冰	楔形
1.89	0.86	7.3	1.0	毛冰	楔形

上述分析表明,采用 A_c,E 和 n 可反映积冰增长的快慢和典型的结冰特征.

2　积冰对飞机气动特性的影响

为了建立积冰和飞机气动系数/导数之间的量化关系,本文利用逐步线性回归的方法将飞机的气动模型表示为

$$C_A(t)=C_{A0}+\Delta C_{Ai}+C_{A1}x_1(t)+C_{A2}x_2(t)+\cdots+C_{An}x_n(t) \tag{1}$$

式中,t 为从无积冰的基准状态到当前状态的时间;$C_A(t)$为所求的气动力或力矩系数;C_{A0}为无积冰的基准状态下的气动系数;ΔC_{Ai}为初始构型状态下飞机积冰后的气动系数的增量;C_{A1},C_{A2},…,C_{An}为气动导数,回归项 $x_1(t)$,$x_2(t)$,…,$x_n(t)$为飞机的状态参数、操纵变量或它们的组合.

应用该模型给出阻力系数 C_D、升力系数 C_L、俯仰力矩系数 C_m 的计算式为

$$\left.\begin{aligned}
C_D&=C_{D_0}+\Delta C_D+C_{DMa}\cdot\Delta Ma+C_{D\alpha}\cdot\Delta\alpha+C_{D\delta_e}\cdot\Delta\delta_e\\
C_L&=C_{L0}+\Delta C_L+C_{LMa}\cdot\Delta Ma+C_{L\alpha}\cdot\Delta\alpha+C_{L\dot\alpha}\cdot\frac{\dot\alpha\,\bar c}{2V}+C_{Lq}\cdot\frac{q\,\bar c}{2V}+C_{L\delta_e}\cdot\Delta\delta_e\\
C_m&=C_{m0}+\Delta C_m+C_{mMa}\cdot\Delta Ma+C_{m\alpha}\cdot\Delta\alpha+C_{m\dot\alpha}\cdot\frac{\dot\alpha\,\bar c}{2V}+C_{mq}\cdot\frac{q\,\bar c}{2V}+C_{m\delta_e}\cdot\Delta\delta_e
\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,C_{D*},C_{L*},C_{m*} 分别为气动系数对飞机状态参数的导数;Ma 为马赫数;α 为迎角;δ_e 为升降舵偏角;q 为俯仰角速度;$\dot\alpha$ 为迎角对时间的导数;前缀"Δ"为相对基准状态的增量;$\bar c$为平均气动弦长;V 为飞行速度. 积冰后飞机的阻力系数增量 ΔC_D 可以表示为关于结冰时间的分段函数[1,6]:

$$\left.\begin{aligned}
\Delta C_D&=Z_1(A_cE)g(n) && t<10\ \text{min}\\
\Delta C_D&=\Delta C_{D\,10} && t=10\ \text{min}\\
\Delta C_D&=Z_2[1-\mathrm{e}^{Z_3(t-10)}]+\Delta C_{D\,10} && t>10\ \text{min}
\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

式中,Z_1,Z_2 和 Z_3 为常数;$g(n)$为 n 的非线性函数[1]. 文献[1]给出的某试验结冰翼型的 ΔC_D 随 n 变化的拟合结果与采用本文方法得到的计算结果对比如图 2 所示,通过比较可以看出本文计算结果和试验值吻合更好.

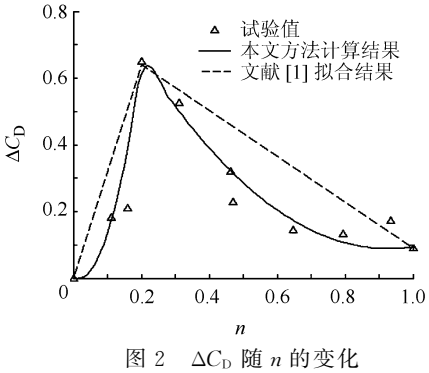


图 2　ΔC_D 随 n 的变化

文献[7]计算发现,中小迎角下积冰引起的升力系数增量 ΔC_L 可以用 ΔC_D 为自变量的线性函数来表示,即

$$\Delta C_L=K\cdot\Delta C_D \tag{4}$$

式中 K 为比例常数,用该式拟合的 ΔC_L 与 ΔC_D 的关系与试验结果基本吻合,如图 3 所示.

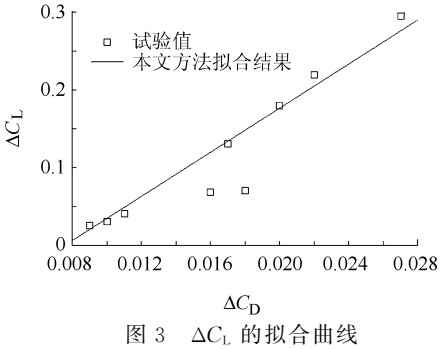


图 3　ΔC_L 的拟合曲线

文献[1,6]提出了形式简单的模型来估算结冰后飞机的气动导数,并给出如下计算公式:

$$C_{Ai}=(1+\eta K_{C_A})C_A \tag{5}$$

式中,C_A 为结冰前某一气动导数;C_{Ai}为结冰后该

气动导数值；K_{C_A} 为系数结冰因子，其值与飞机气动布局以及所讨论的气动系数等有关；飞机结冰因子 η 为一个结冰严重性参数，为大气条件和飞机本体特性的函数[1,6].

结冰飞机气动导数/系数计算步骤为：①根据试飞数据或者风洞试验结果确定无积冰飞机的气动导数/系数；②根据结冰条件计算 K_{C_A}，ΔC_D 和 η；③根据式(5)计算飞机积冰后的气动导数，再由式(1)给出的结冰飞机气动模型确定气动系数.

选择双水獭飞机(DHC-6)[1]作为算例飞机，飞行高度 $H=1$ km，给定检验结冰条件 N_1 与文献[1]附表1对应的试验结冰条件相同，检验结冰条件 N_2 为：$V=82$ m/s，积冰时间为8 min，大气密度 $\rho=1.0$ kg/m^3，大气中液态水含量为0.93 g/m^3，平均液滴直径为28.1 μm，环境大气温度 $T=-7.7$ ℃.

由式(2)～式(4)可计算得到 C_D，$\Delta C_D/C_{D0}$，C_L 及 $\Delta C_L/C_{L0}$，计算结果如表2所示.

表2 飞机不同部位积冰引起的阻力系数及升力系数变化

结冰条件	参数	无积冰	机翼积冰	尾翼积冰	全机积冰
N_1	C_D	0.041	0.050	0.046	0.062
	$\frac{\Delta C_D}{C_{D0}}$/%	0	22.0	12.2	51.2
N_2	C_D	0.041	0.095	0.068	0.130
	$\frac{\Delta C_D}{C_{D0}}$/%	0	130	65	217
N_1	C_L	0.38	0.353	0.366	0.336
	$\frac{\Delta C_L}{C_{L0}}$/%	0	7	3.6	11.2
N_2	C_L	0.38	0.285	0.315	0.182
	$\frac{\Delta C_L}{C_{L0}}$/%	0	35	17	52

通过计算可得到结冰条件 N_1 下 $A_c=0.69$，$E=0.30$，$n=0.14$，$\eta=0.2$，飞机处于弱积冰状态，试验冰形为双角冰(明冰)；结冰条件 N_2 下 $A_c=0.64$，$E=0.59$，$n=0.24$，$\eta=0.85$，飞机严重积冰，预测将产生蘑菇状的明冰.值得指出的是，这里计算得到的冻结系数值比文献[1]附图中给出的结果大，主要原因是在积冰严重程度的量化表征中采用机翼前缘半径替代了平均气动弦长作为参考特征长度，文献[8]已通过计算分析和实验证明此计算方法更为合理.

系数结冰因子的大小可以反映积冰对飞机各个气动导数的影响程度的差异，如表3所示.

表3 飞机不同部位积冰后的系数结冰因子值

积冰部位	$K_{C_A}(C_{L\alpha})$	$K_{C_A}(C_{m\alpha})$	$K_{C_A}(C_{m\delta_e})$
无积冰	0	0	0
机翼积冰	−0.30	−0.10	−0.10
尾翼积冰	−0.10	−0.20	−0.38
全机积冰	−0.50	−0.50	−0.50

列出根据式(5)计算得到的飞机纵向气动导数和利用试飞数据通过系统辨识获得的试验值[1]如表4所示，计算结果与试验值吻合较好.

表4 飞机不同部位积冰后的气动导数

参数	结冰条件		无积冰	机翼积冰	尾翼积冰	全机积冰
$C_{L\alpha}$	N_1	计算值	5.660	5.320	5.547	5.094
		试验值	5.660	5.342	5.520	5.094
	N_2	计算值	5.660	4.217	5.179	3.255
$C_{m\alpha}$	N_1	计算值	−1.310	−1.284	−1.258	−1.179
		试验值	−1.310	−1.285	−1.263	−1.180
	N_2	计算值	−1.310	−1.199	−1.087	−0.753
$C_{m\delta_e}$	N_1	计算值	−1.740	−1.705	−1.608	−1.566
		试验值	−1.740	−1.709	−1.593	−1.566
	N_2	计算值	−1.740	−1.592	−1.178	−1.001

以上计算分析表明，采用本文给出的工程计算方法得到的气动系数/导数的估算结果和试验数据较为一致，可将其推广应用于结冰飞机的操稳特性分析；积冰后飞机气动特性急剧恶化；不同部位的积冰对飞机的影响亦不同.

3 积冰对飞机纵向操稳特性的影响

利用前述方法得到的气动系数/导数可计算算例飞机在不同情形下短周期模态的周期 T_{SP}、阻尼比 ζ_{SP}、加速度敏感性 $\partial n/\partial\alpha$[9]以及操纵期望参数 CAP[9]，如表5所示.可见，平尾积冰比机翼积冰对飞机操纵性的影响要大，全机积冰对飞机操纵性的影响并不等于平尾积冰和机翼积冰所产生影响的简单叠加.

表5 飞机不同部位积冰后的短周期模态特征参数

积冰部位	结冰条件	T_{SP}/s	ζ_{SP}	$\frac{\partial n}{\partial\alpha}$/(g·rad^{-1})	CAP/(rad·s^{-2}·g^{-1})
无积冰		1.647	0.665	14.895	0.978
机翼积冰	N_1	1.687	0.650	14.001	0.991
	N_2	1.827	0.598	11.097	1.066
平尾积冰	N_1	1.690	0.657	14.597	0.948
	N_2	1.850	0.633	13.629	0.847
全机积冰	N_1	1.746	0.663	13.405	0.966
	N_2	2.221	0.675	8.565	0.934

注：g 为单位过载.

给定风速 $W=10$ m/s 的顺风突风扰动，全机积冰时飞机的 q，α 的瞬态响应如图4所示.结冰越严重，突风扰动下结冰飞机 q 和 α 的振幅越大，严重积冰时飞机升降舵操纵效率、失速迎角、俯仰刚度显著减小，导致飞机在大迎角飞行状态或受到大的扰动后很难通过操纵恢复，飞机极易失速.

不同积冰情形下算例飞机沉浮模态的周期 T_p 和阻尼比 ζ_p 如表6所示.可见，严重积冰条件

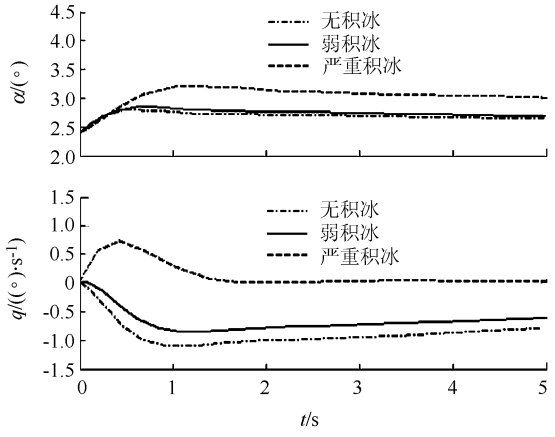


图 4　结冰飞机对突风扰动的瞬态响应

N_2 下的全机积冰飞机的沉浮模态发散;在其它积冰情形下飞机沉浮模态收敛,T_p 和 ζ_p 增加.

表 6　飞机不同部位积冰后的沉浮模态特征参数

积冰部位	结冰条件	T_p/s	ζ_p
无积冰		46.574	0.068
机翼积冰	N_1	49.501	0.0914
	N_2	59.520	0.227
平尾积冰	N_1	48.1385	0.080
	N_2	56.920	0.152
全机积冰	N_1	52.828	0.125
	N_2	模态发散	

在顺风突风扰动下($W=10$ m/s),全机积冰飞机的俯仰角 θ 和空速 V 随时间 t 变化如图 5 所示.结冰飞机的升阻比下降剧烈,即使是弱积冰也会对飞机的长周期特性产生明显的影响.

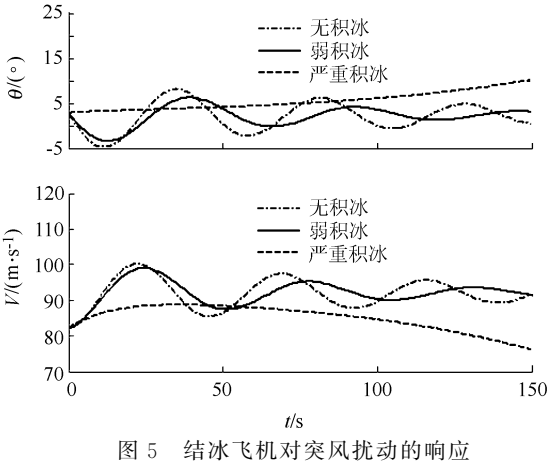


图 5　结冰飞机对突风扰动的响应

前述计算分析表明:积冰将导致飞机的俯仰刚度下降,升降舵操纵效率减小,影响飞机的纵向操稳特性.其次,不同部位的积冰对飞机气动特性、纵向操稳特性的影响亦不同.

4　结 束 语

本文给出了一种估算积冰对飞机飞行动力学特性影响的实用方法,并在此基础上对结冰飞机的纵向操稳特性进行了分析,结果表明:积冰致使飞机升阻特性剧烈恶化,影响飞机的纵向操稳特性.本文的研究成果对于结冰条件下的飞行仿真、飞行包线修正、飞行安全性预测及事故分析、智能防冰系统的设计等方面具有重要参考价值.

参考文献(References)

[1] Pokhariyal D, Bragg M B, Hutchison T, et al. Aircraft flight dynamics with simulated ice accretion[R]. AIAA-2001-0541, 2001

[2] FAA Technical Center. Aircraft icing handbook[R]. DOT/FAA/CT-88/8-1, 1991

[3] Ratvasky T P, Ranaudo R J. Icing effects on aircraft stability and control determined from flight data[R]. AIAA-93-0398, 1993

[4] Anderson D N, Jen-Ching Tsao. Evaluation and validation of the messinger freezing fraction[R]. AIAA-2003-1218, 2003

[5] Anderson D N, Alejandro Feo. Ice-accretion scaling using water-film thickness parameters[R]. AIAA-2002-0522, 2002

[6] Bragg M B, Hutchison T, Merret J, et al. Effect of ice accretion on aircraft flight dynamics[R]. AIAA-2000-0360, 2000

[7] Merret J M, Hossain K N, Bragg M B. Envelope protection and atmospheric disturbances in icing encounters[R]. AIAA-2002-0814, 2002

[8] Ruff, Gary A. Analysis and verification of the icing scaling equations[R]. AEDC-TR-85-30, 1986

[9] Phillips W F. Mechanics of flight[M]. Hoboken, NJ: Wiley, 2004: 833-865

(责任编辑:赵海容)