

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.009

机翼前缘结冰对大飞机纵向模态特性的影响

伍强¹, 孔满昭², 徐浩军¹, 裴彬彬¹, 周景锋²

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安 710038; 2. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 结冰导致飞机气动特性恶化, 进而影响飞行品质。针对机翼前缘结冰条件下飞机全包线范围飞行品质评估问题, 提出了基于自适应拟配初值的等效系统拟配方法, 构建了机翼前缘结冰构型, 并通过数值模拟得到背景飞机机翼前缘结冰气动数据。建立了飞机系统模型, 进行升降舵倍脉冲操纵, 进而得到飞机的响应数据。分析数据特征计算了自适应拟配初值, 在飞机全包线范围内干净构型及不同结冰严重程度条件下进行了等效系统拟配, 获得了纵向短周期飞行模态特性参数, 进而得出相应的飞行品质等级。仿真结果表明: 结冰会对飞机模态特性造成影响, 使得飞行品质降低, 严重时可能导致飞行品质发生降级。

关键词: 飞行器设计; 品质评估; 短周期模态; 等效系统拟配; 拟配初值

中图分类号: V 212

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)02-0241-08

Influence of Wing Leading Edge Icing on Longitudinal Modal Characteristics of Large Aircraft

WU Qiang¹, KONG Manzhao², XU Haojun¹, PEI Binbin¹, ZHOU Jingfeng²

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: Icing leads to the deterioration of aircraft aerodynamic characteristics, which affects the flight quality. Aiming at the problem of aircraft flight quality evaluation in the full envelope range under the condition of wing leading edge icing, an equivalent system fitting method based on adaptive fitting initial value is proposed. The icing configuration of the wing leading edge is constructed, and the aerodynamic data of the background aircraft are obtained through numerical simulation. The aircraft system model is established and the elevator pulse doubling operation is conducted to obtain the response data of the aircraft. The data characteristics are analyzed to calculate the initial value of adaptive fitting. The equivalent system fitting is carried out under the conditions of clean configuration and different icing severity within the full envelope of the aircraft. The modal characteristic parameters of longitudinal short period flight are obtained, and the corresponding flight quality level is obtained. The simulation results show that icing will affect the modal characteristics and reduce the flight quality of the aircraft, and may lead to the degradation of flight quality in serious cases.

Key words: aircraft design; quality evaluation; short period mode; equivalent system fitting; initial value of fitting

结冰会影响飞机的气动特性及飞行动力学特性, 严重时还可能诱发飞行失控^[1]。在 2003—2008

基金项目: 国家自然科学基金(62103440)。

收稿日期: 2022-04-26; 修订日期: 2022-06-20

通信作者: 裴彬彬, 男, 讲师, E-mail: 1940bin@163.com。

引用格式: 伍强, 孔满昭, 徐浩军, 等. 机翼前缘结冰对大飞机纵向模态特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 241-248. WU Qiang, KONG Manzhao, XU Haojun, et al. Influence of wing leading edge icing on longitudinal modal characteristics of large aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 241-248.

年期间发生由结冰引起的飞行事故达到了380起^[2]。结冰是持续威胁安全的最重要外部环境因素之一^[3]。

通过飞行动力学仿真方法研究结冰相关飞行安全问题的前提是获得飞机结冰条件下的气动数据。目前主要有3类方法:(1)建立结冰气动参量模型,其中Bragg等提出的模型应用最为广泛^[4],后续学者也不断在此基础上进行了改进^[5-6],但由于结冰的复杂性和随机性,直到目前仍然没有能够准确预测结冰后气动参数的通用模型。(2)通过飞行试验获得结冰气动数据,美国Lewis研究中心利用双水獭飞机开展了一系列结冰飞行试验和结冰风洞试验,积累了大量结冰气动数据^[7-8],中国空气动力研究与发展中心为了验证数值模拟计算结果的准确性,开展了相应风洞测力试验^[9],但试验成本高、风险大,难以获得飞机在全包线范围内的结冰气动数据。(3)通过高精度数值模拟计算飞机结冰后气动特性,数值模拟是结冰问题研究极其重要的途径^[10-12]。

研究结冰对飞机飞行品质的影响可以为评估飞行安全提供依据^[13]。Cunningham等基于Matlab/Simulink建立了商用喷气客机在结冰时变条件下的飞行动力学仿真模型,分析了结冰对纵向和横航向飞行品质、配平特性的影响^[14]。王良禹等^[15]通过数值仿真对飞机结冰后的滚转角变化进行了分析,发现结冰后飞机飞行品质发生了降级。但是,现有研究主要针对特定状态点进行分析,鲜有对全包线范围内飞行品质变化的研究^[16]。常用的飞行品质评估方法主要通过等效系统拟配得到飞机运动模态特性参数,再按照飞行品质评价准则的相应条款进行评定与分析。最小二乘法原理简单且运算效率高,得到了广泛的采用^[17],但其存在较大初值敏感性,不同的飞行状态下需要找到相应最合适的初值^[18],导致通常只在某特定飞行状态点下通过等效系统拟配进行飞机的模态特性分析及飞行品质评估。王小龙等^[19]采用遗传算法获得拟配初值,但其本质上是随机生成多组初值后进行迭代计算,计算效率不高,还可能出现不满足实际情况的情形。

本文通过数值模拟得到了背景飞机在不同结冰严重程度条件下的气动数据,建立了飞机系统模型,通过飞行动力学仿真方法得到飞机的响应数据,提出了基于自适应拟配初值的等效系统拟配方法,在对飞机响应数据特征分析的基础上实现自动计算各种飞行状态下的拟配初值,将基于最小二乘法的等效系统应用到飞机全飞行包线范围。在此基础上,本文开展了背景飞机全包线范围内纵向短

周期模态特性分析及飞行品质评估,同时也验证所提出的自适应等效系统拟配方法的有效性。

1 结冰气动数据

1.1 不同结冰严重程度结冰构型

表1为某结冰风洞试验的工况。根据运输类飞机适航标准(CCAR-25)附录C中规定的飞机结冰的大气环境条件可知,该实验工况具有代表性,在此基础上得到的冰形数据是可靠的。根据相关型号结冰风洞试验数据形成了典型结冰环境下的背景飞机全翼展三维角状冰几何数模,完成了背景飞机机翼重度和中度结冰构型的构建,如图1所示。

表1 结冰风洞试验条件

Table1 Icing wind tunnel test conditions

参数	数值
温度/ $^{\circ}\text{C}$	-10
液态水含量/ $(\text{g}\cdot\text{m}^{-3})$	0.45
平均水滴直径/ μm	29
中度结冰持续时间/min	10
重度结冰持续时间/min	22.5

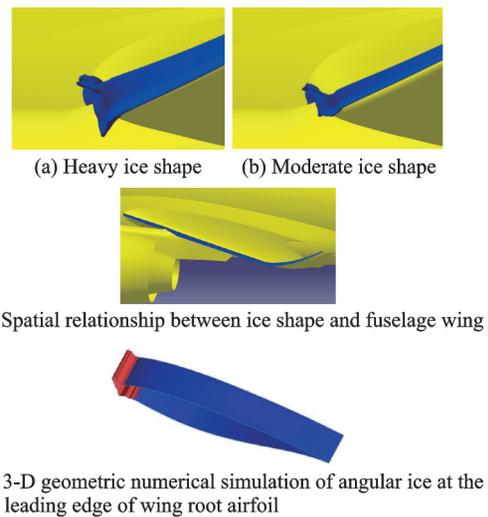


图1 重度结冰和中度结冰的几何模型

Fig.1 Geometric models of heavy icing and moderate icing

1.2 数值模拟

本文采用目前在工程领域应用最多的基于雷诺平均方法,该方法模化了所有尺度的湍流结构,仅对流场平均量求解,计算量相对较小,且能够保证一定的精度。采用SA一方程湍流模型模拟湍流效应。

图2为背景飞机在干净构型(Clean)、中度结冰构型(Ice-B)、重度结冰构型(Ice-A)条件下,马赫数 $Ma=0.4$,升降舵偏角为0时的升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 与俯仰力矩系数 C_m 的变化曲线。

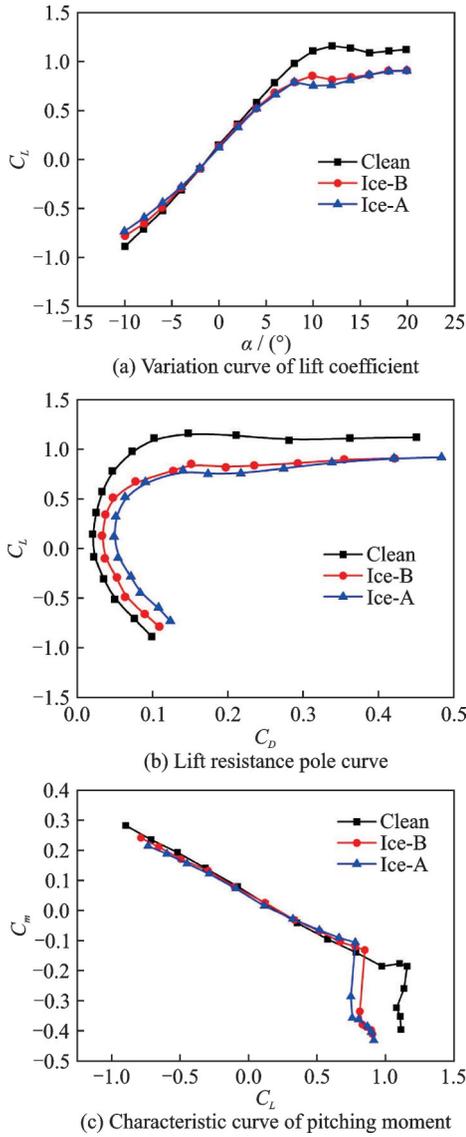


图2 数值模拟计算结果

Fig.2 Numerical simulation results

1.3 计算结果验证

通过与中国空气动力研究与发展中心 $\Phi 3.2\text{ m}$ 的低速风洞开展的背景飞机动力学相似缩比模型的静态测力试验结果进行对比,从而验证 1.2 节中所述数值模拟方法的准确性,如图 3 所示。从图 3 可以看到,通过数值模拟得到的气动数据与试验结果吻合良好。

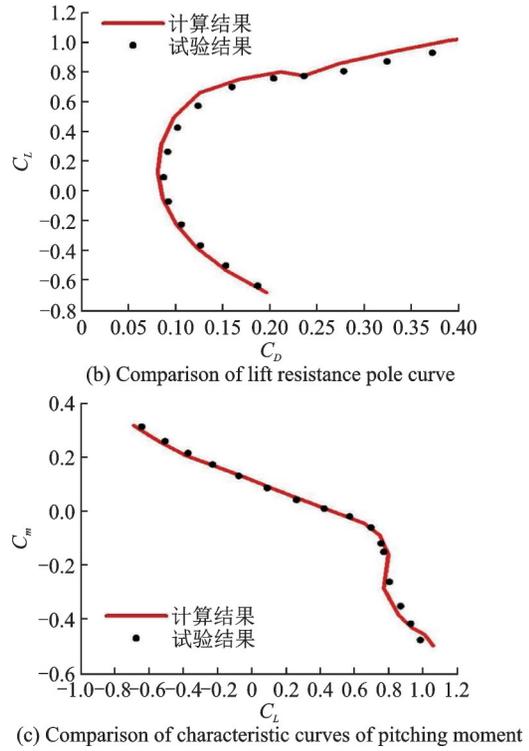
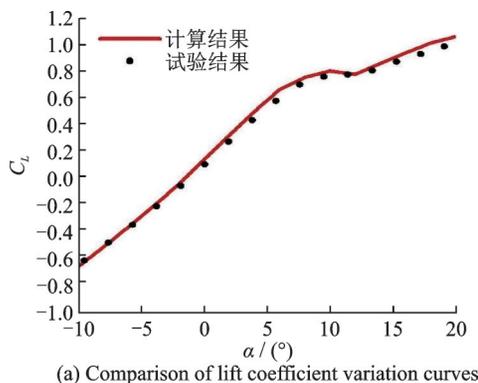


图3 计算结果与试验结果对比曲线

Fig.3 Comparison curves between calculation results and test results

2 飞机系统模型

2.1 飞机本体模型

飞机本体动力学模型可表示为^[20]

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (1)$$

式中: x 为状态向量,包含飞行速度、迎角、侧滑角、四元数、俯仰角速率、滚转角速率、偏航角速率和空间位置参数

$$x = [V, \alpha, \beta, q_0, q_1, q_2, q_3, p, q, r, x_g, y_g, z_g]^T \quad (2)$$

u 为控制向量,包括油门偏度指令、升降舵偏度指令、副翼偏度指令和方向舵偏度指令

$$u = [\delta_{th}, \delta_e, \delta_a, \delta_r]^T \quad (3)$$

2.2 纵向电传操纵系统模型

本文基于 Simulink 平台,对背景飞机纵向电传操纵系统进行建模^[21],纵向通道结构图如图 4 所示。图 4 中, K_0 为杆位移信号 X_2 的放大系数, K_1 为杆位移与平尾偏角间传动比, K_2 为杆位移与平尾偏角间传动比的修正值随动压的改变量, K_3 为杆位移与平尾偏角间传动比的修正值随静压的改变量, K_4 为平尾偏角放大系数, K_5 为动压修正系数, K_6 为俯仰角速度传递系数, K_7 为法向过载传递系数, K_8 为动压均衡信号。num1/den1 为一个惯性环节,起到过滤掉高频信号和增加延迟的作用; num2/den2、num3/den3 为弯曲振动滤波器起到过滤掉机体弯曲振动的高频信号作用; num4/den4 为

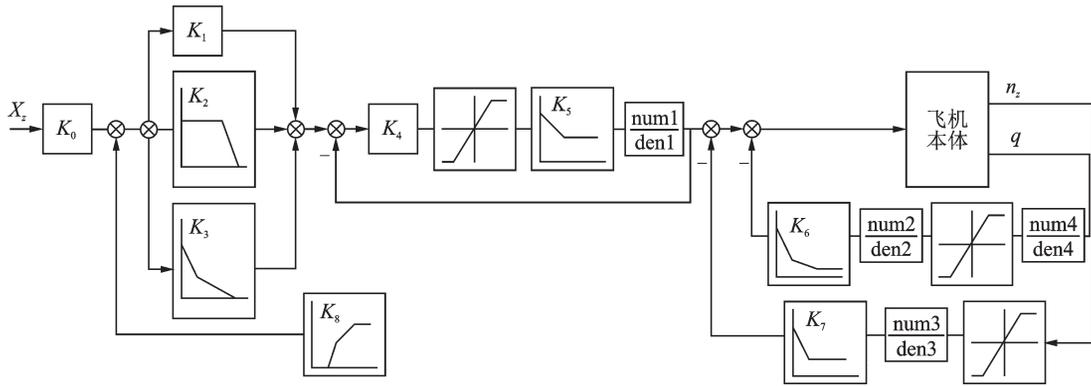


图 4 纵向电传操纵系统结构图

Fig.4 Structure diagram of longitudinal fly by wire control system

q 的反馈通道中的滞后环节,主要起到相位校正作用。

3 飞机纵向模态特性分析方法

针对结冰后纵向模态特性分析,目前现有的研究一般针对某些特定状态点进行分析,鲜有开展在全包线范围内对纵向模态特性进行快速评估的研究。这项工作对于摸清飞行器结冰条件下的飞行品质具有重要意义。本文提出一种基于自适应拟配初值的纵向时域等效拟配方法,可以快速地实现整个包线范围内短周期模态特性分析。

3.1 飞机纵向扰动后运动参数

本文针对飞机输入升降舵倍脉冲操纵后的纵

$$F = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left\{ \left[q_{sp} e^{-\zeta_{sp} \omega_{sp} t} \cos(\omega_{sp} t \sqrt{1 - \zeta_{sp}^2} + \psi) + q_0 - q(i) \right]^2 + \left[n_{zsp} e^{-\zeta_{nsp} \omega_{nsp} t} \cos(\omega_{nsp} t \sqrt{1 - \zeta_{nsp}^2} + \psi_n) + n_{z0} - n_z(i) \right]^2 \right\} \quad (6)$$

在进行最小二乘拟合时,考虑到初值的选取对计算结果影响至关重要,而在全包线品质评估中,拟配初值必然是随着飞行状态点的不同而发生变化的。为此本文提出一种基于纵向数据特征的自适应拟配初值计算方法。考虑到飞机的纵向短周期模态体现在响应曲线的特征中,因此,如果能从飞机响应曲线中提取出飞机模态特征,获取初步的纵向短周期模态特征参数数值,即可用于等效拟配时初值的选取。基本计算流程如下:

首先,建立一个纵向短周期初值模态

$$q' = q'_{sp} e^{-at} + q'_0 \quad (7)$$

在升降舵倍脉冲响应结束后的瞬间,根据飞机的动力学特性,自动选取 Δt 时间段的数据,通常为避免响应后期长周期模态特性的影响,可以取 Δt 为 3~5 s 左右。而后在 Δt 时间段内,均匀地在俯仰角速度、法向过载响应曲线上选取 n 组待拟配的数据。以这 n 组数据为输入,计算出满足最小二乘的

向短周期运动模态进行纵向飞行品质评估,纵向短周期运动模态时域响应模型可表示为

$$q = q_{sp} e^{-\zeta_{sp} \omega_{sp} t} \cos(\omega_{sp} t \sqrt{1 - \zeta_{sp}^2} + \psi) + q_0 \quad (4)$$

$$n_z = n_{zsp} e^{-\zeta_{nsp} \omega_{nsp} t} \cos(\omega_{nsp} t \sqrt{1 - \zeta_{nsp}^2} + \psi_n) + n_{z0} \quad (5)$$

式中: q_{sp}, n_{zsp} 为幅值常数; $\omega_{sp}, \omega_{nsp}$ 为自然频率; ζ_{sp}, ζ_{nsp} 为阻尼比; ψ, ψ_n 为相位角; q_0, n_{z0} 为稳态值。

3.2 基于自适应拟配初值的等效系统拟配

本文采用最小二乘拟合算法,考虑到最小二乘拟合算法的初值敏感性问题,提出一种预先对数据特征进行分析进而自动计算系统拟配初值的自适应拟配初值方法。为了保证纵向运动模型参数的一致性,定义时域双拟配目标函数

纵向短周期初值模态特征参数初值。同时,找出响应曲线上所有的极值点,根据这些极值点对应的的时间坐标估算出纵向短周期运动模态的周期,进而计算纵向短周期运动模态自然频率 ω_{sp} 。而后,再计算出每一个极值点到初值模态曲线的最小距离 Δd_i ,根据 Δd_i 计算出满足最小二乘的纵向短周期运动模态阻尼比,即 $\omega_{sp} \zeta_{sp}$,进而得到阻尼系数 ζ_{sp} 。

本文采取的基于自适应拟配初值的等效系统拟配方法可以适用于飞机全包线条件下的飞行品质评估,在各种飞行状态下自动进行等效系统拟配并得到最优解。

3.3 算例验证

对某型飞机在 $H=3\ 000\text{ m}$, $V=150\text{ m/s}$ 平飞状态下输入升降舵倍脉冲操纵,采用上述方法对响应数据进行分析,得到的拟配曲线与实际飞行曲线对比如图 5 所示,失配度为 0.000 254 2,满足精度要求。

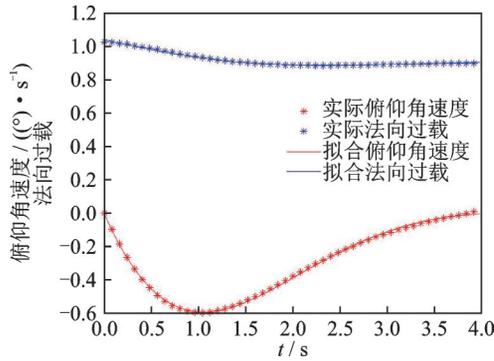


图 5 拟合曲线与实际飞行曲线对比图

Fig.5 Comparison between fitting curve and actual flight curve

4 纵向短周期模态特性分析

4.1 计算分析流程

背景飞机的全包线范围内纵向短周期模态特性分析具体流程如图 6 所示。以背景飞机干净构型飞行包线左边界为起点进行开始计算至右边界,根据 CCAR-25 部附录 C 中规定的飞机结冰的大气环境条件可知,结冰区域主要在飞行高度 8 000 m 以下,因此,计算高度范围确定为 1 000~8 000 m,计算间隔为 500 m,每个高度下均匀计算 15 个状态点。当计算条件为飞机结冰状态下时,其飞行包线萎缩将体现在配平结果中,如果发动机配平推力超过背景飞机最大可用推力或者背景飞机不能完成配平,则认为该状态点超出当前飞机结冰严重程度的飞行包线。完成配平后进行升降舵阶脉冲操纵

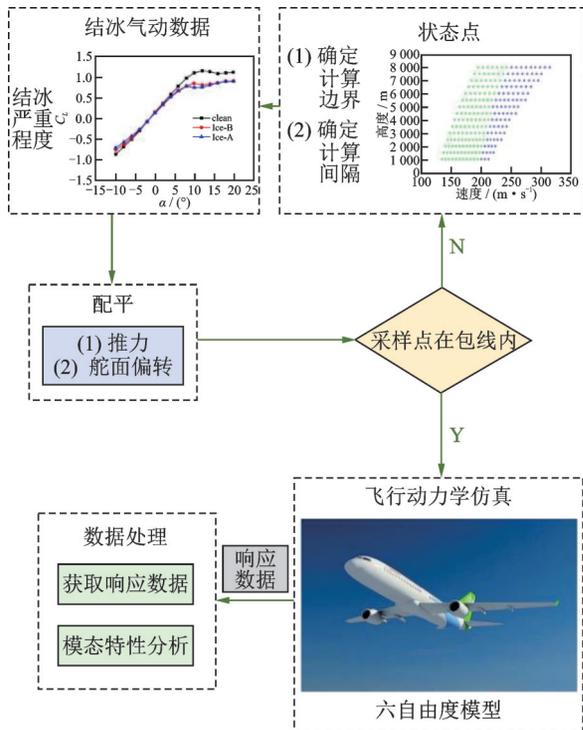


图 6 计算流程

Fig.6 Calculation flow

得到响应数据,计算自适应初值后进行等效系统拟配得到背景飞机纵向短周期模态特性参数。

4.2 计算结果及飞行品质评估

运用上述提出的基于自适应初值的时域等效系统拟配,获取了背景飞机在整个包线范围内纵向短周期模态参数特性,每一个状态点上失配度的计算结果如图 7 所示。

背景飞机在整个包线范围内纵向短周期模态经过等效系统拟配的失配度计算结果如图 7(a)所示。图 7 中,绿色表示失配度不大于 10^{-5} ,蓝色表示失配度在 10^{-4} 数量级,红色表示失配度不小于 10^{-3} 。

首先,从计算结果可以直接看出,飞机结冰后飞行包线发生明显的萎缩,验证了本文的结冰气动数据及飞行动力学仿真方法的准确性。同时,只有极个别状态点的失配度大于 10^{-3} ,说明所提出的等

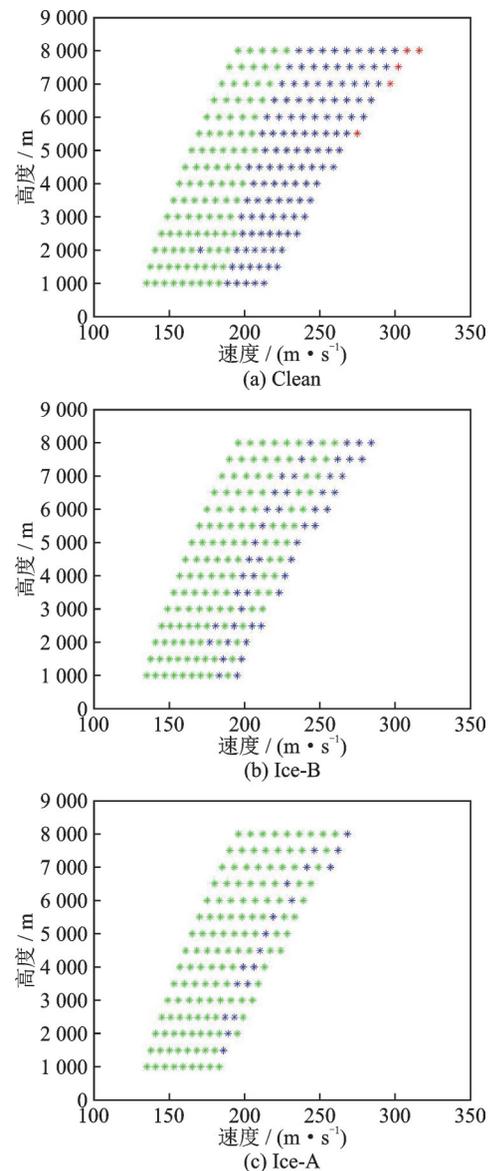


图 7 各状态点的失配度曲线

Fig.7 Mismatch degree curve of each state point

效拟配方法在全包线范围内具有较好的适应性;且飞机结冰后失配度的变化不大,说明所提出的等效拟配方法在结冰条件下全包线范围内同样具有较好的适应性。

截取部分状态点在不同结冰严重程度下的纵向短周期运动模态参数,拟配结果如表2~4所示。

从表2~4中可以看到,在相同的状态时,随着结冰严重程度增大,阻尼比和频率均降低;在同一飞行高度和结冰严重程度时,随着飞行速度的增大,阻尼比和频率均增大;在相同飞行速度和结冰严重程度时,随着飞行高度的增加,阻尼比和频率均降低。

采用纵向短周期模态阻尼作为飞行品质评估的依据,评估标准如表5所示。

表2 干净构型条件下的参数拟配结果

Table 2 Parameter matching results under clean configuration

飞行高度/m	飞行速度/(m·s ⁻¹)	ξ_{sp}	ω_{sp}	失配度
2 000	141	0.535 7	1.693 7	2×10^{-5}
	147	0.538 7	1.796 2	3×10^{-5}
	153	0.540 7	1.839 5	3×10^{-5}
	159	0.542 2	1.907 8	4×10^{-5}
	165	0.542 9	1.976 6	4×10^{-5}
	171	0.543 7	2.043 1	2×10^{-4}
	177	0.543 8	2.113 7	5×10^{-5}
	183	0.545 1	2.180 5	6×10^{-5}
	189	0.546 5	2.251 8	7×10^{-5}
	195	0.547 3	2.325 4	1×10^{-4}
	201	0.547 9	2.396 2	1×10^{-4}
	207	0.548 2	2.467 0	2×10^{-4}
	213	0.548 4	2.530 5	1×10^{-4}
	219	0.548 5	2.609 1	1×10^{-4}
225	0.548 9	2.677 1	2×10^{-4}	
6 000	175	0.455 2	1.613 5	3×10^{-5}
	183	0.457 9	1.685 8	3×10^{-5}
	191	0.460 0	1.755 8	4×10^{-5}
	199	0.461 5	1.825 1	5×10^{-5}
	207	0.462 6	1.894 7	5×10^{-5}
	215	0.464 0	1.961 8	2×10^{-4}
	223	0.465 8	2.030 6	2×10^{-4}
	231	0.467 4	2.099 4	1×10^{-4}
	239	0.468 5	2.171 5	3×10^{-4}
	247	0.469 3	2.243 3	1×10^{-4}
	255	0.469 7	2.314 7	2×10^{-4}
	263	0.469 9	2.385 8	2×10^{-4}
	271	0.470 8	2.457 4	1×10^{-4}
	279	0.471 2	2.526 6	2×10^{-4}

表3 中度结冰条件下的参数拟配结果

Table 3 Parameter matching results under moderate icing conditions

飞行高度/m	飞行速度/(m·s ⁻¹)	ξ_{sp}	ω_{sp}	失配度
2 000	141	0.522 8	1.478 2	2×10^{-5}
	147	0.523 6	1.508 4	2×10^{-5}
	153	0.524 5	1.596 2	2×10^{-5}
	159	0.524 8	1.656 1	2×10^{-5}
	165	0.525 7	1.719 9	3×10^{-5}
	171	0.527 4	1.781 0	3×10^{-5}
	177	0.528 7	1.839 8	3×10^{-4}
	183	0.529 5	1.897 7	4×10^{-5}
	189	0.530 2	1.957 0	2×10^{-4}
	195	0.530 5	2.016 9	5×10^{-5}
	201	0.531 0	2.076 1	1×10^{-4}
	175	0.440 2	1.417 6	3×10^{-5}
	183	0.441 8	1.458 6	3×10^{-5}
	191	0.443 5	1.527 6	2×10^{-5}
199	0.445 3	1.594 7	3×10^{-5}	
207	0.447 2	1.656 4	3×10^{-5}	
6 000	215	0.448 8	1.716 2	4×10^{-4}
	223	0.450 1	1.775 4	4×10^{-4}
	231	0.451 1	1.835 9	5×10^{-5}
	239	0.451 9	1.896 2	6×10^{-5}
	247	0.453 4	1.954 4	7×10^{-4}
	255	0.455 0	2.012 9	2×10^{-4}

表4 重度结冰条件下的参数拟配结果

Table 4 Parameter matching results under heavy icing conditions

飞行高度/m	飞行速度/(m·s ⁻¹)	ξ_{sp}	ω_{sp}	失配度
2 000	141	0.519 5	1.411 9	2×10^{-5}
	147	0.520 9	1.469 8	2×10^{-5}
	153	0.521 1	1.538 8	2×10^{-5}
	159	0.521 7	1.608 0	2×10^{-5}
	165	0.522 8	1.667 8	3×10^{-5}
	171	0.524 7	1.728 0	3×10^{-5}
	177	0.526 2	1.785 9	3×10^{-5}
	183	0.527 2	1.839 3	4×10^{-5}
	189	0.528 1	1.898 6	2×10^{-4}
	195	0.528 6	1.955 8	4×10^{-5}
	175	0.438 6	1.400 8	3×10^{-5}
	183	0.440 2	1.423 3	3×10^{-5}
	191	0.441 1	1.462 7	2×10^{-5}
	199	0.442 7	1.547 4	2×10^{-5}
6 000	207	0.444 8	1.608 7	3×10^{-5}
	215	0.446 5	1.667 2	3×10^{-5}
	223	0.447 9	1.724 5	4×10^{-5}
	231	0.449 0	1.782 5	4×10^{-4}
	239	0.449 9	1.840 6	5×10^{-5}

表 5 纵向飞行品质评估标准

Table 5 Evaluation criteria of longitudinal flight quality

参数	一级品质	二级品质
ξ_{sp}	0.35~1.30	0.25~2.00

总的来说,相较于干净构型,本文使用的结冰冰形在一定程度上降低了飞机的飞行品质,严重时可能导致飞行品质发生降级。但同时由于背景飞机的纵向稳定性能良好,总体上没有发生品质的降级。

本文主要从理论上对所提算法有效性进行验证,因此分析范围包括了每一飞行高度下的速度左边界至右边界所有状态点。但飞机结冰主要发生在飞行速度较低的情形,在实际运用中需要具体的易结冰范围进行分析。

5 结 论

本文首先通过数值模拟得到了飞机机翼前缘结冰条件下的结冰气动数据,建立飞机系统模型,对飞机进行升降舵倍脉冲操纵得到响应数据。其次,提出了基于自适应拟配初值的等效系统拟配方法用以解决拟配初值敏感性问题。最后对不同结冰严重程度下飞机纵向模态特性进行了分析,得出以下结论:

(1) 干净构型、中度结冰和重度结冰条件下,升力线斜率和最大升力系数依次下降,失速迎角依次减小,最小阻力依次增加。

(2) 基于自适应拟配初值的等效系统拟配方法,解决了拟配初值敏感性问题,可以适用于飞机全包线条件下的飞行品质评估。

(3) 结冰导致飞机飞行包线发生明显萎缩,同时对飞机模态特性造成影响,使得飞行品质降低,严重时可能导致飞行品质发生降级。

参考文献:

[1] REEHORST A L, ADDY H E, COLANTONIO R O. Examination of icing induced loss of control and its mitigations[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto, Ontario Canada: AIAA, 2010.

[2] TUNCER C. Aircraft icing[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35(35):11-21.

[3] CAO Yihua, TAN Wenyuan, WU Zhenlong. Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 75 :

353-385.

- [4] BRAGG M B, HUTCHISON T, MERRET J, et al. Effect of ice accretion on aircraft flight dynamics[C]//Proceedings of the 38th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. [S.l.]: AIAA 2000.
- [5] MELODY J W, ILILLBRAND T, BASAR T, et al. H_{∞} parameter identification for inflight detection of aircraft icing: The time-varying case[J]. Control Engineering Practice, 2001, 9(12):1327-1335.
- [6] POKHARIYAL D, BRAGG M, HUTCHISON T, et al. Aircraft flight dynamics with simulated ice accretion[C]//Proceedings of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA, 2001.
- [7] RATVASKY T P, VANZANTE J F, SIM A. NASA/FAA tailplane icing program: Flight test report: NASA/TP-2000-209908 [R]. [S.l.]: AIAA, 2000.
- [8] REEHORST A, POTAPCZUK M, RATVASKY T, et al. Wind tunnel measured effects on a twin-engine short-haul transport caused by simulated ice accretions: Data report: NASA-TM 107419 [R]. [S.l.]: NASA, 1997.
- [9] 朱正龙,郭林亮,祝明红,等. 结冰条件下大型民机操纵特性研究与风洞虚拟飞行验证[C]//2019年中国力学大会论文集(CCTAM 2019). 杭州:[s.n.],2019. ZHU Zhenglong, GUO Linling, ZHU Minghong, et al. Study on stability and controllability of large civil aircraft under icing conditions and verification via virtual flight in wind tunnel[C]// Proceedings of the CCTAM 2019. Hangzhou:[s.n.], 2019.
- [10] ALAM M F, WALTERS D K, THOMPSON D S. Simulations of separated flow around an airfoil with ice shape using hybrid rans/les models: AIAA 2011-3972 [R].[S.l.]:AIAA, 2011.
- [11] 张力涛. 结冰后翼型、多段翼型及舵面的气动特性计算[D]. 南京:南京航空航天大学, 2005. ZHANG Litao. Aerodynamic characteristic computations on iced airfoils, multi-element airfoil and rudder [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [12] 刘娟. 大型客机增升翼型SLD结冰模拟及气动特性分析[D]. 上海:上海交通大学, 2014. LIU Juan. Numerical investigation on high-lift airfoil SLD icing environment and the aerodynamic performance analysis [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2014.
- [13] 胡兆丰. 人机系统和飞行品质[M]. 北京:北京航空

- 航天大学出版社, 1993.
- HU Zhaofeng. Human-machine system and flight quality [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1993.
- [14] CUNNINGHAM M A. A simplified icing model for simulation and analysis of dynamic effects [D]. Morgantown: West Virginia University, 2012.
- [15] 王良禹, 徐浩军, 张喆, 等. 结冰对飞机横航向飞行品质的影响[J]. 飞行力学, 2018, 36(1): 16-19.
- WANG Liangyu, XU Haojun, ZHANG Zhe, et al. The effect of icing on the aircraft's horizontal flight quality[J]. Flight Mechanics, 2018, 36(1): 16-19.
- [16] 伍强, 徐浩军, 裴彬彬, 等. 结冰条件下飞机全包线模态特性分析方法[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(10): 2893-2901.
- WU Qiang, XU Haojun, PEI Binbin, et al. Analysis method of aircraft modal characteristics within the full envelope under icing conditions [J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(10): 2893-2901.
- [17] KAMALI C, HEBBAR A, VIJEESH T, et al. Real-time desktop flying qualities evaluation simulator [J]. Defence Science Journal, 2014, 64(1): 27-32.
- [18] 傅庆庆. 固定翼飞机横航向飞行品质评价方法研究 [D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2019.
- FU Qingqing. Study on evaluation method of flight quality of fixed-wing aircraft in lateral direction [D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2019.
- [19] 王小龙, 徐浩军, 裴彬彬, 等. 纵向短周期飞行品质评估时域分析方法[J]. 飞行力学, 2015, 33(1): 1-4.
- WANG Xiaolong, XU Haojun, PEI Binbin, et al. Time-domain analysis method for evaluation of longitudinal short period flying quality [J]. Flight Dynamics, 2015, 33(1): 1-4.
- [20] PAMADI B N. Performance, stability, dynamics and control of airplanes [M]. New York: AIAA Educational Series, 2003.
- [21] 薛定宇, 陈阳泉. 基于 MATLAB/Simulink 的系统仿真技术与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- XUE Dingyu, CHEN Yangquan. System simulation technology and application based on MATLAB/Simulink [J]. Beijing: Science Press, 2001.

(编辑: 孙静)