

一种结冰飞机失速迎角实时估计方法

江飞鸿^{1,2,*}, 刘贞报¹, 薛源², 孔满昭², 赵甜²

(1. 西北工业大学 民航学院, 西安 710072; 2. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘 要: 基于某运输机带冰风洞试验数据和结冰升力特性分析, 得出结冰对小迎角(AOA)范围内升力系数影响较小的结论。设计一种基于该先验知识增强的升力系数多项式在线主成分估计方法, 克服由于激励不足和回归量之间共线性导致的数据矩阵病态问题。利用结冰后升力曲线斜率变化量与最大升力系数呈现的良好线性关系估计了最大升力系数和失速迎角。与现有方法相比, 所设计方法具有成熟度高、实时性好、不依赖主动激励的显著优点。仿真结果表明: 所设计方法估计精度可以满足迎角保护要求, 具有良好的工程应用前景。

关 键 词: 结冰飞机; 失速迎角; 主成分估计; 实时估计; 迎角保护

中图分类号: V212.11

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2025)09-2947-08

结冰是造成空难的主要隐患之一, 小到中等程度结冰导致上升率、航程、久航时间、最大速度和加速度等性能降低; 严重结冰将导致尾翼失速、机翼失速等严重危害^[1]。

1998年, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)、伊利诺伊大学、俄亥俄州立大学联合发起了智能结冰保护系统(smart icing protection systems, SIS)研究项目^[1-2]。通过传感器检测结冰的状况及防冰系统的工作状况, 将数据反馈到结冰管理系统, 修改飞行包线和控制律, 使得飞机可以按新的控制规律继续安全飞行。SIS概念的提出开创了容冰飞行控制新领域。Hossain等^[3]在假定结冰飞机模型已知条件下通过在线数值积分的方法快速预测当前输入条件下系统响应, 若迎角超限则调整输入幅值, 该方法可同时适用于人工操纵和自动驾驶模式。美国田纳西大学与Bihle研究公司合作开发了结冰边界保护系统^[4], 实时估计飞机结冰严重程度参数, 以此估计飞行包线, 并向驾驶员提供安全飞行包线提示。实时参数估计中需要多轴正交输入激励。

国内相对起步较晚, 对结冰后的飞行控制律重构、飞行包线估计和保护等研究还比较薄弱, 总体处于跟踪研究状态。南京航空航天大学团队在国内外飞机结冰研究基础上建立了简化的飞机结冰气动模型, 对于人工驾驶、自动驾驶飞行2种情况, 分别设计了开环、闭环飞行包线保护控制律^[5]; 复旦大学团队研究了基于自组织特征映射网络的结冰定性检测、基于 H_∞ 理论的结冰定量检测方法并设计了边界保护控制律^[6-7]; 空军工程大学团队提出了一种通过减小关键参数变化速率的最优边界保护算法^[8], 基于相平面法^[9]和正规形法^[10]构建了结冰飞机的非线性稳定域, 以此确定结冰后飞机安全边界, 研究中假设结冰飞机气动数据已知。

总体而言, 容冰飞行控制尚属新兴研究领域, 目前对结冰后的失速迎角估计方法研究较少。主要通过 H_∞ 参数辨识方法对结冰前后俯仰力矩导数进行估计, 将估计结果与输入信号一起输入分类神经网络, 通过神经网络检测分类后得出结冰严重程度系数。然后利用气动试验数据确定结冰严重程度系数与结冰升力导数的关系, 根据结冰前后升力

收稿日期: 2023-06-28; 录用日期: 2023-09-14; 网络出版时间: 2023-10-25 17:18

网络出版地址: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231025.1107.002

*通信作者. E-mail: 370812450@qq.com

引用格式: 江飞鸿, 刘贞报, 薛源, 等. 一种结冰飞机失速迎角实时估计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51(9): 2947-2954.

JIANG F H, LIU Z B, XUE Y, et al. A real-time estimation method for stall angle of attack of icing aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51(9): 2947-2954 (in Chinese).

导数变化量预测最大升力系数和失速迎角。结冰严重程度系数定义为飞机结冰后实际阻力系数增量与最大连续结冰条件下的阻力系数增量之比,相关性研究工作还远没有完成,需要整合更多参数提高成熟度和估计精度^[2-3,5-7]。此外,由于辨识基于飞机动力学响应过程,需要特定输入激励和递归计算,给实际应用带来困难。

本文在分析某运输机带模拟冰型风洞试验数据基础上,结合结冰对飞机升力特性影响机理,得出结冰对小迎角升力系数影响较小的结论。利用这一先验知识增强通过飞机法向过载间接实测的升力系数,并运用主成分估计(principal components estimation, PCE)方法克服三次多项式回归中存在的共线性问题,实时在线估算结冰后升力曲线斜率变化量。再利用结冰前后升力曲线斜率变化量与结冰后最大升力系数具有较好线性关系这一特征,估计最大升力系数和失速迎角。本文方法具有以下显著优点:

- 1) 通过测量法向过载得到升力系数测量方程,直接估计结冰前后升力曲线斜率变化,不依赖于构造复杂且成熟度不高的结冰严重程度系数;
- 2) 将最小化特定输入条件下结冰动力学模型和飞机实际动态响应误差的结冰严重程度系数辨识问题简化为升力系数多项式回归问题,参数估计过程中无需迭代计算,实时性好;
- 3) 经先验知识增强实测数据后对实时测试数据需求小,辨识过程中无需专门的输入激励,具有工程实用性。

1 结冰升力特性

干净飞机小迎角范围内,升力系数与迎角成较好线性关系。随着迎角增加,驻点后移,气流沿翼型上表面运动的距离更长,流速更快,但能量不足,产生局部分离。超过失速迎角后,机翼表面大面积气动分离,升力大幅下降。机翼前缘冰聚集将引起当地的局部气流分离,导致飞机流动特性恶化,引起翼型压强再分布,升力系数明显减小。同时,由于气动外形遭到破坏,促使气流提早分离,因而使得失速迎角下降,冰型不同对失速迎角的影响也不一样^[11-12]。

为保证飞机能够在恶劣结冰气象条件下安全飞行,并确定飞机结冰后的性能和品质,某运输机按照《运输类飞机适航标准》(CCAR-25-R4)^[13]开展了适航符合性验证工作。主要包括临界冰型确定、带冰风洞试验、模拟冰型试飞和自然结冰试飞等内容。其中,临界冰型是整个结冰验证工作的基础,

为后续工作提供基本输入,综合考虑气象条件、飞行阶段进行计算并结合冰风洞试验确定^[14]。经过综合性能、操稳和动力专业对于结冰临界性的不同要求,对比评估各种冰型对飞机影响的严重程度,最终确定待机冰型、失效冰型和延迟冰型为临界冰型。

图 1 为飞机低速巡航构型带冰风洞试验得到的升力曲线,模型比例为 1:10,其中, α 为迎角, C_y 为升力系数。为验证结冰防护区域设置合理性,试验中除研究临界冰型外,还考虑了机翼展向不同部位加装冰型后的气动力特性影响。

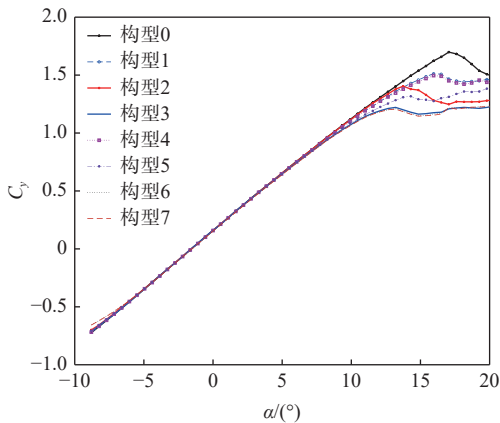


图 1 不同结冰构型升力系数

Fig. 1 Lift coefficients of different icing configurations

其中:构型 0 为无冰干净构型。构型 1 为待机冰型,根据适航相关咨询通告建议,需要考虑 45 min 的待机飞行结冰。在待机冰型确定时,认为飞机的结冰防护系统正常工作,待机冰型主要考虑飞机非防护表面的结冰情况。构型 2 为延迟冰型,指在结冰气象条件下,飞行员接到结冰告警后启动防除冰系统,防除冰系统启动前的结冰情况,包括了告警延迟时间、系统响应时间的冰积聚。构型 3 为失效冰型,指飞机结冰防护系统失效后,防护表面的结冰冰型。根据适航咨询通报建议,失效冰型的结冰时间取最大待机结冰的 1/2,即 22.5 min。构型 4 在待机冰型基础上减去机翼翼尖冰型。构型 5 在构型 4 基础上增加机翼中段冰型。构型 6 在构型 5 基础上增加外翼冰型,不含翼尖。构型 7 在构型 6 基础上增加机翼翼尖冰型。

由于构型 2 即延迟冰型结冰时间短,冰型较薄,模拟冰型难于与机体等比例加工,实际模拟冰型相对较厚,因此,试验数据可信度较弱,在后续分析中不予使用。构型 1 和构型 4、构型 6 和构型 7 升力曲线差异极小,说明机翼翼尖区域结冰对飞机升力特性影响可忽略不计。构型 3 和构型 7 在机翼结冰构型相同,但构型 3 水平安定面带冰,而构

型 7 水平安定面无冰, 二者升力曲线差别细微, 最大升力系数相差 1% 左右, 说明水平安定面结冰对全机升力系数影响小。

对图 1 进一步分析发现, 小迎角时冰型对升力系数影响较小。小迎角范围内, 虽然气动力部件前缘出现冰积聚, 但结冰引起的局部分离流动很小, 影响范围也很小, 仅限于前缘区域, 因此, 小迎角升力特性和干净构型升力特性一致性好。随着迎角增加, 分离区逐渐向后扩散, 引起整个翼面的分离, 造成大的升力损失。对于本节研究对象, 迎角大于 7° 后, 各构型升力曲线开始出现较明显分离。

2 结冰失速迎角实时估计

2.1 升力曲线模型结构

本节先建立用于结冰失速迎角实时估计的升力曲线模型。根据失速迎角实时估计需要, 升力曲线拟合范围选为失速迎角前的某段迎角, 此处失速迎角主要考虑升力失速。这一范围内, 升力曲线一般可采用两次或三次多项式逼近^[15-16]。针对构型 0、构型 3 和构型 5 的升力曲线, 用二次和三次多项式进行拟合, 如图 2~图 4 所示。

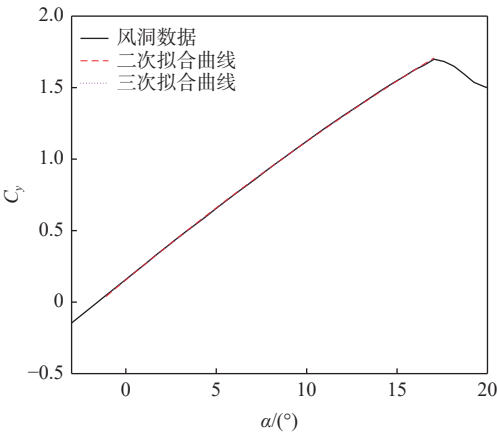


图 2 构型 0 升力系数多项式拟合曲线

Fig. 2 Polynomial fitting curves of lift coefficient of configuration 0

不难看出, 对构型 0 即干净构型二次、三次多项式均能较好拟合吹风升力曲线, 随着结冰强度的增加, 大迎角范围内升力曲线非线性特征表现更为明显, 此时三次多项式拟合精度上明显优于二次多项式, 与风洞试验数据几乎重合, 因此, 本文选用三次多项式对升力曲线进行拟合:

$$C_y = \theta_0 + \theta_1 \alpha + \theta_2 \alpha^2 + \theta_3 \alpha^3 \tag{1}$$

式中: θ_0 、 θ_1 、 θ_2 和 θ_3 为相关多项式系数。

特定迎角 α 处斜率 C_y^α 通过对多项式求导得到

$$C_y^\alpha = \theta_1 + 2\theta_2 \alpha + 3\theta_3 \alpha^2 \tag{2}$$

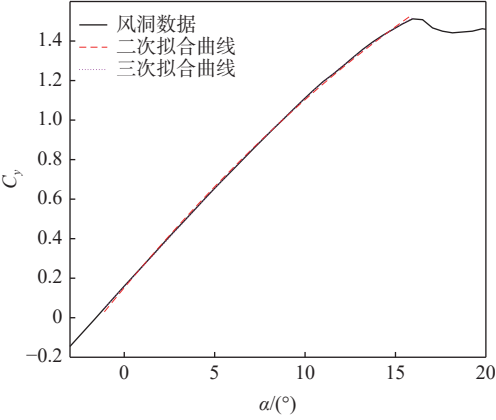


图 3 构型 3 升力系数多项式拟合曲线

Fig. 3 Polynomial fitting curves of lift coefficient of configuration 3

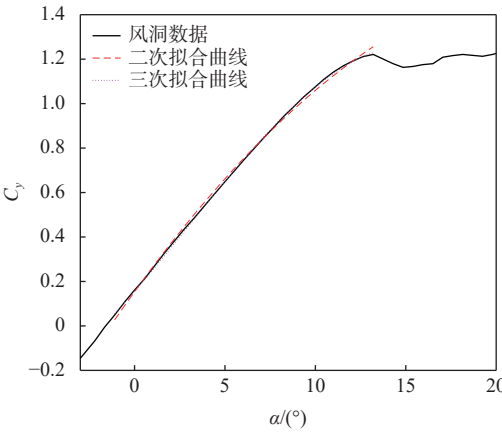


图 4 构型 4 升力系数多项式拟合曲线

Fig. 4 Polynomial fitting curves of lift coefficient of configuration 4

2.2 升力曲线实时估计

在 2.1 节建立的升力曲线模型基础上, 本节介绍模型参数向量 θ 的估计方法。考虑到测量噪声影响, 升力系数测量方程可表达为

$$z(i) = \theta_0 + \theta_1 \alpha + \theta_2 \alpha^2 + \theta_3 \alpha^3 + v(i) \tag{3}$$

式中: $z(i)$ 为 C_y 的第 i 次间接测量值, $z(i) = C_y(i) = mgn_y(i)/qS$, m 为飞机质量, $n_y(i)$ 为法向过载第 i 次测量值, $i = 1, 2, \dots, N$; q 为飞机动压; S 为飞机机翼参考面积; $v(i)$ 为测量误差; N 为数据点的数量。

称式 (3) 为回归方程, α 、 α^2 、 α^3 称为回归量。对于线性回归问题, 通常基于最小二乘估计 (least-squares estimation, LSE) 求出参数 $\theta = [\theta_0, \theta_1, \theta_2, \theta_3]^T$ 的估计值 $\hat{\theta}$ 。

LSE 下的 θ 最佳估计量可通过使测量值和模型值之间误差的平方和最小而获得:

$$\hat{\theta} = (X^T X)^{-1} X^T z \tag{4}$$

式中: $X = [I, x_1, x_2, x_3]$ 为 $N \times 4$ 阶矩阵, I 为全 1 列向量, x_1 、 x_2 和 x_3 为 N 次回归量 α 、 α^2 和 α^3 测量值构成

的列向量; $\mathbf{z}=[z(1), z(2), \cdots, z(N)]^T$ 。

升力系数一般为飞行速度和迎角的函数,在实际飞行过程中高度实时变化,在选定辨识数据时长时应满足考虑以下 3 个方面:

1) 在一个辨识周期内飞行速度相对固定,辨识时长不应超过飞机短周期响应时间。短周期内飞行速度变化不大,可认为该时间段内升力系数固定;

2) 所选时间尺度应远小于结冰时间尺度,在该时间内结冰状态可认为是稳定的,无变化的。单位时间内机体表面所形成的冰层厚度用结冰强度表示(见表 1)。

表 1 飞机结冰强度等级划分	
结冰等级	单位时间结冰厚度/(mm·min ⁻¹)
微量结冰	<0.6
轻度结冰	0.6~1.0
中等结冰	1.1~2.0
严重结冰	>2.0

3) 辨识时间不能太短,否则可能由于回归数据矩阵信息量不足而导致拟合精度欠佳,尤其在建立大迎角的快速机动过程中,为实现精确的升力系数测量这一点显得更为重要。

综上所述,辨识时长以飞机短周期运动时长为宜,针对研究对象飞机取采样周期为 200 ms,采样时长为 4 s,采样数据总数为 20。

飞机在空中飞行时,存在 3 种典型状态:机动、扰动和定常飞行。实时在线辨识存在 2 方面的挑战:

1) 机动和大气扰动对辨识是有利的,飞机处于受激状态,但对于定常飞行,由于缺乏激励,可能导致较长时间内飞机气动参数小范围变化,从而引起数据矩阵病态问题;

2) 各回归量之间近线性相关,导致多项式系数 LSE 方差变大,随着多项式阶次的增加该问题将变得更加严重。

对于由于激励不足导致数据矩阵 $\mathbf{X}$ 变态问题,采用先验知识进行增强,避免矩阵 $\mathbf{X}^T\mathbf{X}$ 奇异不可逆。利用小迎角范围内升力系数作为先验知识增强测量数据,理论上只要在该范围内选取不少于 3 个采样点,加上稳定状态,便可辨识出升力曲线。

对于回归量共线性问题,拟采用在 LSE 基础上改进的 PCE^[17-18] 对升力系数多项式进行回归。

2.3 主成分估计基本原理

对 $\mathbf{X}$ 中非全 1 向量去中心化处理,将式 (3) 改写为

$$\mathbf{z}=\theta_{0c}\mathbf{I}+\mathbf{X}_c\boldsymbol{\theta}_c+\mathbf{v} \tag{5}$$

式中: $\mathbf{X}_c$ 为去中心化后的回归量状态矩阵; θ_{0c} 和 $\boldsymbol{\theta}_c$ 为中心化处理后对应多项式系数; $\mathbf{v}=[v(1), v(2), \cdots, v(N)]^T$ 。记 $\lambda_1\geq\lambda_2\geq\cdots\geq\lambda_n$ 为 $\mathbf{X}_c^T\mathbf{X}_c$ 的特征根, $\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, \cdots, \mathbf{u}_n$ 为对应的标准正交化特征向量, $\mathbf{U}=[\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, \cdots, \mathbf{u}_n]$ 为 $n\times n$ 正交矩阵。 $\mathbf{U}$ 可通过对 $\mathbf{X}_c^T\mathbf{X}_c$ 进行奇异值分解得到

$$\mathbf{X}_c^T\mathbf{X}_c=\mathbf{U}\boldsymbol{\Lambda}\mathbf{U}^T \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{\Lambda}$ 为特征值对角阵。再记 $\tilde{\mathbf{X}}_c=\mathbf{X}_c\mathbf{U}$, $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_c=\mathbf{U}^T\boldsymbol{\theta}_c$, 则式 (5) 变为

$$\mathbf{z}=\theta_{0c}\mathbf{I}+\tilde{\mathbf{X}}_c\tilde{\boldsymbol{\theta}}_c+\mathbf{v} \tag{7}$$

$$\text{令} \tag{8}$$

$$\tilde{\mathbf{X}}_c=(\tilde{\mathbf{x}}_{c1}, \tilde{\mathbf{x}}_{c2}, \cdots, \tilde{\mathbf{x}}_{cn}) \tag{8}$$

$$\text{则有} \tag{9}$$

$$\tilde{\mathbf{x}}_{ci}=\mathbf{X}_c\mathbf{u}_i \quad i=1, 2, \cdots, n \tag{9}$$

于是 $\tilde{\mathbf{X}}_c$ 的第 i 列 $\tilde{\mathbf{x}}_{ci}$ 是原来 n 个自变量的线性组合,其组合系数为 $\mathbf{X}_c^T\mathbf{X}_c$ 的第 i 个特征值对应的特征向量 $\mathbf{u}_i$ 。在统计学上,称这些新的自变量为主成分。由式 (8) 和式 (9) 可得

$$\tilde{\mathbf{X}}_c^T\tilde{\mathbf{X}}_c=\mathbf{U}^T\mathbf{X}_c^T\mathbf{X}_c\mathbf{U}=\boldsymbol{\Lambda} \tag{10}$$

当设计矩阵 $\mathbf{X}_c$ 呈病态时, $\mathbf{X}_c^T\mathbf{X}_c$ 的特征根有一部分很小,设 $n-r$ 个特征根很小,即 $\lambda_r, \lambda_{r+1}, \cdots, \lambda_n\approx 0$, 这意味着新的自变量 $\tilde{\mathbf{x}}_{(cr+1)}, \tilde{\mathbf{x}}_{(cr+2)}, \cdots, \tilde{\mathbf{x}}_{cn}$ 在 N 次试验中波动很小,其作用可以并入常数项即这些新变量可以从模型中删除。

$$\text{对}\boldsymbol{\Lambda}、\tilde{\boldsymbol{\theta}}_c、\tilde{\mathbf{X}}_c\text{和}\mathbf{U}\text{做分块,得} \tag{11}$$

$$\boldsymbol{\Lambda}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{\Lambda}_1 & \\ & \boldsymbol{\Lambda}_2 \end{bmatrix} \tag{11}$$

$$\tilde{\boldsymbol{\theta}}_c=\begin{bmatrix} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{c1} \\ \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{c2} \end{bmatrix} \tag{12}$$

$$\tilde{\mathbf{X}}_c=\begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{X}}_{c1} & \tilde{\mathbf{X}}_{c2} \end{bmatrix} \tag{13}$$

$$\mathbf{U}=\begin{bmatrix} \mathbf{U}_1 & \mathbf{U}_2 \end{bmatrix} \tag{14}$$

删除 $n-r$ 个对应变量影响较小的主成分后,可得

$$\mathbf{z}\approx\theta_{0c}\mathbf{I}+\tilde{\mathbf{X}}_{c1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{c1}+\mathbf{v} \tag{15}$$

$$\text{对式(15)应用LSE,得到} \tag{16}$$

$$\hat{\theta}_{0c}=\frac{1}{N}\sum_{i=1}^N z_i \tag{16}$$

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}_{c1}=(\tilde{\mathbf{X}}_{c1}^T\tilde{\mathbf{X}}_{c1})^{-1}\tilde{\mathbf{X}}_{c1}^T\mathbf{z}=\boldsymbol{\Lambda}_1^{-1}\tilde{\mathbf{X}}_{c1}^T\mathbf{z} \tag{17}$$

从而可以得到原 $\boldsymbol{\theta}_c$ 的 PCE 值为

$$\hat{\boldsymbol{\theta}} \approx \begin{bmatrix} \mathbf{U}_1 & \mathbf{U}_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{\theta}}_{\text{cl}} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} = \mathbf{U}_1 \boldsymbol{\Lambda}_1^{-1} \mathbf{U}_1^T \mathbf{X}_c^T \mathbf{z} \quad (18)$$

通常通过定义主成分累计贡献率 t , 比如 $t \geq 95\%$ 来进行主成分筛选:

$$t = \sum_{i=1}^r \lambda_i / \sum_{i=1}^n \lambda_i \quad (19)$$

PCE 是一种有偏估计, 适当保留主成分个数可使 PCE 比 LSE 有较小的均方误差。

2.4 失速迎角估计

本节基于 2.1 节、2.2 节和 2.3 节建立的升力曲线模型和参数估计方法, 进行结冰失速迎角估计。大量的风洞试验结果表明最大升力系数 $C_{y\max}$ 可以表示为在某一较小迎角(为便于表述, 将该迎角定义为结冰特征迎角, 记为 α_{if})下升力系数增量或阻力系数增量的线性函数^[3,5-7], 根据这一试验结果可以建立结冰后最大升力系数计算的近似数学模型。

根据图 1, 计算 7°、8°、9°、10°和 11°这 5 个迎角处的干净构型和 6 种结冰构型(不含延迟冰型)下的升力曲线斜率增量, 得到升力系数斜率变化量 ΔC_y^α 与最大升力系数的关系, 如图 5 所示。

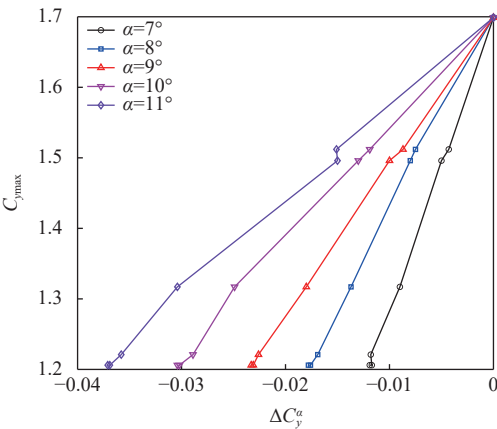


图 5 ΔC_y^α 与 $C_{y\max}$ 的线性关系
Fig. 5 Linear relationship between ΔC_y^α and $C_{y\max}$

可以发现, ΔC_y^α 与 $C_{y\max}$ 具有良好的线性关系, 根据式(20)可得结冰飞机最大升力系数 $C_{y\max}$:

$$C_{y\max} = C_{y\max}|_{\text{clean}} - k \Delta C_y^\alpha \quad (20)$$

$$\Delta C_y^\alpha = C_y|_{\text{clean}, \alpha=\alpha_{\text{if}}} - C_y|_{\alpha=\alpha_{\text{if}}} \quad (21)$$

式中: $C_{y\max}|_{\text{clean}}$ 为干净构型下的最大升力系数; $C_y|_{\text{clean}, \alpha=\alpha_{\text{if}}}$ 和 $C_y|_{\alpha=\alpha_{\text{if}}}$ 为干净构型和结冰构型下结冰特征迎角处的升力曲线斜率; k 为 $C_{y\max}$ 随 ΔC_y^α 变化的变化率。

通过在线辨识方法, 可以得到当前升力曲线多项式, 通过 α_{if} 处结冰前后的升力系数增量 ΔC_y^α 估算 $C_{y\max}$, 进而由式(1)可得到结冰后失速迎角。

结冰特征迎角的选择应遵循以下原则:

- 1) α_{if} 越小越好, 这样可以较早识别出结冰现象, 并在小迎角处开始采取措施进行迎角限制;
- 2) α_{if} 不能太小, 小 α_{if} 导致 ΔC_y^α 小, 可能导致结冰虚警, 且 k 值过大, 造成 $\alpha_{\max}$ 对辨识误差敏感。

从图 1 不难发现, 迎角为 7°时各结冰构型升力系数差异不够明显, 特征迎角选为 11°又太晚, 造成失效冰型下需要在 2°迎角增量范围内限制迎角不超过 13.2°, 给迎角保护控制律设计带来困难。综合考虑, 对象飞机结冰特征迎角选为 9°, 对应 k 值为 21.3。

3 仿真分析

针对典型的失效冰型, 首先, 在不同迎角定常飞行中考核基于 PCE 的升力曲线多项式各参数估计精度及失速迎角预测精度, 再结合机动过程考核失速迎角预测精度和迎角限制效果。

3.1 定常飞行

取稳定迎角为 7°、9°、11°和 13.2°这 4 种工况, 先验升力系数在迎角为-4°、-1°、+3°处提取, 应用 PCE 得到三次多项式及其他估计参数如表 2 所示。表中, $\bar{C}_y|_{\alpha=9^\circ}$ 为升力系数斜率相对真值时的比值, $\Delta \bar{C}_y|_{\alpha=9^\circ}$ 为 $\Delta C_y^\alpha|_{\alpha=9^\circ}$ 相对真值的比值。不难发现, 小迎角范围内预测精度不高, 受直线段先验值影响 $C_y|_{\alpha=9^\circ}$ 偏大但仍小于无冰时的升力曲线斜率, 因此, 可作为结冰定性判据, 此外, 小迎角时对迎角限制无需求, 因此, 精度可接受。随着大迎角范围内信息量的增加, 估计精度逐步逼近真值, 失速迎角为 13.2°时升力曲线斜率估计误差小于 2%, 升力曲线斜率变化量估计误差约为 5%, 对应的失速迎角预测值 $\hat{\alpha}_m$ 为 13.4°, 可以满足结冰定量检测及预测失速迎角的要求。

表 2 不同稳态迎角下的参数估计值					
Table 2 Parameter estimates at different steady-state angles of attack					
稳态迎角/(°)	$C_y^\alpha _{\alpha=9^\circ}$	$\bar{C}_y^\alpha _{\alpha=9^\circ}$	$\Delta C_y^\alpha _{\alpha=9^\circ}$	$\Delta \bar{C}_y^\alpha _{\alpha=9^\circ}$	$\hat{\alpha}_m/(^\circ)$
7	0.066 5	0.921 0	0.033 6	1.204 3	12.414
9	0.078 5	1.087 2	0.021 6	0.774 1	14.069
11	0.079 3	1.098 3	0.020 8	0.745 5	14.180
13.2	0.073 6	1.019 3	0.026 5	0.949 8	13.394

在对升力曲线在线辨识过程中, 矩阵 $\mathbf{X}$ 的条件数决定了估计值对输入扰动的灵敏性^[19], 相同扰动水平下大的条件数将导致大的估计偏差。图 6 为考虑 2% 随机噪声水平下, 基于普通 LSE 和 PCE 得到的多项式各参数相对变化率(相对无噪声时基准值的比值)在 50 次试验中的变化曲线。

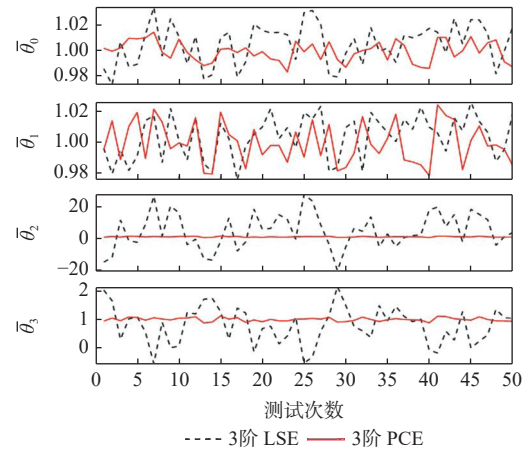


图6 多项式各参数相对变化曲线

Fig. 6 Relative change curves of polynomial parameters

可以看出,在反映升力曲线主要信息的 θ_0 和 θ_1 这两项参数上,在测量噪声下LSE和PCE精度相当,但在非主要参数 θ_2 和 θ_3 估计上PCE明显优于LSE。这是PCE对矩阵 $\mathbf{X}$ 进行了降维,降低了数据矩阵条件数从而降低了估计参数对测量噪声的敏感性。

对应的失速迎角估计曲线如图7所示,PCE明显好于LSE。

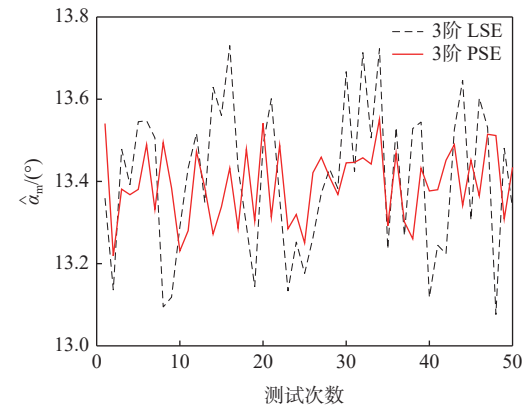


图7 随机试验中失速迎角估计值

Fig. 7 Estimated stall angle of attack in a randomized trial

3.2 机动飞行

《中国民用航空规章》第25部《运输类飞机适航标准》(CCAR-25)^[13]中的第25.201条失速演示中明确要求采用直线飞行和30°坡度转弯演示失速,其中,直线飞行失速以每秒1节减速率进行失速演示,转弯飞行失速以每秒3节减速率进行失速演示。

某飞机巡航构型,气压高度为3 000 m,指示空速为360 km/h,驾驶杆位移范围为[-150,100] mm,控制律采用两级限制^[20],在油门慢车的情况下分别进行水平飞行和30°坡度转弯失速迎角保护仿真。图8为水平飞行失速迎角保护仿真曲线,图9为30°坡度转弯失速迎角保护仿真曲线。由图可知,在2种

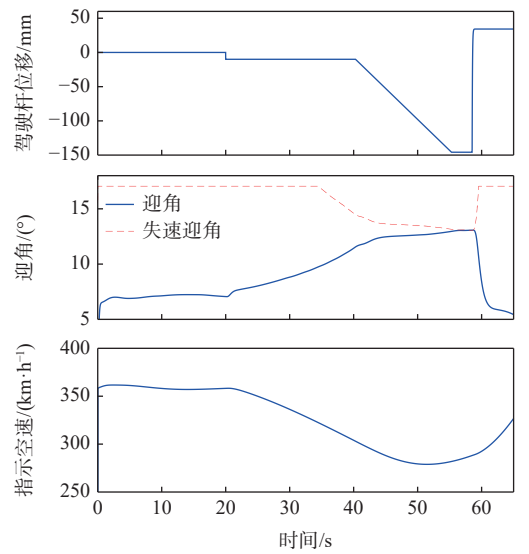


图8 水平飞行迎角保护仿真曲线

Fig. 8 Simulation curves of angle of attack protection for horizontal flight

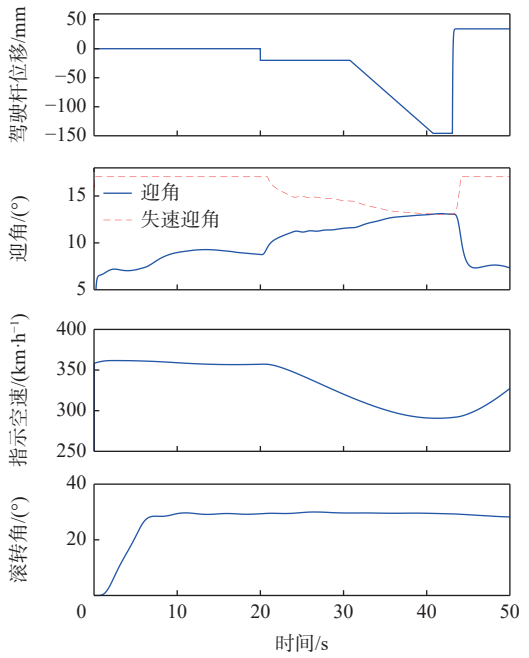


图9 30°坡度转弯迎角保护仿真曲线

Fig. 9 Simulation curves of angle of attack protection for 30° bank turn

仿真工况下,成功的实现了对失速迎角的实时在线估计,随着迎角的逐步增加,失速迎角估计值分别逐步收敛到13.05°和13.09°,当拉杆到底时,飞机迎角达到且不超过失速迎角,失速迎角估计精度能够满足迎角限制要求。

4 结论

1) 本文提出一种基于先验知识增强的升力曲线在线PCE方法,利用结冰后升力曲线斜率变化量与最大升力系数的良好线性关系预测了最大升力

系数和失速迎角。

2) 与国内外现有结冰检测方法研究相比, 本文方法实时性好, 不依赖于在线估计精度, 可以满足迎角限制要求, 具有良好的工程应用前景。

通过法向过载间接测量升力系数时, 隐含了飞机质量及其他升力面升力系数已知的假设, 这些假设条件与预测精度的关系需要进一步研究。另外, 结冰对飞机性能影响十分广泛, 不同构型下构建的先验知识并不相同, 需要深入的理论分析和模拟冰型风洞试验数据支持。

参考文献 (References)

[1] MELODY J W, HILLBRAND T, BAŞAR 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.

[2] BRAGG M, PERKINS W, SARTER N, et al. An interdisciplinary approach to inflight aircraft icing safety[C]//Proceedings of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1998.

[3] HOSSAIN K, SHARMA V, BRAGG M, et al. Envelope protection and control adaptation in icing encounters[C]//Proceedings of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2003.

[4] GINGRAS D R, BARNHART B, RANAUDO R, et al. Envelope protection for in-flight ice contamination[C]//Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2009.

[5] 张智勇. 结冰飞行动力学特性与包线保护控制律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.

ZHANG Z Y. Study on icing flight dynamics and envelope protection control law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006(in Chinese).

[6] 应思斌. 飞机容冰飞行控制系统设计的理论与方法研究[D]. 上海: 复旦大学, 2010.

YING S B. Research on theory and method of aircraft ice-holding flight control system design[D]. Shanghai: Fudan University, 2010 (in Chinese).

[7] 应思斌, 艾剑良. 飞机结冰包线保护对开环飞行性能影响与仿真[J]. *系统仿真学报*, 2010, 22(10): 2273-2275.

YING S B, AI J L. Simulation of aircraft flight envelope protect in icing encounters effects on open loop dynamic[J]. *Journal of System Simulation*, 2010, 22(10): 2273-2275(in Chinese).

[8] 周莉, 徐浩军, 杨哲, 等. 飞机在结冰条件下的最优边界保护方法[J]. *上海交通大学学报*, 2013, 47(8): 1217-1221.

ZHOU L, XU H J, YANG Z, et al. Optimal boundary protection method for aircraft under icing conditions[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2013, 47(8): 1217-1221(in Chinese).

[9] 屈亮, 李颖晖, 袁国强, 等. 基于相平面法的结冰飞机纵向非线性稳定域分析[J]. *航空学报*, 2016, 37(3): 865-872.

QU L, LI Y H, YUAN G Q, et al. Longitudinal nonlinear stabilizing region for icing aircraft based on phase-plane method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(3): 865-872(in

Chinese).

[10] 郑无计, 李颖晖, 屈亮, 等. 基于正规形法的结冰飞机着陆阶段非线性稳定域[J]. *航空学报*, 2017, 38(2): 520724.

ZHENG W J, LI Y H, QU L, et al. Nonlinear stability region of icing aircraft during landing phase based on normal form method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(2): 520724(in Chinese).

[11] 张锡金, 宋文滨, 张鑫. 型号号空气动力学设计[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2020: 23-25.

ZHANG X J, SONG W B, ZHANG M. Aircraft aerodynamic design[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2020: 23-25(in Chinese).

[12] 林贵平, 卜雪琴, 申晓斌, 等. 飞机结冰与防冰技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016: 11-12.

LIN G P, BU X Q, SHEN X B, et al. Aircraft icing and anti-icing technology[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2016: 11-12(in Chinese).

[13] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4[M]. 北京: 中国民用航空局, 2011.

Civil Aviation Administration of China. Airworthiness standards for transport category airplanes: CCAR-25-R4[M]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011.

[14] 张强. 民用飞机临界冰型确定策略浅析[J]. *民用飞机设计与研究*, 2019(1): 53-58.

ZHANG Q. Determination method of critical ice shapes for large civil aircraft[J]. *Civil Aircraft Design & Research*, 2019(1): 53-58 (in Chinese).

[15] 张培田, 韩意新, 张喆. 飞机系统辨识理论与实践[M]. 北京: 航空工业出版社, 2019: 97-98.

ZHANG P T, HAN Y X, ZHANG Z. Theory and practice of aircraft system identification[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2019: 97-98(in Chinese).

[16] VLADISLAV K, EUGENE A M. Aircraft system identification: theory and practice[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006: 138-139.

[17] 林建忠. 回归分析与线性统计模型[M]. 2 版. 上海: 上海交通大学出版社, 2022: 134-137.

LIN J Z. Regression analysis and linear statistical model[M]. 2nd ed. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2022: 134-137 (in Chinese).

[18] MASSY W F. Principle components regression in exploratory statistical research[J]. *Journal of the American Statistical Association*, 1965, 60(309): 234-256.

[19] CALAFIORE G C, GHAOUI L E. 最优化模型[M]. 北京: 机械工业出版社, 2022: 162-165.

CALAFIORE G C, GHAOUI L E. Optimization models[M]. Beijing: China Machine Press, 2022: 162-165(in Chinese).

[20] 袁志鹏, 薛源, 巩磊, 等. 大型飞机迎角保护控制律设计及试飞技术研究[J]. *飞行力学*, 2020, 38(1): 90-94.

YUAN Z P, XUE Y, GONG L, et al. Research on design and flight test technologies of large aircraft angle of attack protection control law[J]. *Flight Dynamics*, 2020, 38(1): 90-94(in Chinese).

A real-time estimation method for stall angle of attack of icing aircraft

JIANG Feihong^{1,2,*}, LIU Zhenbao¹, XUE Yuan², KONG Manzhao², ZHAO Tian²

(1. School of Civil Aviation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. The First Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China)

Abstract: Based on the wind tunnel test data of a transport aircraft with ice and the analysis of icing lift characteristics, it is concluded that icing has little effect on the lift coefficient in the small angle of attack (AOA) range. An online principal component estimation algorithm of lift coefficient polynomial based on prior knowledge enhancement was designed to overcome the ill-conditioned problem of data matrix due to insufficient excitation and collinearity between regression variables. The maximum lift coefficient and stall AOA were estimated by using the good linear relationship between the slope variation of the lift curve and the maximum lift coefficient after icing. Compared with traditional methods, the designed method has significant advantages such as high maturity, good real-time performance, and no need for active excitation. Simulation results show that the estimation accuracy can meet the requirements of AOA protection, and the designed method has good engineering application prospects.

Keywords: icing aircraft; stall angle of attack; principal component estimation; real-time estimation; angle of attack protection