

控制与决策

Control and Decision

结冰飞机的包线保护与控制裕度研究

徐文丰, 李颖晖, 禹志龙, 郑无计, 董泽洪

引用本文:

徐文丰, 李颖晖, 禹志龙, 等. 结冰飞机的包线保护与控制裕度研究[J]. 控制与决策, 2021, 36(6): 1415–1424.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1221>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

线控转向系统的自适应高阶滑模控制

Adaptive higher-order sliding mode control for SbW system

控制与决策. 2021, 36(6): 1529–1536 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1526>

输出误差约束下四旋翼无人机预定性能反步控制

Prescribed performance backstepping control for quadrotor UAV with output error constraint

控制与决策. 2021, 36(5): 1059–1068 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1249>

带有输出约束的柔性关节机械臂预设性能自适应控制

Prescribed performance adaptive control of flexible-joint manipulators with output constraints

控制与决策. 2021, 36(2): 387–394 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0974>

考虑气动效应不确定性的气动辅助变轨制导算法

Aeroassisted orbital transfer robust guidance method considering atmosphere effect uncertainty

控制与决策. 2020, 35(11): 2773–2779 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0333>

基于强化学习的小型无人直升机有限时间收敛控制设计

Finite time control based on reinforcement learning for a small-size unmanned helicopter

控制与决策. 2020, 35(11): 2646–2652 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0328>

结冰飞机的包线保护与控制裕度研究

徐文丰, 李颖暉[†], 禹志龙, 郑无计, 董泽洪

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘要: 飞机结冰具有不确定性和随机性, 会破坏飞机的动力学特性, 威胁飞行安全. 针对这一问题, 对结冰飞机的安全边界保护和控制裕度计算展开探究. 首先, 应用可达集方法, 将结冰的作用看作不确定性对抗输入, 分析结冰对飞机安全包线边界的影响; 然后, 基于已知的结冰飞机飞行安全包线, 提出两种包线边界保护方法, 第 1 种是改进的最优控制边界保护方法, 通过引入新型的最优控制保护动作的切换策略消除传统最优控制保护方法的控制量抖振现象, 第 2 种是保留驾驶员操作权限的安全边界保护方法, 通过计算安全边界上的可用控制指引驾驶员完成正确的操作, 使得飞机飞行状态不超出安全包线; 最后, 通过实时计算飞机当前状态点的控制裕度对飞机超出包线进行提前预防, 指引驾驶员完成安全程度较高的操作, 并提出一种新型的控制裕度迭代计算策略, 能够有效降低控制裕度计算的保守性.

关键词: 结冰飞机; 可达集; 飞行包线; 边界保护; 控制裕度

中图分类号: TP29

文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2019.1221

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



引用格式: 徐文丰, 李颖暉, 禹志龙, 等. 结冰飞机的包线保护与控制裕度研究[J]. 控制与决策, 2021, 36(6): 1415-1424.

Envelope protection and control margin of icing aircraft

XU Wen-feng, LI Ying-hui[†], YU Zhi-long, ZHENG Wu-ji, DONG Ze-hong

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Aircraft icing has uncertainty and randomness, which damages the dynamic performance of aircrafts and threatens flight safety. To solve this problem, this paper studies the envelope protection and control margin calculation of icy aircrafts. Firstly, the effects of icing on the aircraft safety envelope are analyzed by using the reachable set theory, which takes icing as the uncertain adversarial input. Then, based on the known flight safety envelope of the icy aircraft, two envelope border protection methods are proposed. The first is the improved optimal control border protection action, the control chattering phenomenon of the traditional optimal control protection method is eliminated. The second method is the safe border protection method that preserves the pilot's authority. By calculating the available control on the safety border, the pilot can be guided to complete the correct operation, so that the flight state does not exceed the safety envelope. Finally, the control margin of the current state point of the aircraft is calculated in real time to prevent the aircraft from exceeding the envelope in advance, and to guide the pilot to complete the operation with a high degree of safety. Moreover, a new iterative control margin calculation strategy is proposed, which can effectively reduce the conservatism of the control margin calculation.

Keywords: icing aircraft; reachable set; flight envelope; border protection; control margin

0 引言

飞机结冰是飞机在结冰气象条件下飞行时, 大气中的液态水在部件表面冻结并累积成冰的一种物理过程, 在飞行实践中广泛存在^[1]. 飞机结冰使得飞机升力减小, 阻力增大, 飞机失控的风险增加. 据美国联邦航空管理局 (FAA) 飞行安全全部统计^[2], 1990

~2000 年间, 结冰引起的事故占据了气候原因中的 20%, 2003~2008 年间, 又有 380 起与结冰有关的事事故报告. 中国近年来也发生了多起与飞机结冰相关的严重事故, 其中包头 2004 年和安徽 2006 年分别发生的民机和军机空难均伤亡惨重^[3].

结冰现象作为严重威胁飞行安全的因素, 一直都

收稿日期: 2019-08-29; 修回日期: 2019-12-23.

基金项目: 国家 973 计划项目 (2015CB755800); 陕西省自然科学基金项目 (2019JQ-711).

责任编辑: 关新平.

[†]通讯作者. E-mail: liyinghui66@163.com.

被航空界高度重视,其中分析结冰对飞机气动特性、动力学特性的影响,认识结冰致灾机理是提升结冰飞机安全性能的首要环节. 结冰条件下的风洞试验需要消耗大量的时间和资源^[4],因此迫切需要建立起结冰对气动影响的估算模型. 目前已经有了众多探索性工作^[5-8],其中人们广为接受的是Bragg等^[8]提出的结冰影响因子模型,该模型结构简单,物理意义清楚了,并且通过实验验证该模型有较好的准确性. 但是,由于实际中结冰部位和结冰程度存在较强随机性,存在结冰因子难以被实时准确检测的问题.

飞行安全包线的计算有众多方法,其中最直接的便是飞行试验,但其具有周期较长、成本较高等缺点. 文献[9-10]分别通过相平面法和流形理论计算飞机模型稳定域的方法研究了结冰对飞行安全包线的影响并给出了预警策略,但未考虑驾驶员和飞控系统对于危险情景的应对策略. 可达集方法最初用于流体计算,近年来被引入到飞机的安全包线计算中^[11-14],是一种基于非线性系统动力学特性的安全包线计算方法,可以将飞行包线转化为各种不同类型的可达集计算问题. 可达集方法计算飞行安全包线的显著优点是能够较为全面地将驾驶员的实时操作考虑在内,这一方法已经得到了国际航空界的广泛认同.

结冰飞机的飞行安全包线保护也被广为研究,文献[15-16]提出了一种基于最大可控不变集的控制设计保护方法,但是存在控制量抖振的现象,难以应用于实际. 文献[17-18]基于模型预测对控制裕度进行实时计算,并设计指令调控器对控制量进行修正,使得飞行状态不超出安全包线,但控制裕度的计算未考虑控制量的动态特性. 文献[19]提出了一种基于不变集的控制裕度实时计算方法,很好地将控制量随飞行状态的实时变化考虑在内,但仅仅将飞机简化成线性单输入单输出模型,且控制裕度的估计有较大的保守性.

本文以RCAM(research civil aircraft model)模型为例,应用可达集方法,将结冰的影响作为与控制输入对抗的不确定性输入,使可达集计算转化为微分博弈问题^[20],有效处理了结冰程度难以准确辨识的问题. 采用水平集算法对这一问题进行求解^[11,21],计算飞机各种类型的可达集,进而得到结冰对飞机安全包线的影响. 基于已知的安全包线,就结冰飞机的包线边界保护策略展开研究,提出了一种新型的最优控制保护的开通和关断策略,能够避免控制量在最优控制与驾驶员控制之间反复切换,解决了最优控制的边界保护策略的控制量抖振问题. 针对传统最优控制

边界保护方法中驾驶员失去控制权限的现象,提出一种以驾驶员的驾驶指令为主导的保护策略,当飞行状态到达安全包线的边界时,通过可用控制可视化告知驾驶员能够使得状态轨线不超出安全包线的可用控制范围,提示飞行员做出正确的操纵指令完成包线恢复. 最后,对于结冰飞机的安全控制裕度展开研究,提出一种更加精准的控制裕度迭代计算策略. 对于飞行状态尚未超出边界的情形,通过实时计算安全控制裕度对飞行状态超出边界进行提前预防,只要驾驶员能够一直遵循安全裕度进行操作,飞机将不存在超出飞行安全包线的风险.

1 可达集方法介绍

1.1 可达集理论

考虑一个连续时间系统

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u, d), \\ x &\in R^n, u(\cdot) \in U_{[0, T]}, d(\cdot) \in D_{[0, T]}. \end{aligned} \quad (1)$$

其中: x 为系统状态变量; u 为系统输入; d 为外部扰动; $U_{[0, T]}$ 、 $D_{[0, T]}$ 分别为满足条件的 u 和 d 的集合,描述了对控制信号 u 和扰动信号 d 的约束.

假设函数 f 满足局部利普希茨条件(对于实际中的连续系统,不满足局部利普希茨条件的情况极少出现^[22]),则系统的解存在且唯一. 即任意给定 f 的初始状态 x_0 、初始时刻 t_0 、控制信号 $u(\cdot) \in U_{[0, T]}$ 、扰动信号 $d(\cdot) \in D_{[0, T]}$,系统的解都位于唯一存在的解轨线上,记为 $\xi_f(t; x_0, t_0, u(\cdot), d(\cdot))$.

基于以上定义和假设,可以定义各种不同类型的可达集概念.

反向可达集为某一初始状态的集合,在该集合中的状态点都可以找到一个控制输入,在任意扰动下,系统的轨线能够进入目标集,有

$$\begin{aligned} R_b &= \{x \in R^n | \exists u(\cdot) \in U_{[0, T]}, \forall d(\cdot) \in D_{[0, T]}, \\ &\exists \tau \in [0, T], \xi_f(\tau; x, 0, u(\cdot), d(\cdot)) \in \kappa\}. \end{aligned} \quad (2)$$

最大可控不变集为某一初始状态的集合,存在一个控制输入,对于任意扰动,系统的轨线始终不离开目标集,有

$$\begin{aligned} \text{Viab} &= \{x \in R^n | \exists u(\cdot) \in U_{[0, T]}, \forall d(\cdot) \in D_{[0, T]}, \\ &\forall \tau \in [0, T], \xi_f(\tau; x, 0, u(\cdot), d(\cdot)) \in \kappa\}. \end{aligned} \quad (3)$$

不变集的条件更为苛刻,要求对于任意的容许控制输入和任意扰动,系统轨线始终不离开目标集,即

$$\begin{aligned} \text{Inv} &= \{x \in R^n | \forall u(\cdot) \in U_{[0, T]}, \forall d(\cdot) \in D_{[0, T]}, \\ &\forall \tau \in [0, T], \xi_f(\tau; x, 0, u(\cdot), d(\cdot)) \in \kappa\}. \end{aligned} \quad (4)$$

反向可达集、最大可控不变集和不变集常常统

称为可达集, 3种不同可达集与目标集之间的包含关系如图1所示, 即有

$$\text{Inv} \subseteq \text{Viab} \subseteq \kappa \subseteq R_b. \quad (5)$$

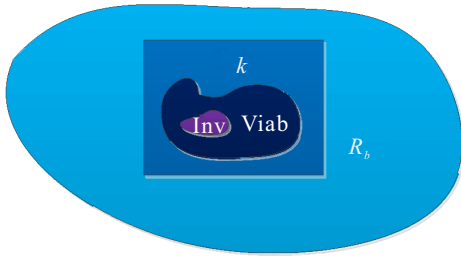


图1 各种不同类型可达集与目标集关系

1.2 可达集数值解法

水平集算法是求解可达集常用的数值解法, 本节对这一方法进行介绍.

按照文献[21]的描述, 将目标集描述成一个函数 $l(x)$ 的零水平集, 有

$$\kappa = \{x \in R^n, l(x) > 0\}. \quad (6)$$

定义水平集函数 V_1, V_2, V_3 分别为

$$V_1(x, t) = \sup_{u(\cdot) \in U[t, T]} \inf_{d(\cdot) \in D[t, T]} \min_{\tau \in [t, T]} l(\xi_f(\tau; x, t, u(\cdot), d(\cdot))), \quad (7)$$

$$V_2(x, t) = \inf_{u(\cdot) \in U[t, T]} \inf_{d(\cdot) \in D[t, T]} \min_{\tau \in [t, T]} l(\xi_f(\tau; x, t, u(\cdot), d(\cdot))). \quad (8)$$

$$V_3(x, t) = \inf_{u(\cdot) \in U[t, T]} \sup_{d(\cdot) \in D[t, T]} \min_{\tau \in [t, T]} l(\xi_f(\tau; x, t, u(\cdot), d(\cdot))). \quad (9)$$

经分析, 容易建立 V_1, V_2, V_3 与3类可达集之间的关系为

$$\text{Viab}(t, \kappa) = \{x \in R^n | V_1(x, t) > 0\}, \quad (10)$$

$$\text{Inv}(t, \kappa) = \{x \in R^n | V_2(x, t) > 0\}, \quad (11)$$

$$R_b(t, \kappa^c) = \{x \in R^n | V_3(x, t) < 0\}. \quad (12)$$

由式(10)~(12)可见, 若能得到 V_1, V_2, V_3 , 即可对3种可达集进行求解. 根据文献[11,21]的描述, V_1, V_2, V_3 可分别表示为如下所示的哈密顿-雅克比-艾萨克方程的粘性解:

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_1}{\partial t}(x, t) + \min(0, H_1^*) &= 0, \\ H_1^* &= \sup_{u \in U} \inf_{d \in D} \frac{\partial V_1}{\partial x} f(x), \\ V_1(x, T) &= l(x); \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_2}{\partial t}(x, t) + \min(0, H_2^*) &= 0, \\ H_2^* &= \inf_{u \in U} \inf_{d \in D} \frac{\partial V_2}{\partial x} f(x), \\ V_2(x, T) &= l(x); \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_3}{\partial t}(x, t) + \min(0, H_3^*) &= 0, \\ H_3^* &= \inf_{u \in U} \sup_{d \in D} \frac{\partial V_3}{\partial x} f(x), \\ V_3(x, T) &= l(x). \end{aligned} \quad (15)$$

式(13)~(15)中 H_1^*, H_2^*, H_3^* 分别为哈密顿函数 H_1, H_2, H_3 的最优值. 因此, 可达集的求解转化为哈密顿-雅可比-艾萨克方程的求解问题, 其解析解往往难以求得, 但可以通过对求解区域进行网格剖分, 基于有限差分法求得解析解在离散的网格点上的近似值. Lax-Friedrich法可有效保证此类偏微分方程数值解的收敛性, 算法详见文献[23].

2 结冰飞机安全边界计算

2.1 结冰飞机模型介绍

本文采用RCAM模型^[14,24]如下:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\frac{\rho S}{2m} C_D - g \sin \gamma + \frac{T}{m}, \\ \dot{\gamma} &= -\frac{g}{V} \cos \gamma + \frac{\rho S}{2m} V C_L \cos \varphi - \\ &\quad \frac{\rho S}{2m} V C_{Y\beta} \beta \sin \varphi. \end{aligned} \quad (16)$$

其中: V 为飞行速度; m 为飞机质量, $m = 120\,000 \text{ kg}$; γ 为飞机航迹角; ρ 空气密度, $\rho = 1.225 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$; S 为机翼参考面积, $S = 260 \text{ m}^2$; g 为重力加速度; C_D, C_L 和 $C_{Y\beta}$ 为飞机的气动参数, $C_D = C_{D0} + C_{Da} a + C_{Da^2} a^2, C_L = C_{L0} + C_{La} a, C_{D0} = 0.1599, C_{Da} = 0.5035, C_{Da^2} = 2.1175, C_{L0} = 1.0656, C_{La} = 6.0723$. 因为飞机飞行过程中侧滑角 β 通常较小, 忽略其影响. 滚转角 ϕ 与各状态量没有耦合, 为了提高计算效率, 在计算中可以将其作为离散的网格输入.

将迎角与推力看作飞行员的输入, 取值范围为 $a \in [0, 14.5^\circ], T \in [20\,546, 410\,920]$, 取目标集 $\kappa = [V_{\min}, V_{\max}] \times [\gamma_{\min}, \gamma_{\max}]$. 其中: $V_{\min} = 60 \text{ m/s}, V_{\max} = 100 \text{ m/s}, \gamma_{\min} = -10^\circ, \gamma_{\max} = 10^\circ$.

2.2 可达集方法求解飞机的两类安全包线

由式(7)可知, 最大可控不变集是指至少存在一种控制策略使系统状态在给定的时限内不超出目标集的状态集合. 若定义目标集为安全的飞行状态组成的集合, 则最大可控不变集内的状态就是在给定的时限内能够通过控制输入使飞机一直处于安全状态的集合, 因此最大可控不变集很好地定义了考虑驾驶

员实时输入的飞行安全包线。

考虑到结冰程度存在不确定性与随机性,且难以被准确量化,将结冰因子看作不确定的对抗输入 d_1 、 d_2 ,分别作用于飞机的升力和阻力系数,有

$$C'_L = (1 + d_1)C_L, C'_D = (1 + d_2)C_D. \quad (17)$$

其中 d_1 、 d_2 的取值总是使得飞机的状态变量以最大程度离开目标集 κ ,即总是考虑对飞行安全最不利的情形,而 u 的取值总是以最大程度阻止飞机离开目标集,这便使得结冰飞机最大可控不变集的求解转变为由式(1)和(7)构成的微分博弈问题。根据文献[25-27], $d_1 \in [-0.25, 0], d_2 \in [0, 0.25]$ 。

以结冰飞机时限 $T_v = 3\text{s}$ (T 的下标用于区分不同类型可达集)的最大可控不变集作为安全包线进行计算,其哈密顿函数的最优值为

$$H^*(p, x, u, d) = \frac{p_1}{m}T^* - p_1 \frac{pS}{2m}V^2 C_{D^2}(1 + d_2^*)a^{*2} + \frac{pS}{2m}V(p_2 C_{L\alpha}(1 + d_1^*) \cos \varphi - p_1 V C_{D\alpha}(1 + d_1)a^*). \quad (18)$$

其中 p_1 、 p_2 分别为水平集函数关于 V 和 γ 的偏导数。且有

$$T^* = \begin{cases} T_{\min}, & p_1 > 0; \\ T_{\min} \text{ or } T_{\max}, & p_1 = 0; \\ T_{\max}, & p_1 < 0. \end{cases} \quad (19)$$

$$a^* = \begin{cases} a_{\min}, & (p_1 > 0, \hat{p} > \bar{a}) \text{ or } (p_1 < 0, \hat{p} < \bar{a}) \text{ or } (p_1 = 0, p_2 > 0); \\ a_{\min} \text{ or } a_{\max}, & (p_1 > 0, \hat{p} = \bar{a}) \text{ or } (p_1 = 0, p_2 = 0); \\ a_{\max}, & (p_1 > 0, \hat{p} < \bar{a}) \text{ or } (p_1 < 0, \hat{p} > \bar{a}) \text{ or } (p_1 = 0, p_2 < 0); \\ \hat{p}, & p_1 < 0, a_{\min} \leq \hat{p} \leq a_{\max}. \end{cases} \quad (20)$$

$$d_1^* = \begin{cases} d_{1 \max}, & p_1 < 0; \\ d_{1 \max} \text{ or } d_{1 \min}, & p_1 = 0; \\ d_{1 \min}, & p_1 > 0. \end{cases} \quad (21)$$

$$d_2^* = \begin{cases} d_{2 \max}, & p_1 > 0; \\ d_{2 \max} \text{ or } d_{2 \min}, & p_1 = 0; \\ d_{2 \min}, & p_1 < 0. \end{cases} \quad (22)$$

其中

$$\hat{p} = \frac{p_2 C_{L\alpha} \cos \varphi - p_1 V C_{D\alpha}}{2p_1 V C_{D\alpha^2}},$$

$$\bar{a} = \frac{a_{\max} + a_{\min}}{2}.$$

未结冰情形的最大可控不变集计算可参考文献[12]转化为最优控制问题,本文不再赘述。

在水平集工具箱^[20]中取 $100 \times 100 \times 100$ 的空间网格点,任一空间网格点的 H^* 值可由式(20)~(24)计算,空间导数采用二阶迎风差分格式,时间层采用二阶runge-kutta算法单步反向推进。计算可得结冰情形的最大可控不变集如图2所示。

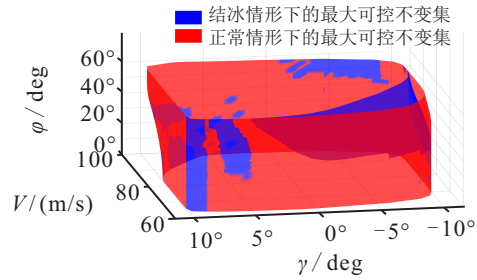


图2 结冰与未结冰情形的最大可控不变集对比

由图2可见,结冰情形与未结冰情形的最大可控不变集的大部分区域都重叠在一起,只有小部分区域有可见的差别。取 $\varphi = 0$ 时最大可控不变集的切面图如图3所示,可见,当飞机正常平飞,滚转角为零时,结冰情形与非结冰情形的最大可控不变集几乎完全相同。

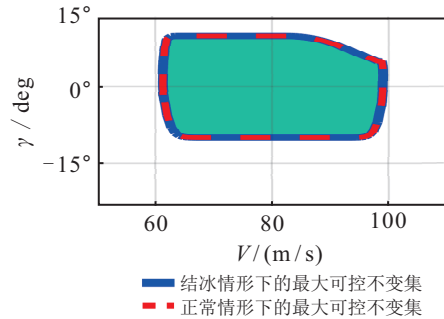


图3 当 $\varphi = 0$ 时图2的切面图

只有在滚转角 φ 较大时,结冰情形的最大可控不变集才会出现一定程度的收缩,当 $\varphi = 60^\circ$ 时最大可控不变集的切面如图4所示。可见,当滚转角较大时,结冰的影响使得飞机失速的风险增加。

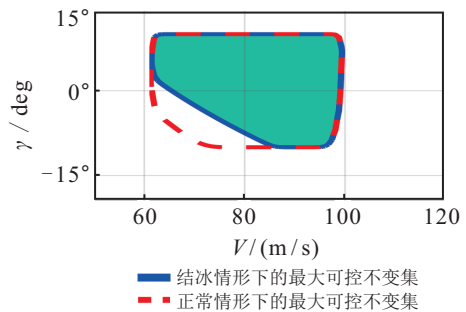


图4 当 $\varphi = 60^\circ$ 时图2的切面图

最大可控不变集是一种较为保守的安全包线,描

述了飞机飞行的“绝对安全状态”的集合,因此结冰与否对最大可控不变集的影响并不显著. 与之形成对比的是反向可达集. 反向可达集描述了在给定时限 T_b 内通过控制指令使得飞行状态能够回到目标集的初始状态的集合,代表了将驾驶员控制输入考虑在内的最大安全包线,飞行状态一旦超出反向可达集,则极有可能造成飞行安全事故.

按照与式(20)~(24)类似的方法,计算时限 $T_b = 3$ 时结冰与未结冰情形的反向可达集包线. 如图5和图6所示,不确定性结冰因子的影响使得反向可达集在航迹角为负值的区域出现了明显的收缩,这意味着结冰使得飞机在下俯状态的改出能力明显降低,失控风险增大,故应尽量避免使结冰飞机进入下俯状态.

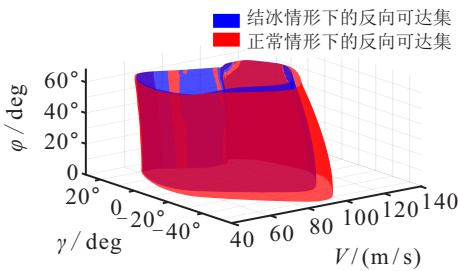


图5 结冰与未结冰情形的反向可达集对比

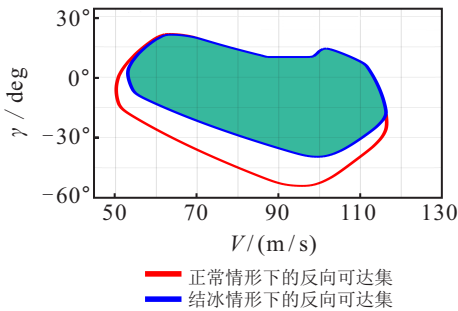


图6 在 $\phi = 0$ 时图5的切面图

3 结冰飞机安全边界保护

本节将对结冰飞机的安全包线保护策略展开讨论,在此之前假定结冰飞机的安全包线可以准确及时地获取.

由于方程中 ϕ 与其他变量不存在耦合关系,在包线的实时计算中可以将 ϕ 作为输入. 后文将以 $\phi = 0^\circ$ 时对应的反向可达集包线 W_1 为例,对本文所提出的保护方法进行说明.

将飞机安全包线 W_1 用水平集函数表示,取 W_1 为水平集函数 l_1 大于零时对应的 x 值,有

$$W_1 = \{x \in R^n, l_1(x) > 0\}. \quad (23)$$

3.1 改进的最优控制边界保护方法

文献[28-29]提出了一种切换控制策略,有

$$u(x, t) = \begin{cases} u_{\text{pilot}}, & x \in W_1^\circ; \\ u^*, & x \in \partial W_1. \end{cases} \quad (24)$$

$$u^* = \arg \sup_{u \in U} \min_{d \in D} \frac{\partial l_1(x)}{x^T} f(x, u, d). \quad (25)$$

其中: u_{pilot} 为驾驶员或飞控系统给出的控制指令, u^* 为边界保护策略给出的最优控制, f 对应飞机的状态方程.

当飞行状态位于安全包线内时,控制指令由驾驶员或飞控系统给出,而当飞行状态到达安全集边界时,切换为最优控制 u^* 以保证飞行状态不超出安全包线边界.

假定飞机初始状态 $V = 60 \text{ m/s}, \gamma = 11.46^\circ$, $u_{\text{pilot}} = [T_{\text{command}}, a_{\text{command}}]^T \equiv [30\ 000, 11.46^\circ]^T$, 按上述方法进行仿真验证.

由图7、图8可知(为了表明轨线的方向,图7用圆圈代表轨线起点,三角形代表轨线终点):当 $t = 2.1 \text{ s}$ 时,飞机飞行状态到达左安全边界. 若未采取边界保护措施,且驾驶员未能及时意识到结冰引起的安全包线变化,始终保持小推力输入,则其状态响应如图中红线所示,飞行状态超出安全包线,在 $t = 2.1 \sim 6.0 \text{ s}$ 内失速并以大航迹角下俯冲. 采取边界保护后的状态轨线如绿线所示,当状态轨线到达安全边界时,边界保护系统自动做出推杆操作 u^* , 使轨线在边界上

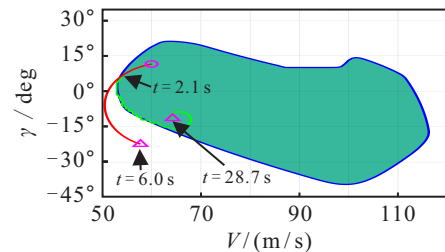


图7 飞行状态轨线对比

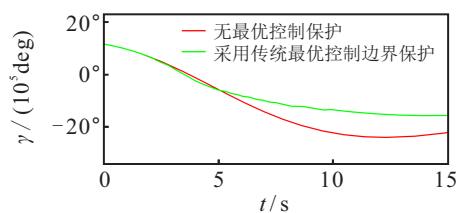
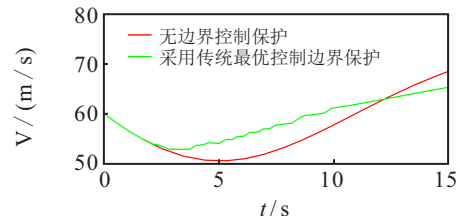


图8 飞行状态响应对比

滑动并最终折回到边界内部,在 $t = 28.7\text{s}$ 时收敛于配平点.

该方法也存在明显的不足,由图8和图9可见,其控制量存在较大的抖振,且飞行状态轨线可能在安全边界上有较长时间的滑动,收敛至配平状态的时间很长,这在实际应用中显然都是不可接受的.发生这种现象的原因是 u^* 只在边界上起作用,一旦状态轨线离开边界,最优控制便会失效,而此时由于 u^* 作用的时间很短,状态轨线通常又会很快到达边界,所以控制量 u 就在最优控制 u^* 与驾驶员控制 u_{pilot} 之间来回切换,产生抖振现象.

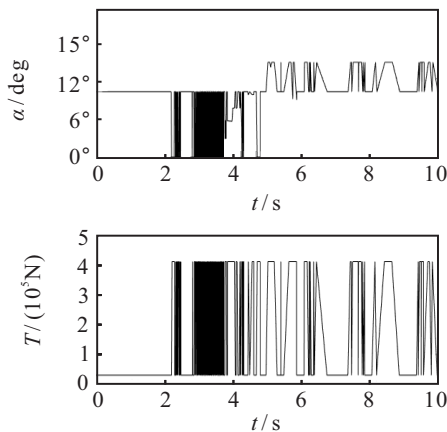


图9 采取边界保护时的输入量变化

针对以上不足,本文定义一种新型的控制量切换策略,定义 $W_2 \in W_1$,取 W_2 为最大可控不变集,有

$$W_2 = \{x \in R^n, l_2(x) > 0\}. \quad (26)$$

取 u^* 为使得系统的状态轨线最快进入 W_2 的控制量,当状态轨线因为最优控制 u^* 的作用而回到目标集 W_1 时,并不马上将控制量切换至 u_{pilot} ,而是等待状态轨线进入 W_2 再切换至 u_{pilot} .若此后状态轨线在此离开 W_2 ,则也不会立即切换至 u^* ,而是当轨线到达 $x \in \partial W_1$ 时再切换至 u^* .与传统的最优控制边界保护控制方法相比,该方法通过对最优控制延迟关断,有效避免了控制量在 u^* 与 u_{pilot} 之间快速切换,其切换策略为

$$u(x, t) = \begin{cases} u^*, & (x \in \partial W_1) \text{ or} \\ & (x \in W_1^\circ, x \notin W_2, u(t - \Delta t) = u^*); \\ u_{\text{pilot}}, & \text{otherwise.} \end{cases}$$

$$u^* = \arg \sup_{u \in U} \min_{d \in D} \frac{\partial l_2(x)}{x^T} f(x, u, d). \quad (27)$$

选取飞机结冰情形下的初始状态点 $V = 60\text{m/s}$, $\gamma = 11.46^\circ$, $u_{\text{pilot}} = [T_{\text{command}}, a_{\text{command}}]^T \equiv [30\ 000, 11.46]^\text{T}$ 进行仿真验证,结果如图10和图11所示.图10圆圈与三角含义同图7.

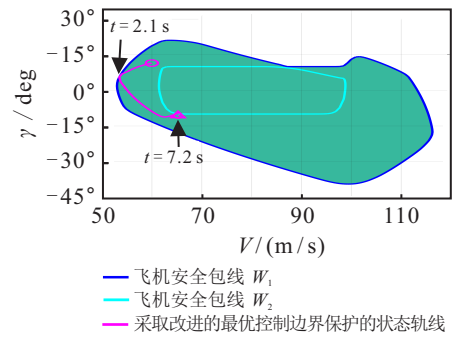


图10 采取改进的边界保护时的系统状态轨线

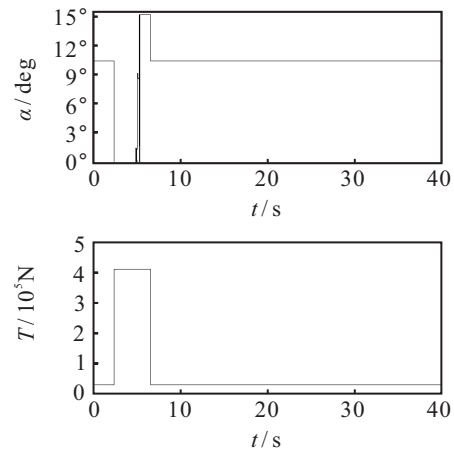


图11 采取改进的边界保护时的输入量变化

由图10和图11可见,飞机的控制量在状态轨线在到达边界后切换为最优控制 u^* ,并保持至状态轨线到达内层包线 W_2 的边界后又切换为 u_{pilot} ,有效消除了控制量的抖振与状态轨线在边界上的滑动,在 $t = 7.2\text{s}$ 收敛至配平点.结合图12可知,与传统的最优控制边界保护方法相比,改进的最优控制边界保护方法能够使状态更加平稳迅速地收敛至配平点.

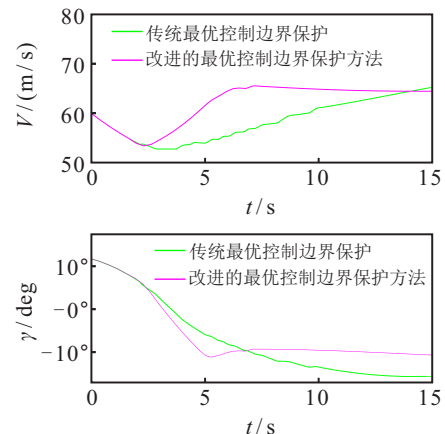


图12 两种最优控制保护方法的状态响应对比

同时应当注意到,最优控制的 u^* 的延迟关断特性会在一定程度上降低飞机的可操纵性,影响控制精度.因此在能够有效消除抖振的基础上,内包线 W_2 的大小应尽量接近 W_1 ,其选取可通过数值仿真计算不断优化.

3.2 基于可用控制可视化的边界保护方法

前文提出的边界保护方法中,控制量 u 依据系统的状态在 u_{pilot} 与 u^* 之间切换,使得飞行状态不超出安全包线. 当保护动作时,控制量 $u = u^*$,这对于以最快速度回到安全包线是最有利的,但是 u^* 通常对应允许控制的极限,这对飞机的稳定性及使用寿命是不利的,且当边界保护动作后,驾驶员在一定时间内失去了控制权限,对边界保护系统的可靠性提出了极高的要求.

要使得状态轨线不离开包线 $W_1, u = u^*$ 并不是必要条件,条件可放宽为

$$u(x, t) = \begin{cases} u \in U \mid \min_{d \in D} \frac{\partial l_1(x)}{\partial x^T} f(x, u, d) \geq 0, & x \in \partial W_1, \\ u_{\text{pilot}}, & \text{otherwise.} \end{cases} \quad (28)$$

只要控制量令哈密顿函数满足

$$H = \min_{d \in D} \frac{\partial l_1(x)}{\partial x^T} f(x, u, d) \geq 0, \quad (29)$$

状态轨线便会向安全包线内部发展,据此可以提出一种通过可用控制可视化实现边界保护的方法,该方法将控制的权限保留给了驾驶员. 在系统状态快要到达包线边界时,计算出能够使系统状态不离开安全包线边界的可用控制范围,并通过可用控制可视化告知驾驶员,提示驾驶员做出正确的操作使得飞行状态不超出安全包线.

以左边界上的状态点 $x_{\text{left}} = [55, 0]^T$ 和右边界上的状态点 $x_{\text{right}} = [113, 0]^T$ 为例进行计算,结果如图13和图14所示(图13和图14中的 H 不表示高度,而是无量纲的哈密顿函数值).

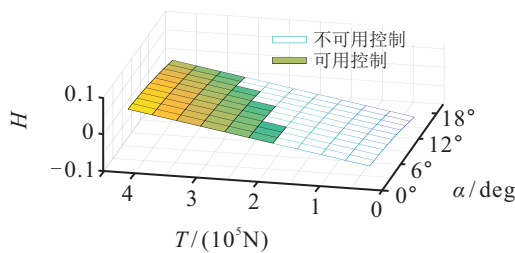


图13 左边界的可用控制可视化

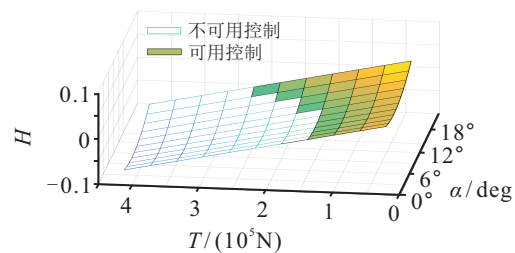


图14 右边界的可用控制可视化

由图13可见,当飞行状态位于左边界时飞机面临失速的危险,可用控制提示驾驶员保持飞行状态不离开包线需要较大的推力和较小的迎角. 由图14可见,当飞行状态位于右边界时飞机面临超速的危险,可用控制提示驾驶员需要较小的推力和较大的迎角,这与人们的直观认识也是相符的.

在实际应用中,应考虑到驾驶员的反应时间因素,故安全包线应该选取得较最优控制边界保护方法更保守一些,可将容许恢复时限 T_b 取为

$$T_b' = T_b - \tau S_f. \quad (30)$$

其中: S_f 为安全系数, T_b 为自动保护方法的容许恢复时长.

4 控制裕度实时计算方法

前文所述的保护策略均是在飞行状态即将超出安全包线时发生动作的保护方法,显然,只在飞行状态到达边界情况下才采取保护措施是不够的. 下面将提出一种基于不变集的实时控制裕度的计算方法,对边界内部飞行状态的控制量加以限制,提前预防飞行状态超出安全包线.

由式(4)所述,不变集是指在给定的 T 时段内,对于任意控制变量 $u(\cdot) \in U_{[0, T]}$ 和扰动 $d(\cdot) \in D_{[0, T]}$, 系统状态均不会离开目标集 κ 的初始状态的集合. 由此定义,若在某一控制变量的取值范围 U 下,不变集包含了当前工作状态点,则 U 为当前工作点满足以 T 为时限的不变集的控制裕度. U 的取值不唯一,定义 U^* 为当前状态点满足以 T 为时限的不变集的最大控制裕度, $U \subseteq U^*$. 所提出迭代计算方法增加了控制裕度的扩增过程以更精确地估计 U^* ,降低估计的保守性. 具体求解流程如图15所示.

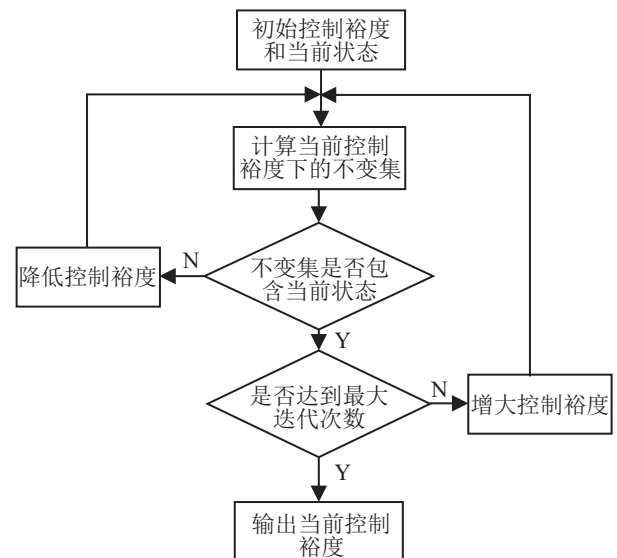


图15 控制裕度的求解流程

本文所提出方法以 u^* 的取值作为依据对控制裕度进行调整,将文献[19]中单输入推广至多输入情形,迭代过程所需的不变集可由式(14)所示的哈密顿-雅克比-艾萨克方程求解获得。

在当前状态点 x_0 处,若不变集不包含当前状态,由式(11)可知, $V_2(x_0, 0) \leq 0$,则表明点 x_0 处的哈密顿函数 H^* 的值过小,导致 x_0 处的 V_2 函数值下降得过快.要使不变集包含当前状态 x_0 ,必须通过收缩 u^* 一侧的控制变量 u 的取值范围使得 H^* 值增大,直至不变集包含当前状态点。

控制裕度迭代计算方法收敛性讨论如下:讨论分为两步,先讨论对于 $\forall x_0 \in \kappa$,控制裕度 U 是否存在;然后对于控制裕度 U 存在的情形讨论所提出计算方法的收敛性。

由不变集定义可知,对于任意控制裕度时限 T ,不变集并不总是存在,但对 $\forall x_0 \in \kappa$,总是可以通过减小 T 使其控制裕度不为空集,证明如下。

由式(11)和(14)可知

$$\forall x_0 \in \kappa, V_2(x_0, T) = l(x_0) > 0. \quad (31)$$

由 $V_2(x_0, t)$ 对 t 的连续性可知,如果 T 充分小,则 $V_2(x_0, T) = l(x_0) > 0$,不变集包含了 x_0 点,因此 x_0 处的控制裕度 $U \neq \emptyset$ 。

从数学上严格证明本文迭代算法的收敛性十分困难,但可以对其明显的收敛趋势进行说明。

当控制裕度 U 存在时,假设最大控制裕度为 U^* ,由式(14)可知

$$\begin{aligned} & \frac{\partial V_2}{\partial t}(x_0, t) = \\ & - \min \left(0, \inf_{u \in U} \inf_{d \in D} \frac{\partial V_2(x_0, t)}{\partial x_0} f(x_0, u) \right) \geq 0, \end{aligned}$$

故 V_2 为关于 t 的单调增函数.若 $V_{2k}(x_0, 0) < 0$ (以下标 k 表示第 k 次迭代),结合式(31)可知

$$\begin{aligned} & \exists \tau_k \in (0, T), V_{2k}(x_0, \tau_k) = 0, \\ & \min_{u \in U_k} \min_{d \in D} \frac{\partial V_{2k}(x_0, \tau)}{\partial x_0} f(x_0, u) < 0. \end{aligned}$$

因此控制裕度 U_k 满足时限为 $T - \tau_k$ 的不变集.取

$$u_k^* = \arg \min_{u \in U_k} \left(\min_{d \in D} \frac{\partial V_{2k}(x_0, \tau)}{\partial x_0} f(x_0, u) \right) \in \Delta U_k,$$

使 $u_k^* \notin U_{k+1}$, $U_{k+1} = U_k - \Delta U_k$,则

$$\begin{aligned} & \forall \tau \in [0, T], \\ & \inf_{u \in U_{k+1}} \inf_{d \in D} \frac{\partial V_{2k+1}(x_0, \tau)}{\partial x_0} f(x_0, u) \leq \\ & \inf_{u \in U_k} \inf_{d \in D} \frac{\partial V_{2k}(x_0, \tau)}{\partial x_0} f(x_0, u). \end{aligned}$$

显然 $V_{2k+1}(x_0, \tau_k) > V_{2k}(x_0, \tau_k) = 0$.若 $V_{2k+1}(x_0, 0)$

< 0 ,则 $\exists \tau_{k+1} \in (0, \tau_k)$, $V_{2k}(x_0, \tau_k) = 0$,控制裕度 U_{k+1} 满足时限为 $T - \tau_{k+1}$ 的不变集.重复以上步骤,通过适当的选取序列 $\Delta U_i (i = 1, 2, \dots, n)$,可在有限的迭代次数 n 内得到满足时限为 T 的不变集 $U_n \subseteq U^*$.在本文算例中,选取 $\Delta U_k = [T^* - \Delta T, T^* + \Delta T] \times [a^* - \Delta a, a^* + \Delta a] \cap U_k$ 即可满足要求。

若不变集已经包含当前状态点,则通过放宽与 u^* 取值无关的另外一侧 u 的取值范围增大控制裕度,保留其中符合条件的控制裕度值,直至到达最大迭代次数,这样可有效降低估计的保守性。

在飞机结冰情形下选取初始状态 $x_0 = (80, 0)$,初始控制裕度 $U = [100\ 000, 300\ 000] \times [7.5^\circ, 10.5^\circ]$, $\kappa = [60, 100] \times [-10^\circ, 10^\circ]$.计算过程中采用时限 $T = 3$ s的不变集,取最大迭代次数 $N_{\max} = 10$,按以上方法对控制裕度进行迭代计算,不变集的迭代过程如图16和图17所示.图16为不变集的扩张过程,此过程中随着迭代次数的增加,控制裕度减小,不变集范围扩增,直至第4次迭代,不变集包含初始状态 x_0 .图17描述了控制裕度增加、不变集范围减小的过程,直至达到最大迭代次数。

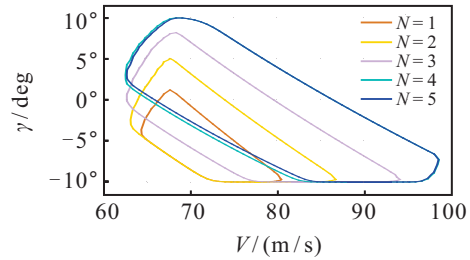


图16 迭代计算中的控制裕度收缩过程

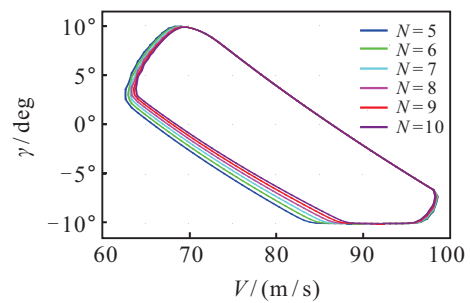


图17 迭代计算中的控制裕度扩张过程

控制裕度随迭代次数的变化如表1所示.依据不变集定义可知,只要依据实时状态在时间间隔 $\Delta t \leq T$ 内完成下一轮次的迭代计算,并告知驾驶员当前的控制裕度,指引驾驶员在控制裕度范围内进行操作,即可使得飞行状态始终保持在目标集内.按照上述初始条件,以 $\Delta t = 2$ s为周期计算控制裕度,仿真结果如图18和图19所示.图18圆圈与三角含义同图7.可见,若不按控制裕度进行操作,则有

$$u_{\text{pilot}} = [T_{\text{command}}, a_{\text{command}}]^T \equiv [30\ 000, 11.46^\circ]^T,$$

在低推力下进行拉杆操作,如图中红线所示,飞行状态先后超出目标集包线与反向可达集包线,最终失速俯冲.若遵守控制裕度进行操纵,如图中棕线所示,飞行状态将稳定在安全包线内,且始终保持在距离边界较远的区域,各个状态量的变化较为平稳.

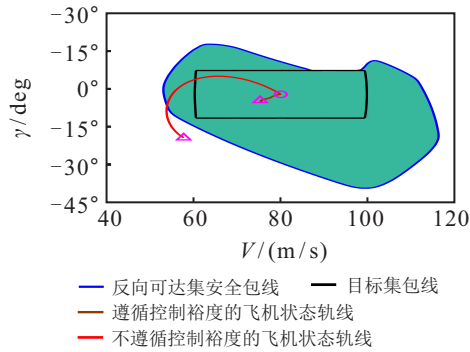


图 18 系统的状态轨线对比

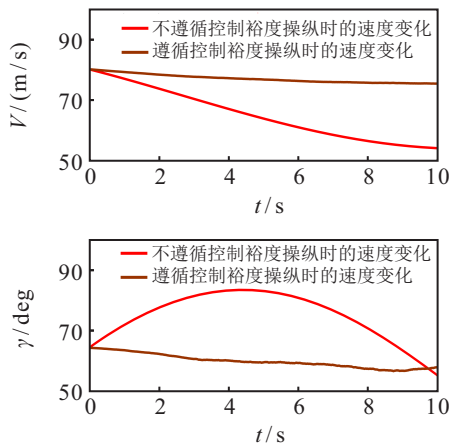


图 19 遵循控制裕度和不遵循控制裕度的飞行状态对比

注意到:上述控制裕度依据不变集进行设计,仍然具有一定的保守性,适合应用在对安全性能要求极高的场合.

5 结论

本文将结冰的影响作为对抗性输入,在可达集理论的框架下对结冰飞机的包线保护与控制指令裕度展开研究.与现有结果相比,能够将控制输入的动态特性嵌入到安全包线计算与保护的全过程,且能够较好地处理结冰程度的不确定性和随机性.

选取 RCAM 模型作为研究对象,将可达集问题转换为微分博弈问题考虑,分析了飞机结冰对反向可达集和最大可控不变集的影响,得出结冰使得飞机最大操纵边界出现明显收缩、失速风险增大、对下俯状态的改出能力降低等结论.

本文针对传统最优控制保护策略的控制量抖振现象,提出了一种保护开通与关断基于不同阈值的最优控制切换策略,可以有效消除控制量抖振.针对采用最优控制切换保护策略的不足,提出了一种保留

驾驶员权限的边界保护策略,对边界上的可用控制展开研究,实现了可用控制的计算与可视化,指导飞行员做出正确的驾驶指令.两种边界保护方法各有优点,可互为备用.

对于状态点位于包线内部的情况,本文就控制裕度计算方法进行了推广与改进,有效提高了控制裕度计算的准确性.通过迭代计算得到当前状态下的控制裕度,指引驾驶员对飞行状态超出包线进行提前预防.最后,通过仿真算例验证了算法的有效性.

可达集的计算时间随着维数的增加爆炸性增大,因此本文采用较为简单的二维飞机模型,忽略了飞机运动方程的一些动态特性.后续的工作可围绕提高可达集的运算效率,应用更加精确的高维模型求解开展.

参考文献(References)

- [1] 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): 105-115. (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): 105-115.)
- [2] Landsberg B. Safety advisor aircraft icing[EB/OL]. (2013-05-01)[2015-05-08]. http://www.aopa.org_media/Files/AOPA/Home/Pilot%20Resources/ASI/Safety%20Advisors/sall.pdf.
- [3] 桂业伟, 周志宏, 李颖晖, 等. 关于飞机结冰的多重安全边界问题[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 6-17. (Gui Y W, Zhou Z H, Li Y H, et al. Multiple safety boundaries protection on aircraft icing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(2): 6-17.)
- [4] 袁国强. 结冰条件下飞行安全边界确定方法及其应用研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2018. (Yuan G Q. Research on the method and application of flight safety boundary determination under icing condition[D]. Xian: Air Force Engineering University, 2018.)
- [5] Pokhariyal D, Bragg M, Hutchison T, et al. Aircraft flight dynamics with simulated ice accretion[C]. The 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Virginia: AIAA, 2001.
- [6] Hui K, Wolde M, Brown A, et al. Flight dynamics model of turboprop transport aircraft icing effects based on preliminary flight data[C]. The 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Virginia: AIAA, 2005.
- [7] Bragg M, Perkins W, Sarter N, et al. An interdisciplinary approach to inflight aircraft icing safety[J]. University of Illinois, 1998, 23(87): 395-409.
- [8] Bragg M, Hutchison T, Merret J. Effect of ice accretion on aircraft flight dynamics[C]. The 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Virginia: AIAA, 2000.

- [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.)
- [10] 郑无计, 李颖晖, 周驰, 等. 基于动力学边界的结冰飞机安全预警方法研究[J]. 航空学报, 2019, 40(4): 175-185.
(Zheng W J, Li Y H, Zhou C, et al. Flight safety warning method for icing aircraft based on dynamic envelope[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4): 175-185.)
- [11] Lygeros J. On reachability and minimum cost optimal control[J]. Automatica, 2004, 40: 917-927.
- [12] Kwatny H, Dongmo, J E, Chang B C, et al. Aircraft accident prevention: Loss-of-control analysis[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Virginia: AIAA, 2009.
- [13] Tang L, Roemer M, Ge J H, et al. Methodologies for adaptive flight envelope estimation and protection[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Virginia: AIAA, 2009.
- [14] Lombaerts T, Schuet S, Wheeler K, et al. Safe maneuvering envelope estimation based on a physical approach[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Virginia: AIAA, 2013.
- [15] Lygeros J, Tomlin C, Sastry S. Controllers for reachability specifications for hybrid systems[J]. Automatic, 1999, 35(3): 349-370.
- [16] Bayen A M, Mitchell I M, Oishi M M K, et al. Aircraft autolander safety analysis through optimal control-based reach set computation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(1): 68-77.
- [17] Famularo D, Martino D, Mattei M. Constrained control strategies to improve safety and comfort on aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(6): 1782-1792.
- [18] Simon D, Härkegård O, Löfberg J. Command governor approach to maneuver limiting in fighter aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(6): 1514-1521.
- [19] Govindarajan N, de Visser C C, Van Kampen E. Optimal control framework for estimating autopilot safety margins[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(7): 1197-1207.
- [20] Mitchell I, Bayen A, Tomlin C. A time-dependent hamilton-jacobi hamilton-jacobi formulation of reachable sets for continuous dynamic games[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, 50(7): 947-957.
- [21] Mitchell I M. The flexible, extensible and efficient toolbox of level set methods[J]. Journal of Scientific Computing, 2008, 35(2/3): 300-329.
- [22] Khalil H. Nonlinear systems[M]. The 3rd edition. New York: Prentice Hall, 1996: 93-94.
- [23] Kao C Y, Osher S, Qian J. Lax-friedrichs sweeping schemes for static hamilton-jacobi equations[J]. Journal of Computational Physics, 2004, 196(1): 367-391.
- [24] Looye G, Bennani S. Description and analysis of the research civil aircraft model (RCAM), technical report TP-088-27[R]. London: Group for Aeronautical Research and Technology in Europe Garteur, 1997.
- [25] Ratvasky T P, Barnhart B P, Lee S. Current methods modeling and simulating icing effects on aircraft performance, stability, control[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 201-211.
- [26] 徐忠达, 苏媛, 曹义华. 平尾积冰对飞机纵向气动参数的影响[J]. 航空学报, 2013, 34(7): 1563-1571.
(Xu Z D, Su Y, Cao Y H. Effects of tailplane icing on aircraft longitudinal aerodynamic parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7): 1563-1571.)
- [27] Lampton A, Valasek J. Prediction of icing effects on the lateral/directional stability and control of light airplanes[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 23(1): 305-311.
- [28] 王爽, 詹浩. 飞行最大可控边界集及其机动边界保护控制[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(4): 523-528.
(Wang S, Zhan H. The safe-set of aircraft and maneuverability envelope protection[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(4): 523-528.)
- [29] Allen R C, Kwatny H G, Bajpai G. Safe set protection and restoration for unimpaired and impaired aircraft[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Virginia: AIAA, 2012.

作者简介

徐文丰(1996—), 男, 博士生, 从事飞行控制、非线性控制等研究, E-mail: 962050183@qq.com;

李颖晖(1966—), 女, 教授, 博士生导师, 从事飞行控制、非线性控制、电气工程及其自动化等研究, E-mail: liyinghui66@163.com;

禹志龙(1996—), 男, 硕士生, 从事飞行控制、非线性控制等研究, E-mail: 1425508580@qq.com;

郑无计(1990—), 男, 博士生, 从事飞行控制、非线性控制等研究, E-mail: 18729228764@163.com;

董泽洪(1995—), 男, 博士生, 从事飞行控制、非线性控制等研究, E-mail: 990468587@qq.com.

(责任编辑: 郑晓蕾)