

俯仰姿态保持模式下飞机结冰边界 保护方法

王小龙, 徐浩军, 薛源, 朱和铨, 裴彬彬
(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 在研究飞机结冰机翼和平尾失速机理的基础上,以飞机迎角作为关键参数,飞机俯仰指令作为指令参数,提出一种基于飞机自动驾驶仪的结冰后边界保护方法.通过引入铰链力矩检测模块,提前告警飞机失速,为边界保护提供了裕度.建立飞机纵向动力学方程,针对俯仰姿态保持(PAH)模式下机翼失速进行了仿真计算.结果表明:结冰条件下,通过铰链力矩的检测,飞机能在失速迎角为 2° 之前,进入边界保护模式,增加飞行安全的裕度.通过控制指令的限制,自动驾驶模式下飞机迎角能保持在失速迎角之内.

关 键 词: 飞机结冰; 边界保护; 纵向自动驾驶仪; 失速迎角; 平尾失速

中图分类号: V212

文献标志码: A

Envelope protection method for pitch attitude holding mode under flight icing conditions

WANG Xiao-long, XUN Hao-jun, XUE Yuan,
ZHU He-quan, PEI Bin-bin

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

Abstract: An envelope protection method with autopilot systems was proposed based on the research of wing stall and tailplane stall under icing conditions. The angle of attack was identified as a critical parameter, and the pitch angle was identified as a command parameter. The detection of hinge moment coefficient could early warn aircraft stall and increase the margin of envelope protection. The flight longitudinal dynamics equation in pitch attitude holding (PAH) mode was built. Results show that, the envelope protection system works at the 2 degrees before the stall angle of attack through the detection of hinge moment under icing conditions, increasing the flight safety margin. With the control command limitation, the angle of attack of the automatic flight under icing conditions could be limited to the stall angle of attack.

Key words: flight icing; envelope protection; longitudinal autopilot;
stall angle of attack; tailplane stall

飞机遭遇结冰条件下,表面会产生结冰现象,引起气动外形改变.升力面结冰,会导致升力减少,阻力增大,严重时将导致飞行事故.美国 Safe-

ty Advisor^[1]给出1990—2000年飞机事故统计结果表明,飞机结冰事故占气象飞行事故的12%,其中92%是飞机在飞行中发生结冰.近几年,我

收稿日期:2015-01-02

基金项目:国家自然科学基金(61374145);国家重点基础研究计划(2015CB755800)

作者简介:王小龙(1992—),男,山东聊城人,博士生,主要从事飞行力学、控制与飞行安全方向的研究.

国飞机也因结冰,发生了多起事故。

飞机边界保护系统是通过设计控制律,增加限制器,使飞机在边界范围内飞行,防止飞机失速。现代商业飞机都采用了失速保护系统,对迎角、倾斜角等参数限制,防止飞行员操作不当,超过飞行边界^[2]。飞机结冰引起飞机的失速迎角减少,最大升力系数降低,导致现有的失速告警保护系统不能及时报警,因此有必要对结冰后的飞机边界重新定义。

国外伊利诺斯大学 Bragg 教授开展了飞机智能结冰系统(smart icing system, SIS)研究^[3],对飞机边界保护和容冰控制提供了思路。NASA 研究中心利用双水獭飞机完成了平尾结冰研究计划^[4],对平尾失速有了深刻认识。Ansell, Gurbac-ki 等^[5-7]提出使用舵面的铰链力矩来预测飞机结冰失速的包线保护系统;Hossain, Sharma 等^[8-9]通过关键参数,实时预测结冰失速迎角边界,进行了开环和闭环的包线保护仿真。国内^[10-14]对飞机边界保护方法研究较浅,主要是在通过结冰因子影响,限制飞机迎角。

总体来说,目前的研究集中在机翼结冰^[15-17],而平尾结冰研究仅限于结冰后的飞机响应^[18-19],对平尾失速边界保护方法研究较少。飞机进场着陆发生平尾失速时,现通用的改出措施要求切断自动驾驶仪,加大了飞行员的负担。并且机翼失速是机翼上表面气流分离,而平尾失速则造成机翼下表面气流分离,两者的改出途径正好相反,易引起飞行员操作失误。因此建立平尾失速和机翼失速综合保护系统十分必要。

本文在对机翼、平尾失速机理研究基础上,综合了机翼结冰和平尾结冰,在纵向俯仰姿态保持模式下,引入铰链力矩预测机制,通过关键参数的限制,防止飞行员操作失误,引起飞机失速。最后通过仿真机翼失速,验证了边界保护方法的有效性。

1 结冰的影响

1.1 结冰气动参数模型

飞机结冰后,其工程计算多采用气动导数估计算公式为^[3]

$$C_{a,iced} = (1 + \eta K_{ice}) C_a \quad (1)$$

式中 C_a , $C_{a,iced}$ 分别为结冰前后飞机气动导数的值; K_{ice} 为结冰系数,对于给定的飞机为常值; η 为结冰因子,表示结冰的严重程度,与飞机参数无

关。针对机翼和平尾结冰情况不同,引入 η_{wing} , η_{tail} 分别表示飞机机翼结冰和平尾结冰的严重程度。 K_{ice} 的取值见文献^[3]。

1.2 结冰后铰链力矩响应

铰链力矩是指作用于舵面上,相对于舵面铰链轴由气动力产生的力矩。飞机结冰时,尤其翼型前缘结冰,产生的冰结构会导致分离涡的产生,导致表面压力分布改变,从而影响舵面的铰链力矩。铰链力矩可分为定常力矩系数 C_h 和非定常 $C_{h,rms}$; $C_{h,rms}$ 为结冰引起的非定常铰链力矩的方均根值,计算公式为

$$C_{h,rms} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum (C_h - \bar{C}_h)^2} \quad (2)$$

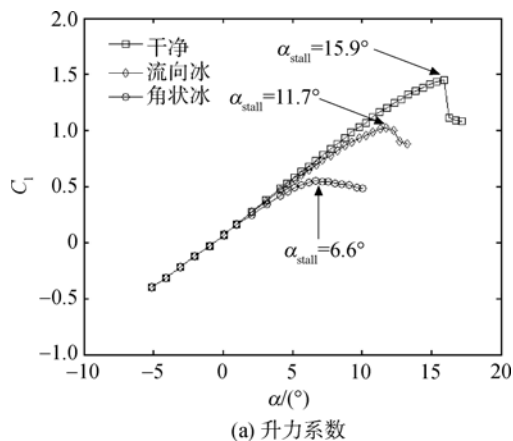
式中 n 为测量 C_h 的次数, $\bar{C}_h$ 为平均值。

由于机翼结冰和平尾结冰分别影响副翼铰链力矩和升降舵铰链力矩,因而通过探测副翼和升降舵的铰链力矩可以来识别机翼结冰还是尾翼结冰^[7]。Bragg 教授团队研究不同典型结冰条件铰链力矩变化,得出了机翼结冰对铰链力矩的影响^[5]。其中 NACA 23012 翼型的升力系数、襟翼铰链力矩系数随迎角的变化如图 1 所示 ($Re = 1.8 \times 10^6$, 襟翼偏角 $\delta_f = 0^\circ$)。对比发现, $C_{h,rms}$ 会在迎角达到失速迎角之前 2° , 就产生显著变化。这对于飞机告警,避免进入失速有重要作用。Bragg 教授实验结果也表明不同结冰条件均会导致铰链力矩的显著变化。本文在边界保护设计中,引入了铰链力矩的探测警告,为边界保护提供了裕度。

1.3 结冰对飞机失速的影响

1.3.1 机翼失速

文献^[20]通过冰风洞试验得出,在不同结冰情况下,当迎角(α)在 $0^\circ \sim 11^\circ$ 之间变化时,飞机结冰后的最大升力系数与升力系数(C_l)的变化量满



(a) 升力系数

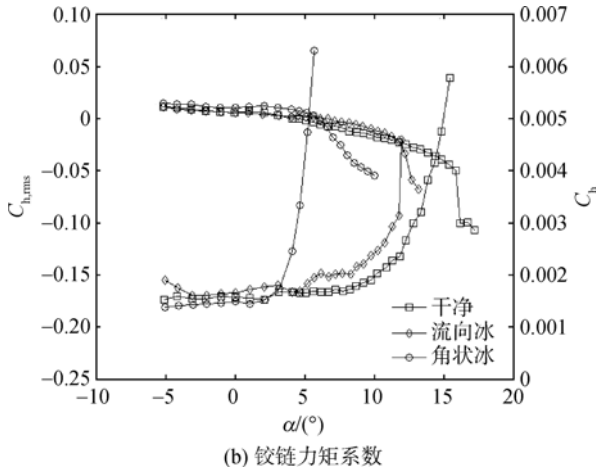


图1 NACA 23012 翼型结冰气动系数变化曲线

Fig. 1 NACA 23012 performance with simulated icing contaminant

足 $\Delta C_l = |C_{l,iced} - C_{l,clean}| = g(\eta)$ 呈线性关系, $C_{l,clean}$ 和 $C_{l,iced}$ 分别为某迎角下, 结冰前后的升力系数. 由升力系数计算公式可得, 失速迎角 α_{stall} 和 $C_{l,max}$ 关系为

$$\alpha_{stall} = (C_{l,max} + C_{l,0}) / C_{l,\alpha} \quad (3)$$

式中 $C_{l,0}$ 为迎角为 0° 时升力系数, $C_{l,\alpha}$ 为升力线斜率.

则可得到结冰条件下 α_{stall} 的计算模型

$$\alpha_{stall} = f(\Delta C_l) = f[g(\eta)] \quad (4)$$

1.3.2 平尾失速

飞机平尾失速与机翼失速原理相同, 指平尾迎角超过平尾失速迎角, 引起气流分离, 上下翼面压差减小, 破坏飞机俯仰平衡, 严重时导致飞机丧失俯仰操纵能力. 根据迎角正负, 分为正失速迎角和负失速迎角. 由于飞机机翼、机身、推进系统的影响, 飞机平尾周围的流场非常复杂, 实际飞行中, 飞行姿态、飞行速度、襟翼偏角, 以及发动机状态等都对平尾迎角 α_t 产生影响. 平尾迎角如图2所示.

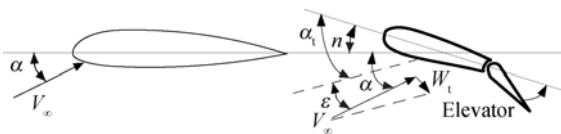


图2 机翼-尾翼流动几何关系

Fig. 2 Wing-tailplane flow geometry

平尾的实际迎角

$$\alpha_t = \alpha - \epsilon + n \quad (5)$$

式中 α_t 为平尾真实迎角; α 为飞机机翼迎角; ϵ 为

飞机对平尾产生的下洗角; n 为飞机平尾安装角, 一般取为 0° . 其中下洗角可以表示为 $\epsilon = \arctan(W_t - V_\infty)$; W_t 为飞机对平尾产生的下洗速度, 主要受翼尖尾涡和襟翼产生的洗流影响; V_∞ 为飞机的来流速度.

当襟翼偏角为 0° 时, 对于具有椭圆升力分布的机翼后面的下洗角可以从有限机翼原理推出来^[21], 即

$$\epsilon^* = \frac{114.6 C_l}{\pi A} \quad (6)$$

式中 ϵ^* 为襟翼偏角为 0° 时机翼后下洗角; A 为展弦比. 综合式(5)、式(6)可以得到襟翼偏角为 0° 时, 平尾迎角的函数表达式.

同机翼失速类同, 飞机平尾结冰失速迎角同样满足式(3). 因此飞机结冰后失速迎角的计算公式为

$$\alpha_{t,stall} = f[g(\eta_{tail})] \quad (7)$$

式中 $\alpha_{t,stall}$ 为飞机水平尾翼的失速迎角.

2 飞机纵向自驾仪模型

飞机的纵向自动驾驶仪包括俯仰姿态保持、高度保持、速度保持等. 其中俯仰姿态保持作为其他模态(如高度保持、自主着陆等)的内回路, 具有重要的作用. 本文主要是针对飞机的俯仰姿态保持的结冰后边界保护方法进行研究.

本文主要考虑飞机的纵向模型, 其三自由度飞机动力学模型表示如下:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= -g\theta \cos \Theta_0 + (X_u + X_{T_u})u + X_a\alpha + X_{\delta_e}\delta_e \\ \dot{w} &= -g\theta \sin \Theta_0 + Z_u u + Z_a\alpha + Z_{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + Z_{\delta_e}\delta_e + (Z_q + U_0)q \\ \dot{q} &= (M_u + M_{T_u})u + (M_a + M_{T_a})\alpha + M_{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + M_{qq}q + M_{\delta_e}\delta_e \end{aligned} \quad (8)$$

式中 u 为飞机的纵向速度; w 为飞机的垂直方向速度; q 为俯仰角速度; θ 为俯仰角; δ_e 为升降舵偏角; U_0 和 Θ_0 为飞机配平时的速度和俯仰角; M_* , Z_* , X_* 为飞机的稳定导数和控制导数.

本文采用经典的比例-积分-微分(PID)控制器来实现俯仰姿态保持. 其中 k_θ , k_i 和 k_q 为控制器的增益, 采用不结冰飞机随速度的增益调度. 如图3所示. (图中 θ_{ref} 为俯仰角指令)

则升降舵偏角可以表示为

$$\Delta \delta_e = k_\theta \Delta \theta + k_\theta k_i \int \Delta \theta dt + k_q \Delta \dot{\theta} \quad (9)$$

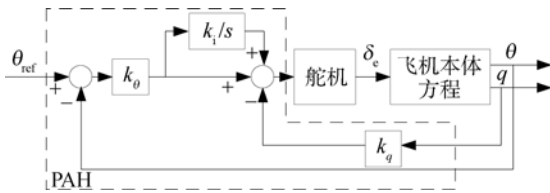


图3 俯仰角姿态保持模式
Fig. 3 PAH mode

3 结冰后边界保护方法

3.1 边界确定

飞行边界综合地描述了一架飞机所能安全飞行的参数范围,受飞机气动和结构等因素的影响,边界保护系统通过控制律设计、增加限制器等措施使得飞机能够在边界范围内安全飞行.对于俯仰姿态保持模式来说,主要是限制飞机的俯仰指令的输入.通过确定影响飞机的关键参数,计算俯仰指令的上下边界.对于俯仰姿态保持的状态方程可表示如下:

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \theta_{com}, \eta) \quad (10)$$

式中 $\mathbf{x}$ 为闭环俯仰姿态保持模型的状态变量, θ_{com} 为控制变量即俯仰指令.设定边界保护的关键参数为 $\mathbf{y}_p$.则关键参数可由飞机状态变量,控制变量及飞机结冰因子确定.如下式:

$$\mathbf{y}_p = g(\mathbf{x}, \theta_{com}, \eta) \quad (11)$$

对于俯仰指令确定的系统,边界关键参数限制即为结冰因子的函数,即

$$\mathbf{y}_{p,lim} = \mathbf{y}_{p,lim}(\eta) \quad (12)$$

边界保护方法通过实时的修正俯仰指令 θ_{com} ,使边界关键参数满足

$$\mathbf{y}_{p,lim}^l \leq \mathbf{y}_p \leq \mathbf{y}_{p,lim}^u \quad (13)$$

式中 $\mathbf{y}_{p,lim}^l$, $\mathbf{y}_{p,lim}^u$ 分别为式(12)中边界关键参数的上下界.如上文所述,关键参数选取引起机翼失速的迎角 α 和平尾失速的平尾迎角 α_t .对应的结冰因子分别为 η_{wing} 和 η_{tail} .则限制条件如下:

$$\begin{cases} \alpha < \alpha_{stall} \\ \alpha_{t,stall}^l < \alpha_t < \alpha_{t,stall}^u \end{cases} \quad (14)$$

式中 $\alpha_{t,stall}^l$, $\alpha_{t,stall}^u$ 分别为平尾正失速迎角和负失速迎角.通过公式转化为机翼迎角得

$$\begin{cases} \alpha < \alpha_{stall} \\ \alpha_{t,stall}^l + \epsilon^* < \alpha < \alpha_{t,stall}^u + \epsilon^* \end{cases} \quad (15)$$

3.2 边界保护系统流程

基于自驾仪的边界保护方法包括两个方面:边界检测和边界规避.系统必须首先发现超越边

界的趋势,然后采取措施防止边界参数超限.边界保护的流程框图如图4所示(图中 α_{wing} 为机翼迎角, α_{tail} 为平尾迎角, $C_{h,a}$ 为副翼铰链力矩, $C_{h,e}$ 为升降舵铰链力矩).

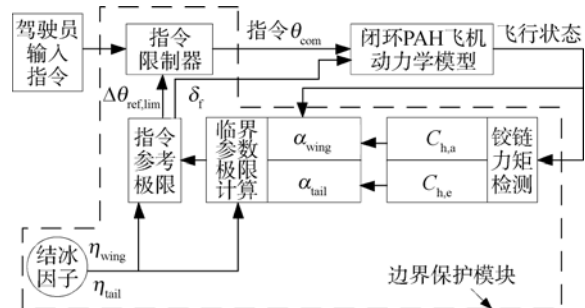


图4 基于PAH的结冰边界保护
Fig. 4 Icing envelope protection system for the PAH mode

边界保护模块运行步骤如下:

1) 飞机自驾仪模式下飞行,当“铰链力矩检测”模块提前检测到飞机接近失速时,区分出平尾还是机翼失速,发出警告.(仿真取失速迎角降低 2° 时检测到).

2) “临界参数极限计算”模块依据结冰因子和飞行状态,计算当前状态的失速迎角 (α_{stall} 和 $\alpha_{t,stall}$).

3) “指令参考极限”模块,通过失速迎角与当前时刻的迎角差值,得到飞机的俯仰角的改变范围的极限值 $\Delta\theta_{ref,lim}$.

4) “指令限制器”模块通过比较,得到俯仰指令的修正值.

飞机的俯仰角指令输入和最终输出响应存在延迟,如果图4中“指令限制器”模块直接建立在“临界参数极限计算”模块上,则输入指令可能使飞机响应超过极限值,是一个不可靠的边界保护系统.通过上文对铰链力矩的分析,得知铰链力矩可以提前反映飞机接近失速的趋势.引入“铰链力矩检测”模块,能提前对飞机结冰后临界参数极限进行计算,并保留临界参数一定的幅值裕度,得到的指令极限可以保证飞机闭环响应稳定在包线内.由于平尾失速与襟翼有很大的关系,因而,在平尾失速时,要考虑对襟翼的调整.

3.3 指令的确定

俯仰角指令的确定,主要通过指令限制器来完成.通过式(10)可知,对于俯仰姿态保持,迎角可以由飞行状态(飞行速度等)、俯仰指令和飞机

结冰因子确定.通过让迎角接近失速迎角,确定此时刻的俯仰指令裕度极限值 $\theta_{\text{ref,lim}}$ (包括 $\theta_{\text{ref,max}}$ 或 $\theta_{\text{ref,min}}$).边界保护模块设定一定的时间间隔对指令进行检查,继而修正.如图5所示.图中 $[\cdot]$ 表示俯仰角减小的状态,即对应平尾失速状态;上标代表0时刻或1时刻;字母均代表值的大小.

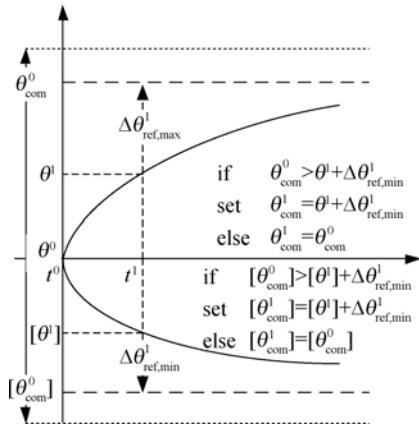


图5 边界保护中指令确定图

Fig. 5 Command limiting scheme for envelope protection

图5中 θ^0 为前一时刻 (t^0 时刻) 的俯仰角真实值; θ^1 为当前时刻 (t^1 时刻) 的俯仰角真实值; θ_{com}^0 为 t^0 时刻的驾驶员输入指令; θ_{com}^1 为 t^1 时刻的驾驶员输入指令; $\Delta\theta_{\text{ref,max}}^1$ 和 $\Delta\theta_{\text{ref,min}}^1$ 为 t^1 时刻的俯仰角改变极限值。

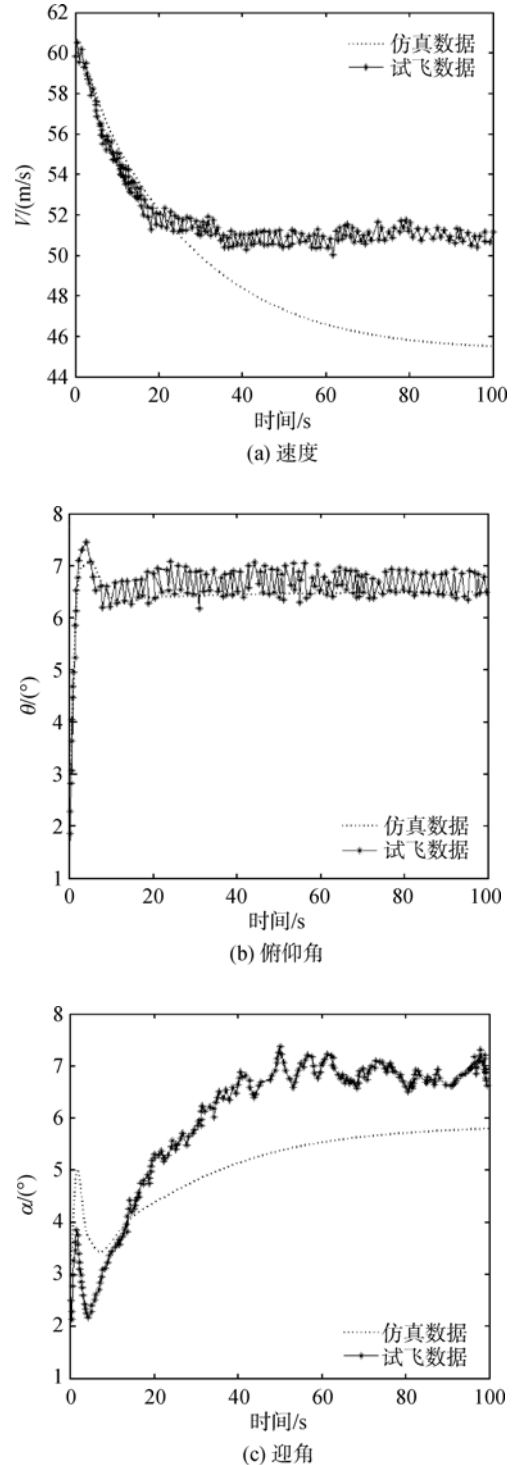
边界保护系统的“指令限制器模块”自铰链力矩检测发出警告后开始启动,每经过 Δt 时间计算一次,本文取为 1 s. 如图5所示,对于机翼失速来说,每经过 Δt ,通过飞行状态得到当前时刻 (t^1 时刻) 俯仰角改变极限 $\Delta\theta_{\text{ref,max}}^1$. 通过将 t^1 时刻 θ^1 和 $\Delta\theta_{\text{ref,max}}^1$ 的和与 t^0 时刻的驾驶员输入指令 θ_{com}^0 进行对比,若 θ_{com}^0 大,则减小指令,更新输入指令 θ_{com}^1 为 $\theta^1 + \Delta\theta_{\text{ref,max}}^1$, 否则保持 t^0 时刻的输入指令 θ_{com}^0 . 对于平尾失速情况的俯仰角减小的情况,需计算 $\Delta\theta_{\text{ref,min}}^1$, 方法类似。

4 仿真分析

4.1 仿真系统的验证

本文采用某型运输机作为算例,为验证仿真采用闭环飞机纵向方程的正确性,本文采用气动外形相似的 DHC-6 飞机的试飞数据进行对比^[9]. 由于机型的不同,仅对其俯仰姿态保持的趋势进行对比. 飞行试验条件:襟翼偏角为 0° ,未结冰状态,飞行速度 (V) 为 60 m/s,采用俯仰姿态保持模

态,驾驶员俯仰输入为 6° . 自驾仪参数为 $k_\theta = -0.9$, $k_i = 0.5$ 和 $k_q = -0.0631$. 飞机飞行 100 s, 飞机响应曲线如图6所示.

图6 俯仰姿态保持模式 $\Delta\theta_{\text{com}} = 6^\circ$ 响应曲线Fig. 6 Response of the PAH mode to $\Delta\theta_{\text{com}} = 6^\circ$

对比图6仿真曲线,由于选取俯仰姿态保持模式,俯仰角吻合较好.由于机型不同,且未考虑大气扰动等因素,仿真的结果变化趋势与飞行数据基本

相同,能真实反映飞机的俯仰姿态保持的响应。

4.2 仿真结果分析

飞机在高度(H)为 1000 m,速度为 80 m/s 状态下配平,机翼结冰因子在 0~50 s 内由 0 线性增加到 1,保持不变。由式(4)计算得出失速迎角由 16° 降至 14° 。仿真时输入俯仰角指令为 8° , $k_\theta =$

-1 , $k_i = 0.5$ 和 $k_q = -0.2$ 。飞行中检测到铰链力矩异常变化时,开始启动结冰边界保护系统。之后每隔 1 s 对控制指令极限值进行预估,调整。仿真结果如图 7 所示,图中 $\Delta\theta_{\text{com}}$ 为俯仰角指令增量。曲线分别为无边界保护、无铰链力矩检测的边界保护;有铰链力矩检测的边界保护。

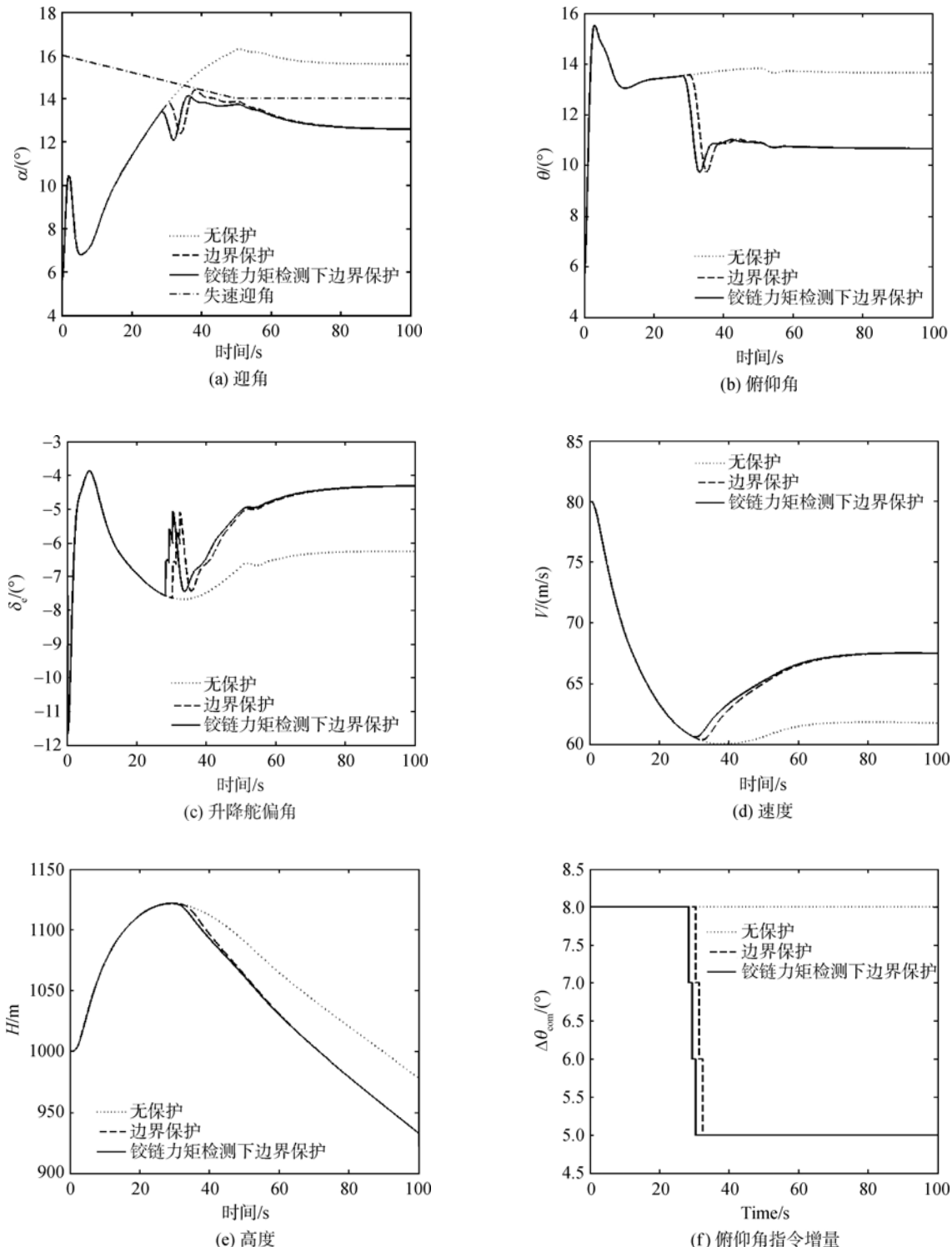


图7 俯仰姿态保持模式 $\Delta\theta_{\text{com}} = 8^\circ$ 时响应曲线

Fig. 7 Response of the PAH mode to $\Delta\theta_{\text{com}} = 8^\circ$

从图7可以看出,边界保护起到了作用,能够保证机翼迎角在失速迎角的范围内.同时发现,存在铰链力矩检测模块时,可以提前进行操作.对比图7(a)中发现,在无铰链力矩检测模块时,飞机几乎要超过失速迎角的边界.在真实飞行中,大气等扰动,都会是飞机进入失速,边界保护失效.而存在铰链力矩检测模块的可以保持飞机迎角与失速边界一定距离.同时,对比可看出,铰链力矩检测作用主要集中在结冰开始的检测阶段.当感知结冰后,铰链力矩的大小对其响应无影响.

通过前文分析,平尾失速与机翼区别在于:平尾失速发生在平尾迎角小于平尾失速负迎角;与襟翼偏角有关.其边界保护策略即:使其迎角保持大于平尾负迎角.当铰链力矩检测到飞机平尾接近失速时,首先完全收回襟翼,其俯仰指令调整与机翼失速类似,不再叙述.

5 结 论

本文采用飞机纵向动力学模型,通过对飞机结冰失速的机理分析,提出了带铰链力矩检测的闭环飞机结冰后边界保护方法.针对俯仰姿态保持模式下飞机机翼失速,进行了动力学仿真,验证了边界保护方法的有效性.证实了飞机结冰后,通过边界保护系统的限制,可以开启自动驾驶仪飞行,减轻飞行员负担.

1) 通过仿真发现,铰链力矩检测有利于及时发现飞机失速趋势,飞行员能提前采取措施,避免进入失速.

2) 针对平尾失速,本文提出了襟翼偏角为 0° 时,平尾迎角的确定以及关键参数限定方法.若襟翼偏角改变,平尾迎角能够实时检测得到,本文提出方法在平尾失速边界保护中有更大适用性.

参考文献:

- [1] Safety Advisor. Aircraft icing[EB/OL]. [2013-05-01]. <http://www.aopa.org/-/media/Files/AOPA/Home/Pilot%20Resources/ASI/Safety%20Advisors/sall.pdf>.
- [2] Falkena W, Borst C, Mulder J A. Investigation of practical flight envelope protection systems for small aircraft[R]. AIAA-2010-7701, 2010.
- [3] Bragg M B, Hutchison T, Merret J. Effect of ice accretion on aircraft flight dynamics[R]. AIAA-2000-0360, 2000.
- [4] Ratvasky T P. NASA FAA tailplane icing program overview[R]. AIAA 99-0370, 1999.
- [5] Ansell P J, Bragg M B, Kerho M F. Envelope protection system using flap hinge moment measurements[R]. AIAA-2010-4225, 2010.
- [6] Ansell P J, Kerho M F. Envelope protection for contaminant-induced adverse aerodynamics on a wing using flap hinge moment measurements[R]. AIAA-2013-2654, 2013.
- [7] Gurbachi H M, Bragg M B. Sensing aircraft icing effects by flap hinge moment measurements[R]. AIAA 99-3149, 1999.
- [8] Hossain K N, Sharma V, Bragg M B. Envelope protection and control adaption in icing encounters[R]. AIAA-2003-0025, 2003.
- [9] Sharma V, Voulgaris P G. Aircraft autopilot analysis and envelope protection for operation under icing conditions[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(3): 454-465.
- [10] 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 Zhiyong. Research on iced aircraft flight dynamics characteristics and envelope protection control law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [11] 杜亮, 洪冠新. 结冰对飞机飞行包线影响分析及控制[J]. 飞行力学, 2008, 26(2): 9-12.
DU Liang, HONG Guanxin. Analysis and control of icing effects on aircraft flight envelope[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(2): 9-12. (in Chinese)
- [12] 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): 2273-2301.
YING Sibin, AI Jianliang. Simulation of aircraft flight envelope protect in icing encounters effects on open loop dynamic[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(10): 2273-2301. (in Chinese)
- [13] 周莉, 徐浩军. 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 Li, XU Haojun. Optimal boundary protection method for aircraft under icing conditions[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2013, 47(8): 1217-1221. (in Chinese)
- [14] 苏媛, 徐忠达, 吴祯龙. 飞机结冰后若干飞行力学问题综述[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1878-1893.
SU Yuan, XU Zhongda, WU Zhenlong. Overview of several ice accretion effects on aircraft flight dynamic[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8): 1878-1893. (in Chinese)
- [15] Melody J W, Basar T. Parameter identification for inflight detection and characterization of aircraft icing[J]. Control Engineering Practice, 2000, 8(9): 985-1001.
- [16] Lampton A, Valasek J. Prediction of icing effects on the dynamic response of light airplanes[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 722-732.
- [17] Lampton A, Valasek J. Prediction of icing effects on the coupled response of light airplanes[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(3): 656-673.
- [18] 徐忠达, 苏媛, 曹义华. 平尾结冰对飞机纵向气动参数的影响[J]. 航空学报, 2013, 34(7): 1563-1571.

- XU Zhongda, SU Yuan, CAO Yihua. Effects of tailplane icing on aircraft longitudinal aerodynamic parameters[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34 (7): 1563-1571. (in Chinese)
- [19] 钟长生. 结冰对平尾性能的影响及平尾失速分析[J]. 中国民航飞行学院学报, 2004, 15(6): 6-9.
- ZHONG Changsheng. Effects of ice accretion on tailplane and analysis of tailplane stall[J]. *Journal of Civil Aviation Flight University of China*, 2004, 15(6): 6-9. (in Chinese)
- [20] Kim H S, Bragg M B. Effects of leading-edge ice accretion geometry on airfoil performance [R]. AIAA 99-3150, 1999.
- [21] Robert N C. Flight stability and automatic control [M]. New York: McGraw Hill Higher Education, 1997.

(编辑: 叶 青)