航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Aug. 15 2018 Vol. 29 No.08 33-40

传感器失效下的迎角信号重构

杨宝钧[1,*]，宋招枘[2]

1. 航空工业第一飞机设计研究院，陕西 西安 710089

2. 中国飞行试验研究院， 陕西 西安 710089

摘　要：为保障在迎角传感器失效，且飞机处于大机动状态的情况下的飞行安全，提出了一种利用俯仰角速度重构迎角信号的方法并进行仿真验证。首先，分析了俯仰角速度重构迎角的原理；然后，在控制系统中建立重构控制律结构；最后，利用插值方法计算重构环节参数；仿真结果表明，设计的迎角重构方法能够限制迎角，为飞行员提供调整时间，保障飞行安全。

关键词：迎角传感器；俯仰角速度；重构；插值；飞行安全

中图分类号：V249.1　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.08.033

典型的飞机迎角传感器有风标式和固定式[1]，在飞行中测量实际迎角值，进行迎角反馈，同时在显示屏上实时显示迎角数据，由飞行员监控；迎角传感器的测量和反馈也是迎角保护功能的重要前提。当迎角传感器发生故障失效，屏显迎角数据置零，若飞行员此时正在进行如满拉杆的大机动动作，在切断实时反馈及迎角保护且数据不明的情况下，飞机有迎角超限和失速的危险。第四代战斗机的重要标志是超机动，实际飞行迎角甚至超过失速迎角，若传感器失效则非常危险[2]。因此，在迎角传感器失效时，应在原有控制律的基础上，重构系统中的迎角信号，使飞机在失效后短时间内重构迎角响应小于失速迎角限制，给飞行员提供调整姿态、挽救飞机的黄金时间，从而保证飞行安全。

当前，国内在工程技术领域，主要采用短暂锁定舵面的方法，锁定后，飞行员在数秒的时间内暂时无法操纵舵面，同时控制律强令舵面按一定的偏度下偏，飞机抬头后舵面解锁，飞行员重新操纵飞机。此方法虽能在一定程度上避免飞机在满拉杆操纵时迎角超限，但不同速度和高度下的舵面下偏量不易确定，迎角限制效果难以定量和控制。

本文通过飞行器纵向小扰动方程的近似及状态空间分析，研究采用俯仰角速度重构迎角的原理，提出俯仰角速度重构迎角的方法，实现保护迎角不超限的功能，此处的迎角最大限制取 $\alpha_{\max} \leqslant \alpha_{\text{stall}}$，即失速迎角[3]。如此大大减轻飞行员负担，实现“无忧虑”操纵[4]。

1 原理分析

在纵向飞行参数中，按照小扰动方程及状态空间方法分析，参数迎角 α 与俯仰角速度 q 为短周期状态量。短周期的特性是模态周期短，衰减快，其周期和半衰期的量级为数秒，频率每秒几弧度。适宜在较小时间尺度内观察，对于操纵的响应较为快速。且在飞控系统中，俯仰角速度信号余度高，信号可靠度较好，因此考虑俯仰角速度用于重构。

迎角信号与俯仰角速度为短周期量，在输入前期的响应中占主导地位，且小扰动运动是与基准运动差别甚小的扰动运动，飞行中即使遇到相当强烈的扰动，在有限的时间内飞行器的线速度和角速度也往往只有很小的变化量[5]。故探讨两者的关系并进行模态简化时，可近似认为长周期模态，即速度 $\Delta V=\Delta\theta=0$，这样，可以得到两自由度的短周期模态运动方程。原始 $\boldsymbol{A}$ 矩阵及简化后的方程如下：

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix} X_V+X_{TV}\cos\alpha_e & X_\alpha & -g\cos\mu_e & 0 \\ Z_V-X_{TV}\sin\alpha_e & Z_\alpha & -g\sin\mu_e & V+Z_q \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ M_V+M_{TV} & M_\alpha & 0 & M_q \end{bmatrix} \tag{1}$$

$$\begin{bmatrix} V-Z_{\dot\alpha} & 0 \\ -M_{\dot\alpha} & 1 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \Delta\dot\alpha \\ \Delta\dot q \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} Z_\alpha & V+Z_q \\ M_\alpha & M_q \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix}\Delta\delta_e \tag{2}$$

收稿日期：2018-05-29；　　退修日期：2018-06-24；　　录用日期：2018-07-26

* 通信作者 . Tel.：17629257166　　E-mail：18911706146@163.com

引用格式：Yang Baojun, Song Zhaorui. Reconfiguration of the angle of attack signal in disability of sensors [J].Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (08)：33-40. 杨宝钧，宋招枘 . 传感器失效下的迎角信号重构 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (08)：33-40.

由上式得传递函数矩阵 $\boldsymbol{C}(s\boldsymbol{E}-\boldsymbol{A})^{-1}\boldsymbol{B}$，由于 Z_α 和 Z_q 相比 V 数值很小，在传递函数中予以忽略简化，传递函数整理如下：

$$\begin{cases}\dfrac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)}=\dfrac{Z_{\delta_e}s+(VM_{\delta_e}-M_qZ_{\delta_e})}{Vs^2-(Z_\alpha+VM_q+VM_{\dot\alpha})s+M_qZ_\alpha-VM_\alpha}\\ \dfrac{\Delta q(s)}{\Delta\delta_e(s)}=\dfrac{(VM_{\delta_e}+M_{\dot\alpha}Z_{\delta_e})s+(M_\alpha Z_{\delta_e}-Z_\alpha M_{\delta_e})}{Vs^2-(Z_\alpha+VM_q+VM_{\dot\alpha})s+M_qZ_\alpha-VM_\alpha}\end{cases}\tag{3}$$

将两个传递函数整理成标准形式，并略去 $\dfrac{Z_{\delta_e}}{V}$ 项，简化后的传递函数如下[6]：

$$\begin{cases}\dfrac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)}=\dfrac{M_{\delta_e}}{s^2+2\xi_{sp}\omega_{sp}s+\omega_{sp}^2}\\ \dfrac{\Delta q(s)}{\Delta\delta_e(s)}=\dfrac{M_{\delta_e}(s+Z_\alpha^*)}{s^2+2\xi_{sp}\omega_{sp}s+\omega_{sp}^2}\end{cases}\tag{4}$$

其中：

$$Z_\alpha^*=-\frac{Z_\alpha}{V}\tag{5}$$

则迎角对俯仰角速度信号简化传递函数为：

$$\frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta q(s)}=\frac{1}{s+Z_\alpha^*}\tag{6}$$

式中：Z_α^* 为升力对迎角的导数。根据简化传递函数，在设计俯仰角速度重构迎角时，考虑将俯仰角速度反馈量通过惯性环节，与状态点平飞迎角值相加，形成重构迎角，仿真分析其在传感器失效后迎角的响应。

2 重构方法

2.1 重构控制律结构

在欧美坐标系中，升力对迎角的导数，对应于状态空间 $\boldsymbol{A}$ (2, 2)。根据上述原理分析，迎角重构的表达式为：

$$\alpha=\alpha_0+\Delta\alpha=\alpha_0+\frac{1}{s+Z_\alpha^*}\Delta q\tag{7}$$

式中：α_0 为拉杆前的平飞迎角，对应于俯仰角速度为 0；但由于失效时刻随机，此平飞迎角难以获取。本文在仿真时，使用失效时刻的平飞迎角，由该时刻的高度与速度插值得到，原因如下：(1) 失效时刻的高度速度易获得；(2) 拉杆后迎角增大，失效时刻的平飞迎角比拉杆前的平飞迎角偏大，即重构信号偏大，系统的响应由于负反馈而偏小，更有利于迎角的保护。

使用小扰动近似方法，需注意迎角的使用范围。飞机在接近失速迎角时，由于升力系数和力矩系数的非线性变化，小扰动方程的近似效果会变差。以某一状态点为例，升力与力矩系数和迎角对应关系如图 1 所示。

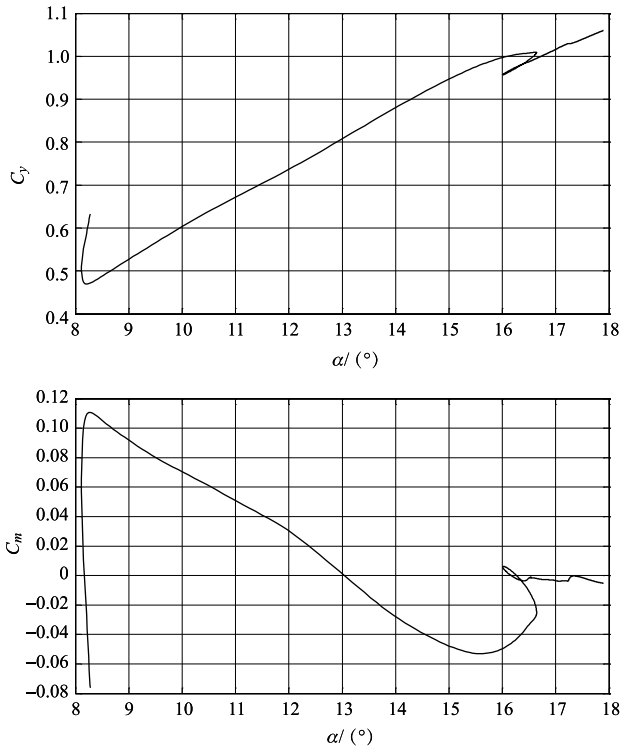


图 1 升力与力矩系数随迎角变化关系图

Fig.1 Relationship between lift and moment coefficient vs α

由图 1 可知，升力系数和力矩系数的线性变化范围对应的迎角范围分别为 [8.2°, 16°] 和 [8.3°, 15.3°]。因此，重构方法在 [8.3°, 15.3°] 范围内近似效果较好，超出此范围会体现显著的非线性。

为保证在全包线及全迎角范围内实现迎角重构，在仿真模型中加入迎角保护，模拟真实飞机功能，在传感器失效之前，保护拉杆后的迎角不超限制。此重构方法的迎角范围为全包线迎角，但实现最佳重构效果，在上述的线性范围内。

俯仰角速度重构迎角的控制律结构图如图 2 所示。在失效时刻前，迎角反馈与保护功能正常，系统无故障；失效后，迎角反馈与保护被切断，引入俯仰角速度信号，通过传递函数与失效时刻的插值平飞迎角相加，形成重构信号。

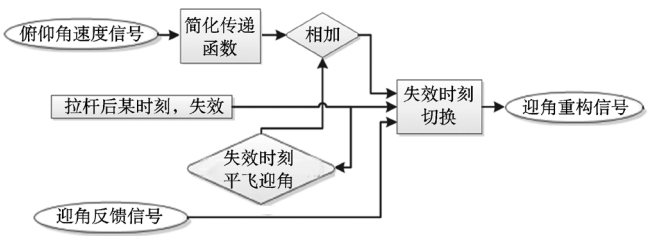


图 2 重构迎角的控制律结构图

Fig.2 Control law structure block of angle of attack reconfiguration

2.2 参数选定与插值

2.2.1 传递函数参数

在俯仰角速度的简化传递函数中，随状态量及飞机气动构型变化的参数为 Z_α^*，在简化传递函数中，Z_α^* 参数同时影响着时间常数及增益，该取值越小，惯性时间常数和增益值越大，俯仰角速度的滤波响应稳态值增大，进一步降低迎角响应；虽然有利于保护迎角，但过低的迎角响应将造成升力损失和高度下降，重构信号相比于正常的迎角，不宜有过大的响应差。

飞机在不同高度和速度下平飞时，Z_α^* 参数的取值如图 3 所示，由图可见，速度越大，Z_α^* 取值在亚声速与跨声速时趋于增大；高度越低，Z_α^* 取值趋于增大。在飞机进行满拉杆操纵时，飞机的高度和速度都将发生变化，本文采用失效时刻的高度与速度作为插值变量，对参数 Z_α^* 进行插值，在限制迎角的前提下，使重构信号与正常迎角有较好的一致性。

2.2.2 平飞迎角参数

α_0 参数同样取决于失效时刻的高度和速度，上述已说明，使用失效时刻的状态参数插值产生平飞迎角，飞机在不同的高度和速度下，由定直平飞状态配平产生不同的 α_0；仿真的初始条件是飞机的任一定直平飞状态，失效时刻的高度速度可即时获取，用于插值；仿真中，选用飞机的标准构型，以飞机所有的标准空战构型状态点的高度、速度和平飞迎角数据，构造插值表。

飞机在飞行过程中，会因逐渐减少燃油、丢弃油箱外挂等原因，质量发生变化，重构迎角效果相应也会有所不同。图 4 和图 5 分别为飞机在 22000kg 和 18000kg 重量下的迎角重构及响应对比，平飞条件为高度 7000m，马赫数 Ma0.8。由曲线可知，在重构控制律及参数相同的情况下，由于飞机在重量大时，平飞迎角大，Z_α^* 值相对较小，在飞机重量小时，重构信号相对于正常迎角更大，迎角限制更显著，这说明若重构控制律满足飞机大重量，则飞机小重量的限制迎角功能也必然能具备。故设计重构控制律时，以飞机构型最大重量状态作为设计基准。

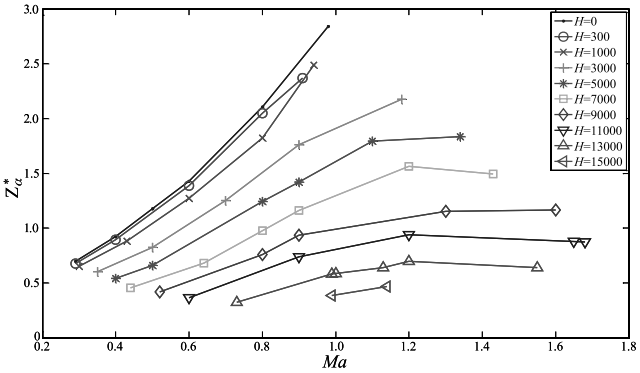
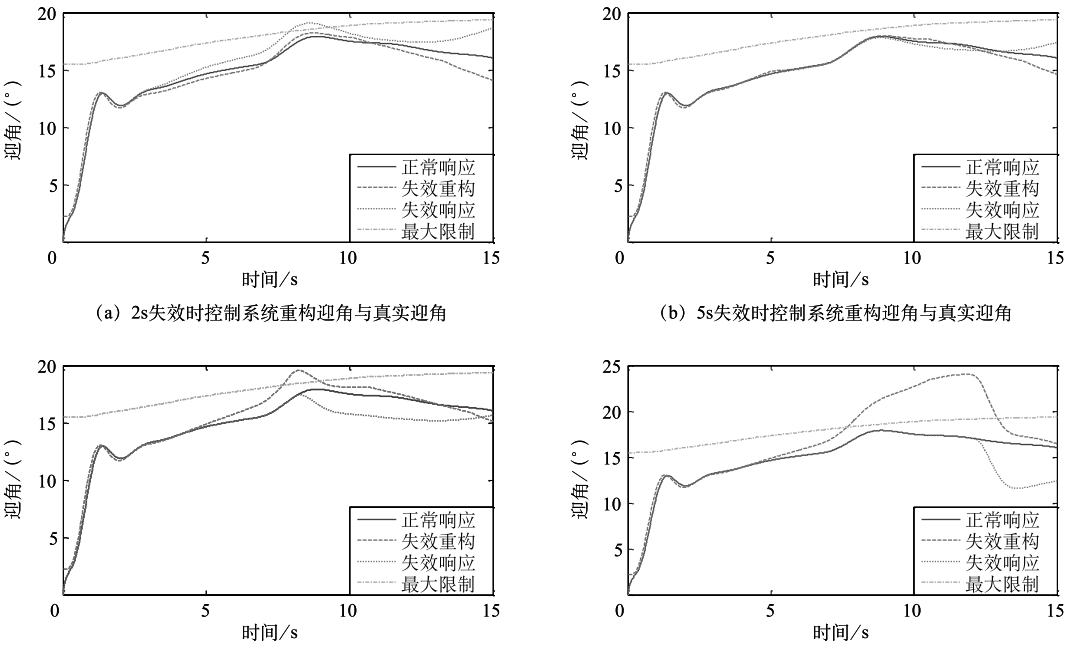


图 3 Z_α^* 参数取值

Fig.3 Values of Z_α^*



(a) 2s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

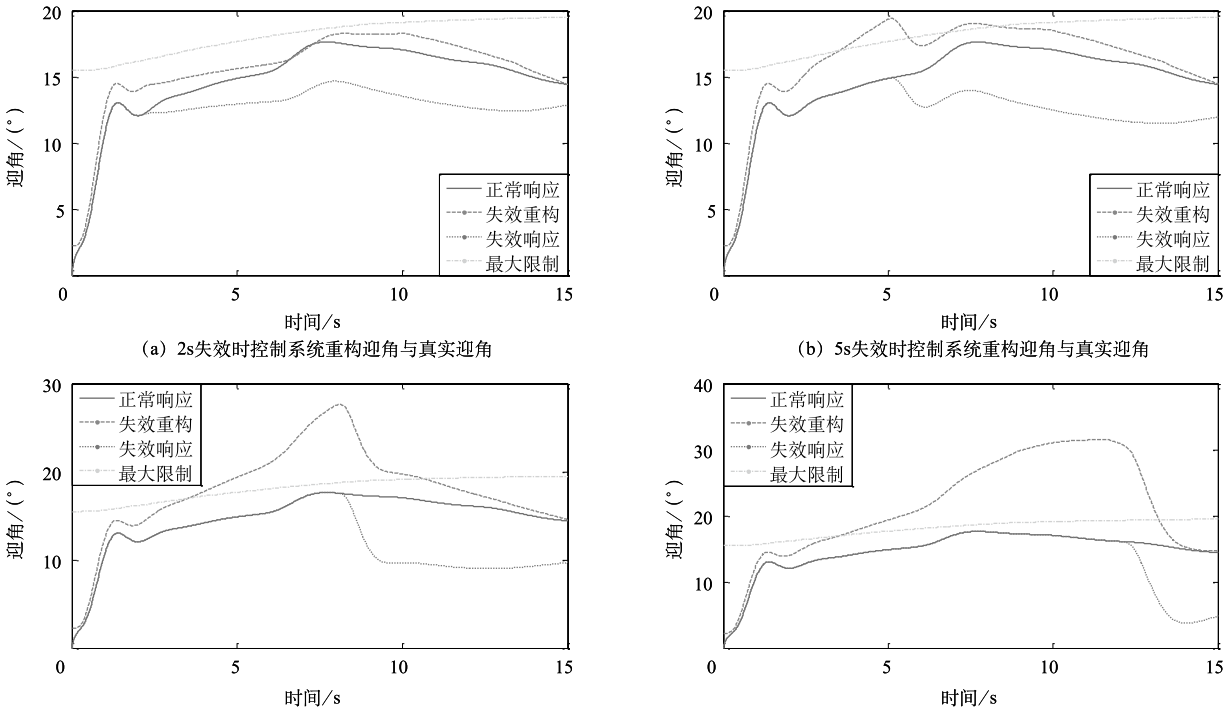
(b) 5s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

(c) 8s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

(d) 12s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

图 4 重量 22000kg 迎角重构及响应

Fig.4 Angle of attack reconfiguration and response of 22000kg



(a) 2s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

(b) 5s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

(c) 8s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

(d) 12s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

图 5 重量 18000kg 迎角重构及响应

Fig.5 Angle of attack reconfiguration and response of 18000kg

平飞迎角插值表见表 1。

表 1 平飞迎角插值

Table 1 Interpolation of level flight angle of attack

高度 /m	马赫数 *Ma*							
	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.9	1.1	1.3
0	10.82	5.36	3.00	1.76	1.09	0.42	0.06	−0.29
300	11.25	5.57	3.70	1.85	1.15	0.46	−0.01	−0.01
1000	11.46	5.16	3.70	2.23	1.45	0.68	−0.07	−0.07
3000	12.00	8.00	4.75	3.27	1.79	1.11	0.43	0.43
5000	12.00	10.54	6.39	4.70	3.10	1.50	0.83	0.83
7000	12.00	11.63	8.10	4.69	3.40	2.25	1.36	1.36
9000	12.00	12.00	10.93	8.30	5.70	3.28	2.09	2.09

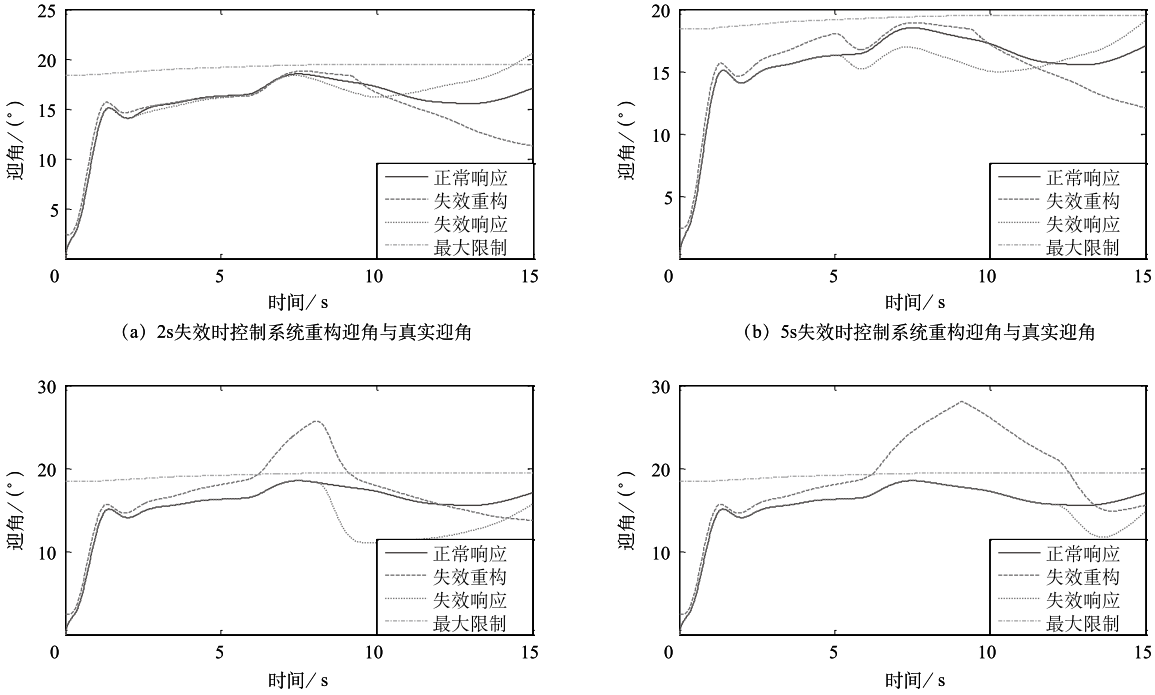
3 仿真结果及分析

以采用迎角重构控制律的某型飞机模型为例，基于非线性全量六自由度模型进行仿真分析。模型仿真的初始状态为定直平飞，以不同高度和速度作为初始模型载入条件。飞机从定直平飞开始，进行满拉杆操纵，操纵杆行程瞬间拉到最大值 −100，在拉杆后的不同失效时刻，切换重构控制律，分析失效时刻之后的迎角响应。模型飞机选用标准空中构型，重量 22000kg；所取三个平飞条件包含低空、中空和高空，以及低速、中速和高速，具体参数为：高度 1000m，马赫数 *Ma*0.6；高度 5000m，马赫数 *Ma*0.8；高度 9000m，马赫数 *Ma*1.3。飞机迎角失效重构响应曲线如图 6~ 图 8 所示。

从响应曲线图可知，失效重构信号（长虚线）在失效时刻开始的 5s 时间内，相近或略大于正常迎角响应（实线），控制系统感知较大的重构信号后，失效迎角响应（短虚线）与正常响应走势相近或明显小于正常响应，失效迎角在 15s 内不超出最大迎角限制（点画线），满足迎角保护的功能要求。

图 6 的平飞速度为 *Ma*0.6，速度较低，在拉杆到 9s 时，速度损失较大，未失效时的俯仰角速度重构迎角为 28°，比正常响应大 10° 左右，以满足低速度的平飞和迎角保护要求。图 7 的平飞速度 *Ma*0.8，速度有所提升，在拉杆 12s 时俯仰角速度重构迎角为 28°，时刻相对延后；图 8 的马赫数达到 1.3，重构信号与正常响应、失效迎角响应与正常迎角响应均相差在 5° 以内，一致性较好。

上述三个状态点的飞机无重构失效与有重构失效响应如图 9 所示。



（a）2s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

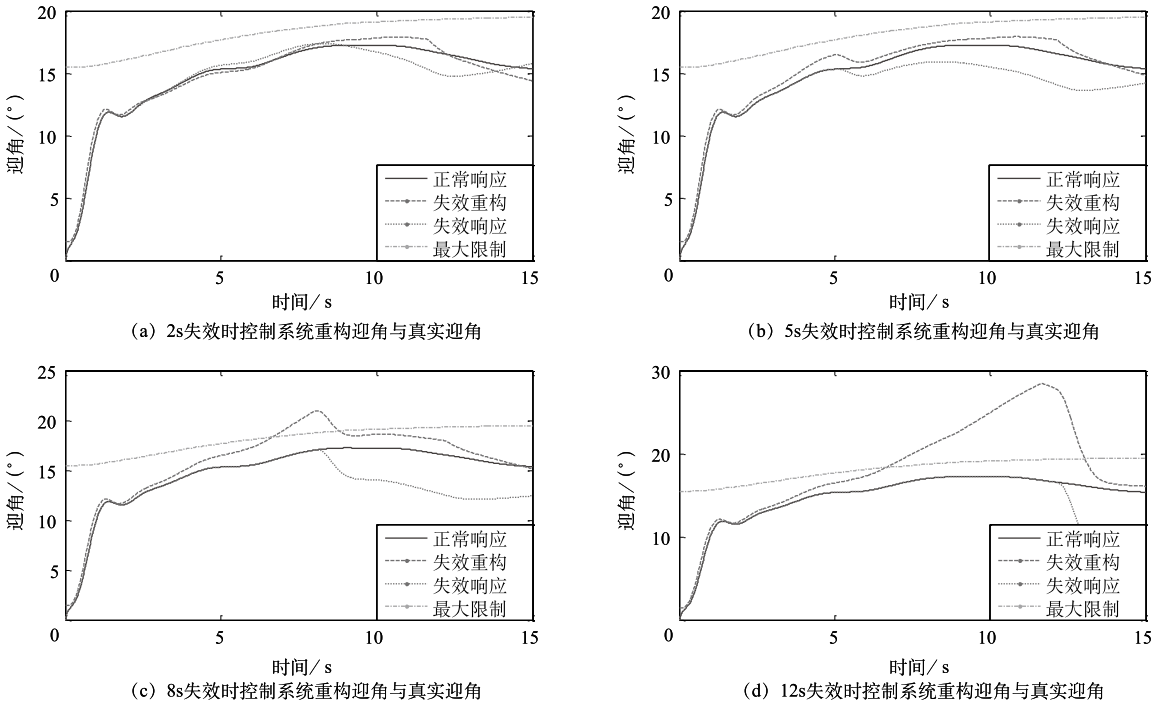
（b）5s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

（c）8s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

（d）12s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

图 6　高度 1000m，马赫数 0.6 迎角重构响应

Fig.6　Angle of attack reconfiguration response of height 1000m and *Ma*0.6



（a）2s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

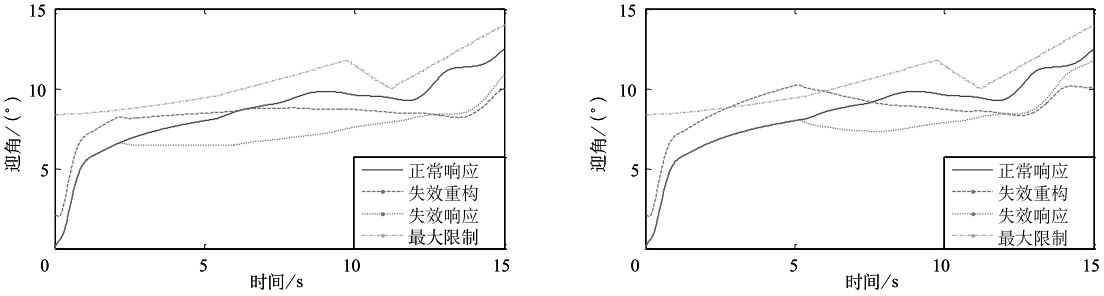
（b）5s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

（c）8s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

（d）12s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

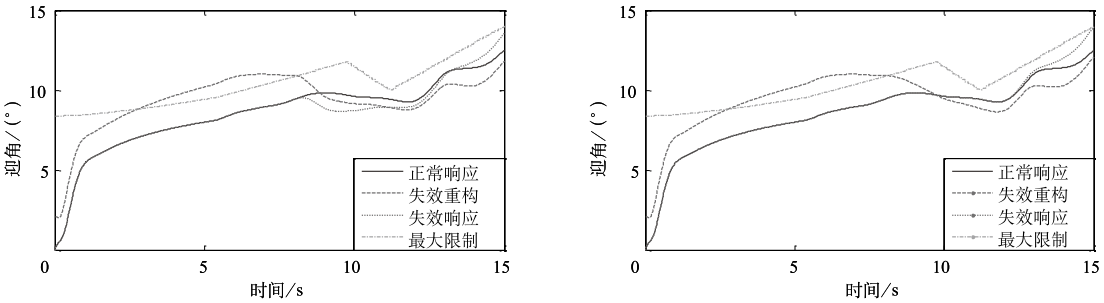
图 7　高度 5000m，马赫数 0.8 迎角重构响应

Fig.7　Angle of attack reconfiguration response of height 5000m and *Ma*0.8



(a) 2s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

(b) 5s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

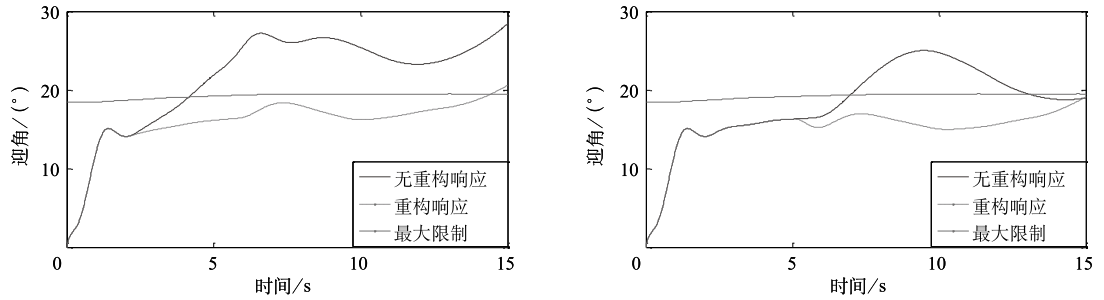


(c) 8s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

(d) 12s失效时控制系统重构迎角与真实迎角

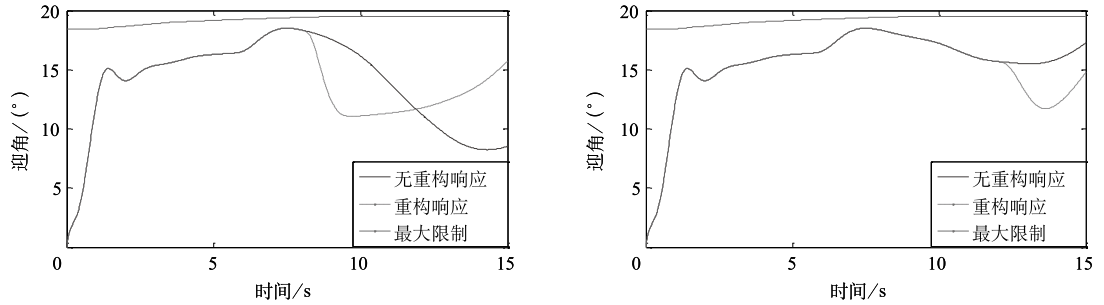
图 8 高度 9000m，马赫数 1.3 迎角重构响应

Fig.8 Angle of attack reconfiguration response of height 9000m and *Ma*1.3



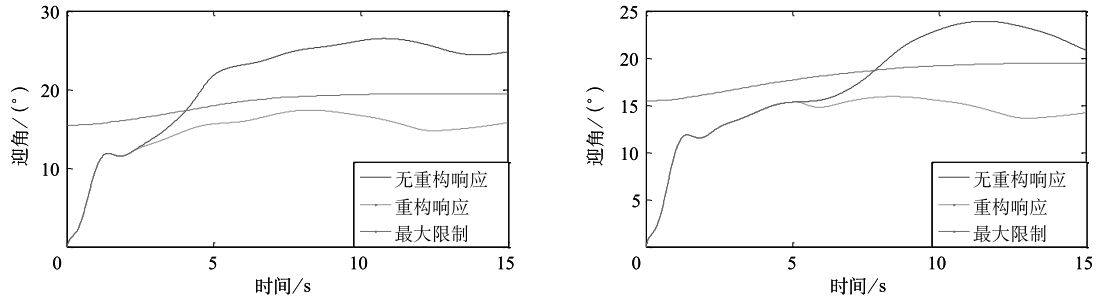
(a) 2s失效时控制系统重构响应与无重构响应

(b) 5s失效时控制系统重构响应与无重构响应



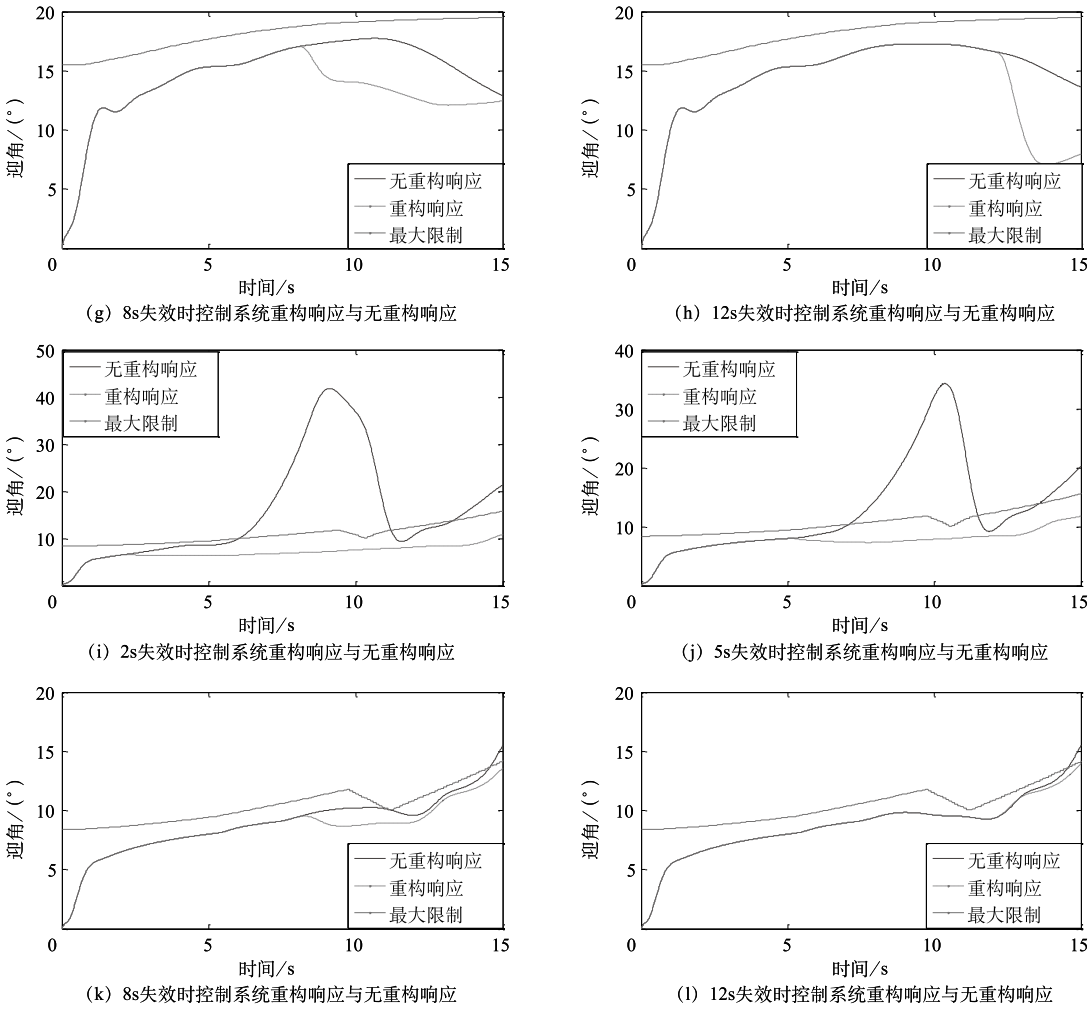
(c) 8s失效时控制系统重构响应与无重构响应

(d) 12s失效时控制系统重构响应与无重构响应



(e) 2s失效时控制系统重构响应与无重构响应

(f) 5s失效时控制系统重构响应与无重构响应



（g）8s失效时控制系统重构响应与无重构响应

（h）12s失效时控制系统重构响应与无重构响应

（i）2s失效时控制系统重构响应与无重构响应

（j）5s失效时控制系统重构响应与无重构响应

（k）8s失效时控制系统重构响应与无重构响应

（l）12s失效时控制系统重构响应与无重构响应

图 9　迎角重构响应对比

Fig.9　Angle of attack reconfiguration response contrast

飞机响应结果表明，本文提出的俯仰角速度重构迎角的方法，能够有效地保护迎角，使其不超出最大迎角限制，重构功能实现，有效保障了飞机安全。

4 结束语

本文研究了根据纵向小扰动方程的近似，利用俯仰角速度及对应传递函数重构控制律中迎角信号的原理，提出了迎角传感器失效后的信号重构方法，保护飞机迎角在满拉杆过程中不超出最大限制。全量六自由度模型仿真验证了该方法的有效性。此重构方法无论在原理上或是工程上都易于实现，对于飞行控制律的完善和飞行安全的保障具有较高的参考价值，对于飞机装备的研制也具备显著的工程应用意义。

参考文献

[1] 方振平．带自动器飞机飞行动力学 [M]. 北京：国防工业出版社，2010.
Fang Zhenping. Flight dynamics of aircraft with automatic system[M]. Beijing：National Defense Industry Press，2010.（in Chinese）

[2] 艾文磊．歼击机深失速特性分析及改出控制研究 [D]. 南京：南京航空航天大学，2016.
Ai Wenlei. Analysis of deep stall performance of fighter and research on change control[D].Nanjing：Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2016.（in Chinese）

[3] 阿廖申 B S，巴热诺夫 S G，季坚科 Y I，等．大飞机飞行控制律的原理与应用 [M]. 上海：上海交通大学出版社，2016.
Aileson B S，Bagenov S G，Ji Denko Y I，et al. The principle and application of flight control law for large aircraft[M]. Shanghai：Shanghai Jiaotong University Press，2016.（in Chinese）

[4] 章卫国，李爱军，李广文，等．现代飞行控制系统设计 [M]. 西安：西北工业大学出版社，2009.

Zhang Weiguo, Li Aijun, Li Guangwen, et al. Modern flight control system design[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009. (in Chinese)

[5] 方振平,陈万春,张曙光 . 航空飞行器飞行动力学 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2010.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Aerodynamic flight dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2010. (in Chinese)

[6] 吴森堂,费玉华 . 飞行控制系统 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2009.
Wu Sentang, Fei Yuhua. Flight control system[M]. Beijing: Beihang University Press, 2009. (in Chinese)

作者简介

杨宝钧(1991-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制律设计。

Tel:17629257166

E-mail:18911706146@163.com

宋招枘(1991-) 女,硕士,工程师。主要研究方向:直升机飞行性能。

Reconfiguration of the Angle of Attack Signal in Disability of Sensors

Yang Baojun[1,*], Song Zhaorui[2]

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

2. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: In order to ensure flight safety during the disability of Angle Of Attack (AOA) sensors and the maneuver of aircraft, a reconfiguration method of AOA by pitch rate was proposed and proved by simulation. Firstly, the principle of reconfiguration was analyzed. Secondly, the reconfiguration control law structure was established in control system. Finally, the reconfiguration parameters were calculated by interpolation. The simulation results show that the method of reconfiguration can limit AOA and provide adjustment time for pilot to ensure flight safety.

Key Words: angle of attack sensors; pitch rate; reconfiguration; interpolation; flight safety

Received: 2018-05-29; **Revised:** 2018-06-24; **Accepted:** 2018-07-26

***Corresponding author.Tel.:** 17629257166 **E-mail:** 18911706146@163.com