

基于非线性优化控制理论的民用飞机失速恢复控制

王爽¹, 詹浩¹, 孔祥骏²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国民航科学技术研究院 航空安全技术中心, 北京 100028)

摘要: 民用飞机在进入大迎角失速后, 气动力会出现滞环、陡降等强非线性现象, 航迹也变得不稳定。为解决上述问题, 利用分支分析方法分析飞机临近失速区时的控制特点, 指出其振荡区域, 多配平点等; 根据非线性最优化控制理论, 设计大迎角失速区的自动恢复控制器, 用 Galerkin 近似算法, 计算次优控制器参数, 并对飞机下降航迹的进入失速和恢复进行仿真验证。结果表明: 控制器可以很好地控制飞机改出失速状态, 恢复正常航迹。

关键词: 民用飞机; 非线性; 最优化控制; 失速; Galerkin

中图分类号: V249

文献标识码: A

Aircraft Stall Recovery of Civil Aircraft Based on the Nonlinear Optimal Control Theory

Wang Shuang¹, Zhan Hao¹, Kong Xiangjun²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Aviation Safety Technology Center, China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China)

Abstract: When the civil aircraft fall into the area of stall angle of attacks, air force will show hysteresis, steep drop and other strong nonlinear characteristics, and the track becomes unstable. To solve the problem, bifurcation analysis method is applied to analyze the control characteristics of aircraft near stall region, and its oscillation region, multi-equilibrium points are obtained. Based on the nonlinear optimal control theory, aircraft stall recovery at high angle of attack is designed. With the Galerkin algorithm, the suboptimal controller parameters are calculated, and the simulation of the aircraft falling into stall and recovery when descending is verified. The results show that the controller can be well controlled to recovery from the stall and resume normal track.

Key words: civil aircraft; nonlinear; optimal control; stall; Galerkin

0 引言

飞行器正常飞行状态应在安全包线以内, 由于偶发因素导致飞机进入包线边界以外, 可能会导致飞机遇到不同程度的失去控制(LOC)问题。据统计^[1], 1997~2006年间, 有59%的灾难性飞行事故

与飞机失去控制或部分失控有关。LOC问题的发生没有明确界限, 但其通常与分支分析图上的分叉点密切相关, 失速问题是LOC问题中的一个重要方面。Harry G. Kwatny等^[1]分析了飞机非线性分支行为, Jean-Etienne T. Dongmo^[2]研究了失速的恢复过程, 并得到一定的成果。临近失速时, 飞行动力学特性从线性区间进入本质非线性段^[3], 并由于气动力的非定常效应等因素, 线性控制器不能起到很好的控制效果。

本文根据某型民用飞机的气动力数据, 应用分支分析理论^[4], 讨论临近失速和过失速状态下的动

收稿日期: 2013-08-31; 修回日期: 2013-10-24

基金项目: 国家自然科学基金—民航联合基金(61039002)

通信作者: 王爽, wang.shuang.1989@163.com

力学分支行为和振荡特性。在综合考虑各种因素的情况下,利用非线性最优控制理论^[5-7],设计系统最优控制器,达到浅失速改出并保持航迹快速收敛的控制目标;利用 Galerkin 近似数值算法^[8],求得控制器的次优控制参数;最后,用全量模型对控制器的控制结果进行仿真验证。

1 临近失速状态的飞行动力学特性

根据 Harry G. Kwatny 等^[1]的统计,不安全事件中,失速占到 45.8%。对于现代民用飞机而言,超过分离迎角后(13°左右),气流大面积分离,抖杆器触发,即可认为进入浅失速过程。现代先进民用飞机的设计保证在大迎角条件下(30°左右),会自动产生恢复低头的趋势,但仍然不足,致使航迹不稳定,并伴随陡降、减速,对于近地过程是很危险的。失速开始后,气动力系数会产生严重的滞环、陡变等现象,需要特殊的分析手段和控制方法来改善浅失速过程中航迹的不稳定陡降现象。

目前,比较有效的分析失速的手段为分支分析法(BACTM)^[9]。所谓分支分析,是一种非线性动力学^[10]中反映全局动力学特性的分析方法,其核心是求系统方程 $\dot{x} = f(x, u, \mu)$ 随控制参数 μ 连续变化时的静态平衡解和动态周期解,从而最终绘得随所选参数和状态变化的平衡面和分支面,进而反映全局特性。以飞机的动力学系统为例,飞机的配平状态即对应分支分析中的静态平衡解。失速区域无序的失控行为和很多非线性因素相关,在分支分析图上,临近失速的区域会产生静、动态分叉,这与飞机的大迎角振荡和固定舵偏量出现多个配平点有关。因此,飞控系统必须做出特殊的设计以适应这种变化。

对于飞机大迎角、非定常气动特性,俯仰力矩的迟滞环随迎角变化率、运动速度的变化是在顺时针、8 字形、逆时针三种形态中变化的。以某民用飞机模拟器中的模型为例,该模拟器中的气动力系数均来自风洞试验且与 FDR 记录的航线数据进行了校验,精度较高,能够代表该型飞机的气动力特性。根据某型飞机的气动力参数,在低速进近机场段,其主要纵向力和力矩系数如图 1~图 2 所示,可以看出,超过失速迎角之后,升力系数和力矩系

数都产生了严重的陡变,并且出现了顺时针的迟滞环,构成了过失速区诱导强非线性动力特性的一个因素。

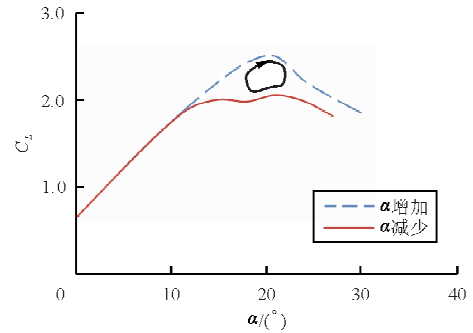


图 1 升力系数及其滞环

Fig. 1 Lift coefficient and hysteresis loop

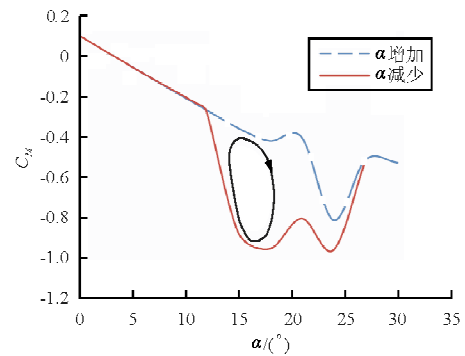


图 2 俯仰力矩系数及其滞环

Fig. 2 Pitching moment coefficient and hysteresis loop

基于以上气动力,根据非线性的纵向方程,在 60 m/s 接近失速的速度下,计算并绘制以升降舵为变参数的分支图,如图 3 所示,虚线表示振荡的上下振幅。当升降舵为 -10° 时,迎角-俯仰角速率相图如图 4 所示。

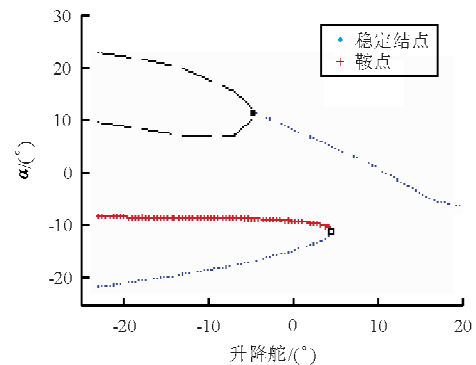


图 3 以升降舵为变参数的分支图

Fig. 3 Bifurcation diagram of variable parameter for elevator

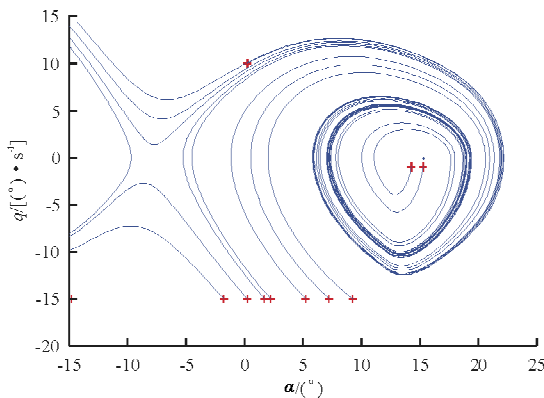


图 4 升降舵为 -10° 时的迎角—俯仰角速率相图
Fig. 4 Attack angle-pitching angle rate phase diagram of -10° elevator

从图 3 可以看出,该型飞机在大迎角区,分支图出现 Hopf 分叉点(黑色方框),产生了等周期的振荡。从图 4 可以看出,迎角反复在分离迎角附近不断振荡,形成稳定的极限环,该振荡是由于大迎角区气流迟滞效应导致的。

计算以速度为变参数的分支图和相图,分别如图 5~图 6 所示。

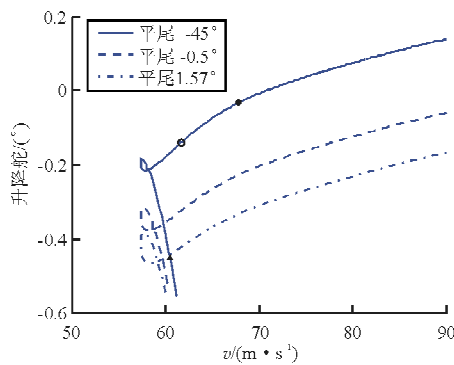


图 5 速度—升降舵平衡图
Fig. 5 Velocity-elevator equilibrium diagram

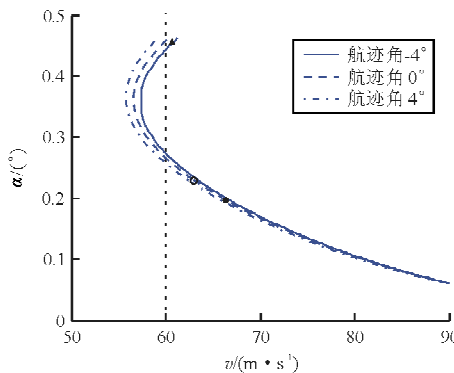


图 6 速度—迎角平衡图
Fig. 6 Velocity-angle of attack equilibrium diagram

从图 5~图 6 可以看出:当速度降低时,分支图遇到一个静态分叉从而形成两个静态平衡点(如虚线与平衡曲线所交的两个点),这两个点存在各自的吸引域;当速度进一步降低至 56 m/s 的失速速度附近时,该两个平衡点相互接近,吸引域逐渐靠近,且平衡点所需升降舵偏度也相互靠近,甚至融合后交叉,形成失速速度区的闭合小圈;另外,航迹越向上偏,失速速度就越大,越早出现多配平点,且平尾的偏度对升降舵也有很大影响。对于平尾、升降舵复合操纵的民用飞机而言,当平尾偏度正向增大时,升降舵在失速区的闭合小环也不断扩大。

在失速速度附近的多平衡点及 Hopf 分叉现象,使操纵出现困难,且很容易受到扰动而偏离到更加危险的大迎角区域,这些问题使飞行员无法正确判断,从而失去或部分失去操纵飞机的能力。因此,在失速后,应该重新设计一种控制律以克服上述现象。显然,常规的基于线性的设计方法是难以奏效的。

2 失速恢复控制器的设计

本文采用非线性最优化控制理论计算 Hamilton-Jacobi 函数的方法构建失速恢复控制器。

以一典型的配平状态为例,失速恢复控制器的设计目标就是寻找一种控制策略,使飞机由于种种因素进入失速后可以快速地恢复到原平衡状态,且抑制进一步的振荡。根据最优控制理论,选择积分指标 J ,表示与平衡状态的偏离程度,计算控制策略使 J 达到最小,以满足对失速恢复控制的要求。

由于民用飞机具有对称性,且当横向参数较小时,可以忽略为 0,则仅考虑飞机的纵向动力学系统:

$$\sum J: \begin{cases} m \frac{dV}{dt} = T \cos \alpha - D - G \sin \gamma \\ mV \frac{d\gamma}{dt} = T \sin \alpha + L - G \cos \gamma \\ I_y \frac{d^2 \theta}{dt^2} = M \\ \theta = \gamma + \alpha \end{cases} \quad (1)$$

用 $\gamma = \theta - \alpha$ 替换 γ ,分离出控制变量,并把式(1)写成仿射形式,选取积分型指标 J ,可得

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u \\ J = \int_0^\infty [l(x) + \|u(x)\|_R^2] dt \end{cases} \quad (2)$$

式中: $x=[V, \alpha, \theta, \dot{\theta}]^T; u=[T, de]; f(x), g(x)$ 分别表示飞机纵向动力学方程中的本体非线性和控制非线性特性。式(2)是未简化的纵向非线性方程。

根据优化控制理论,若系统 Σ 是零状态可测的,存在最优控制为

$$u = -\frac{1}{2}R^{-1}g(x)^T \frac{\partial V}{\partial x} \quad (3)$$

使指标 J 达到最小,则正定值函数 $V(x)$ 满足 HJB 方程:

$$HJB(V) \equiv \frac{\partial V^T}{\partial x}f + l - \frac{1}{4} \frac{\partial V^T}{\partial x}gR^{-1}g^T \frac{\partial V}{\partial x} = 0 \quad (4)$$

边界条件为 $V(0)=0$,一般地,取 $l(x)=x^TQx$ 为正定,注意式(4),有

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{\partial V^T}{\partial x} \dot{x} \\ \frac{\partial V^T}{\partial x} \dot{x} < \frac{\partial V^T}{\partial x} f - \frac{1}{2} \frac{\partial V^T}{\partial x} g R^{-1} g^T \frac{\partial V}{\partial x} \\ \frac{\partial V^T}{\partial x} f - \frac{1}{2} \frac{\partial V^T}{\partial x} g R^{-1} g^T \frac{\partial V}{\partial x} = - \\ \quad \parallel \frac{1}{2} g^T \frac{\partial V}{\partial x} \parallel_{R^{-1}}^2 - l(x) \\ - \parallel \frac{1}{2} g^T \frac{\partial V}{\partial x} \parallel_{R^{-1}}^2 - l(x) < 0 \\ \Rightarrow \dot{V} < 0 \end{cases} \quad (5)$$

证明反馈后的系统为 Lyapunov 一致渐进稳定,保证了控制器在大迎角强非线性现象时的稳定性,同时,由于优化控制理论保证了 J 指标最小,也即保证了最终状态和控制都会收敛到多配平点中较小的一个,即收敛到小迎角安全区域中。控制器的性能可以通过修改加权正定矩阵 Q, R 来调节。

目前解 HJB 方程的方法有:附加粘性的有限元解法,中心流型和摄动法等解析法, Galerkin 近似次优算法^[4]等。本文采用 Galerkin 算法,受限于计算能力,进行最高到二阶的次优求解。根据 R. W. Beard 等^[8]的算法,首先将 HJB 方程推广至 GHJB 方程,即

$$\begin{cases} GHJB(V; u) \equiv \frac{\partial V^T}{\partial x}(f + gu) + l + \parallel u \parallel_R^2 = 0 \\ V(0) = 0 \end{cases} \quad (6)$$

根据文献[2],可证明

$$GHJB(V^*; u^*) = HJB(V^*) = 0 \quad (7)$$

式中: V^*, u^* 为最优解。

由 Galerkin 近似的思想,取近似解为

$$V_N^{(i)}(x) = \sum_{j=1}^N c_j^{(i)} \phi_j, x \in \Omega, \{\phi_j: \Omega \rightarrow R\}_{j=1}^N \quad (8)$$

即状态空间到实数空间的一组基的线性组合,比控制器的阶数高一阶。构造代数方程组:

$$\{GHJB[\sum_{j=1}^N c_j^{(i)} \phi_j; u^{(i)}], \phi_n\} = 0 \quad (n=1, \dots, N) \quad (9)$$

式中: $\{f, g\} = \int_{\Omega} f(x) \cdot g(x) dx$ 。

从任一稳定解 $u^{(0)}$ 出发,解方程组(9)可得到一组解 $c_j^{(i)}$;代入式(3),得到新的修正解 $u^{(i+1)}$;然后重复上述迭代解方程的过程,得到的解将一致收敛于次优解 V_N^* ;当 $N \rightarrow \infty$ 时,便可得到最优解 V^* 。

若积分区域被分为 M 份,对应 n 维变量 x ,取值函数 $V(x)$ 的基数为 N 个,则上述算法的代数计算量的量级为 $o(M^n N^3)$,计算量很大,实际计算中发现, $\phi_j(x)$ 取到二阶就足以满足性能要求,故本文只计算到二阶。

3 仿真验证

某型民用飞机的一次典型起降过程的迎角时间历程如图 7 所示,除去巡航段,迎角超过 7° 的时间在 48% 左右,其中下降段大迎角时间达到了 46%,起飞爬升段迎角仅短暂达到过 7° 以上。由上节分析可知,下滑航迹会使失速速度增大,故仿真中只验证在下降阶段失速的恢复过程。

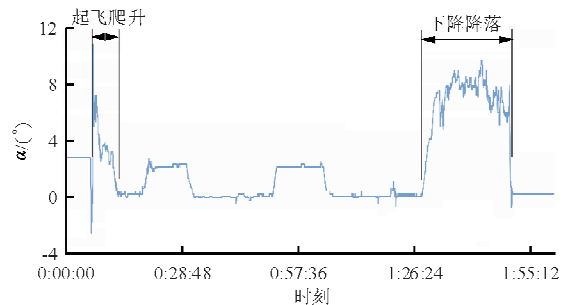


图 7 某民用飞机典型航线的迎角时间历程
Fig. 7 Time history of typical route attack angle for one civil aircraft

根据试航条例的要求,失速应在高于失速速度 10 节的条件下拉杆减速进入失速,当出现不可控的下俯和控制杆到达止动位置就可认为达到失速。仿真中,飞机在临近失速速度 60 m/s 以 4°下滑配

平飞行,然后由于扰动(包括突风、误操纵等),导致异常地快速上仰,进入大迎角失速区。根据如上的验证状态和第 2 节的计算过程,计算控制器参数。

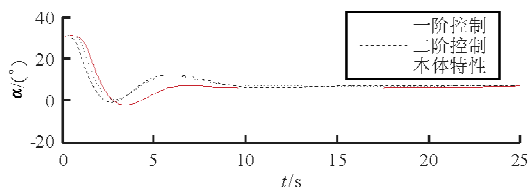
一阶控制结果如下:

$$T = -0.5 \{ (3\ 367.56x_1 + 17\ 072.2x_2 - 47\ 083.8x_3 - 13\ 518.2x_4) [1.574\ 73\cos(0.273\ 7 + x_2)] + (17\ 072.2x_1 + 1.776\ 73 \times 10^6 x_2 - 1.870\ 22 \times 10^6 x_3 - 495\ 252x_4) \cdot [-1.574\ 73\sin(0.273\ 7 + x_2)/(60 + x_1)] \}$$

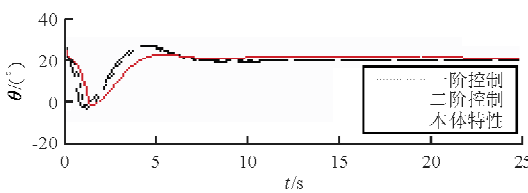
$$de = -0.5 [-9.934\ 33 \times 10^{-10} (60 + x_1)^2 (-13\ 518.2x_1 - 49\ 525x_2 + 1.161\ 02 \times 10^6 x_3 + 868\ 153x_4)]$$

二阶控制器有 26 项,此处不做赘述。

进入失速区(0 时刻)后,在控制器作用下的仿真曲线对比如图 8~图 11 所示。



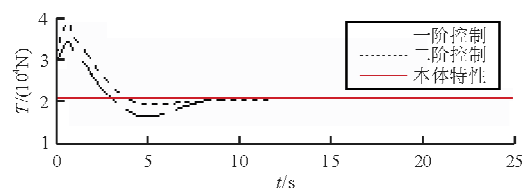
(a) 迎角变化过程



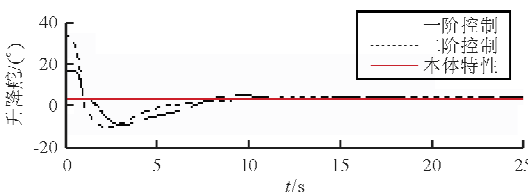
(b) 俯仰角速率变化过程

图 8 失速改出过程姿态变化

Fig. 8 Flying posture change of stall recovery process



(a) 推力变化过程



(b) 升降舵变化过程

图 9 失速改出过程控制量变化

Fig. 9 Control parameters change of stall recovery process

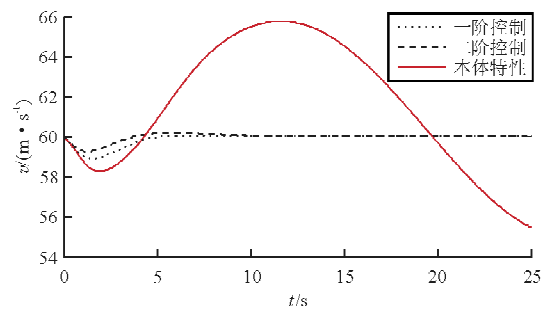


图 10 失速改出过程的速度变化

Fig. 10 Velocity change of stall recovery process

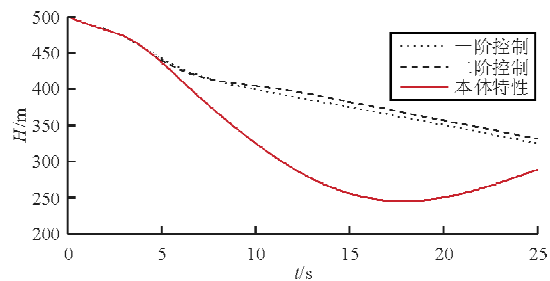


图 11 失速改出过程的航迹变化

Fig. 11 Track change of stall recovery process

从图 8~图 11 可以看出,在该失速速度下,飞机本体具有良好的下俯,这是民用飞机安全性的必要保证;但收敛性不够快,此时阻力的增加较快,速度降低多,且升力系数滞环项导致升力系数有一定损失,致使航迹对迎角的收敛性较为敏感。本体在异常上仰角速度为 0.2 rad/s 导致失速的情况下,15 s 内,高度速降了 250 m 左右。一阶及二阶的控制使迎角收敛较快,超调为 19.2%,调节时间为 3.5 s,比本体收敛快了 1 s 左右,航迹仅略微下弯,基本维持 4°下滑的标准航迹,达到了控制失速恢复时高度损失较少的目的,控制效果是令人满意的。从控制量的角度看,二阶控制器具有更低的能

量控制需求,推力相对补偿较小,甚至减少,这与民航公司关于失速改出程序中“若无法有效减少飞机姿态,按需减小推力”是相对应的。另外,从控制规律中能够看出,在飞机具有较快的低头俯仰角速度时,舵面开始逐渐变负(上偏),发挥抑制飞机迎角振荡的作用,有效减少迎角的超调,并维持原先的航迹。

另外,由于失速速度附近的多平衡点现象,飞机姿态相对于小干扰也很敏感,为验证其鲁棒性,在同等失速条件下,加上 Dryden 紊流,紊流强度为 2.5 m/s,对飞机进行仿真,仿真曲线如图 12 所示。

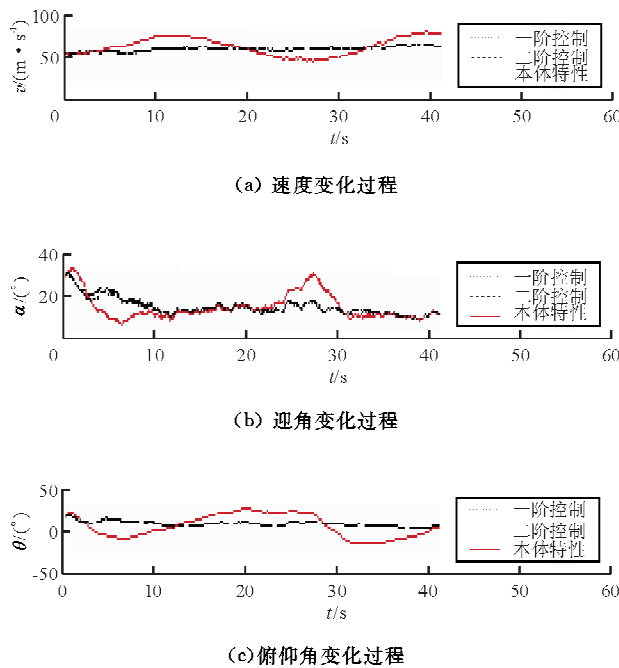


图 12 加 Dryden 紊流后的失速改出过程

Fig. 12 Stall recovery process with Dryden turbulence

从图 12 可以看出,若不加任何控制,本体在 25 s 左右会再次进入大迎角区;在一阶和二阶控制器的作用下,状态仅有小的扰动,仍保持足够的稳定性,表明优化控制器具有良好的鲁棒特性。

4 结 论

(1) 根据某民用飞机低速的气动力特性,指出在失速速度附近的特殊控制行为。应用非线性最优化控制理论中的连续系统动态规划理论,设计失速恢复控制器,采用 Galerkin 近似算法计算了控

制器参数。

(2) 从仿真结果看,航迹对迎角的收敛性十分敏感,这与其低速条件下的升力余量小有很大关系,通过控制器,不仅快速降低了迎角,还能抑制迎角的进一步减少,从而避免高度的过多损失。

(3) 文本控制方法的优点在于:首先,最优理论保证了存在迟滞及陡变的强非线性系统具有 Lyapunov 一致稳定性,保证了最优解的存在性;其次,Galerkin 算法也确保了解的可实现性,只需计算适量内积,而不用进行参数的拟合与泰勒展开,减小了计算过程中的误差,具有一定的工程应用价值;另外,当最优解的近似项个数 N 趋于无穷大时,解会一致收敛于最优解,对于更复杂的非线性力与力矩系数,提高阶数可以有效求得高精度的最优解。

(4) 如果考虑系统扰动,利用本文计算方法还可以通过解 HJI PDE 进行鲁棒最小 L2 增益设计,使系统具有较强的鲁棒性,从而具备了实用价值。

参 考 文 献

- [1] Harry G Kwatny, Jean-Etienne T Dongmo, Bor-Chin Chang, et al. Nonlinear analysis of aircraft loss of control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(1): 149-162.
- [2] Jean-Etienne T Dongmo. Aircraft stall recovery using nonlinear smooth feedback regulators with states and inputs constraints[J]. Journal of Guidance, Navigation, and Control, 2012; 2429-2435.
- [3] Baumann D D. F-15B high angle-of-attack phenomena and spin prediction using bifurcation analysis[R]. ADA217366, USA: Defense Technical Information Center, 1989.
- [4] Sinha N K, Ananthkrishnan N. Use of the extended bifurcation analysis method for flight control law design[R]. AIAA-2002-0249, 2002.
- [5] William L Garrard. Nonlinear longitudinal control of a supermaneuverable aircraft[C]. American Control Conference, Minneapolis, 1989; 142-147.
- [6] Mehra R K, Kessel W C, Carroll J V. Global stability and control analysis of aircraft at high angles-of-attack[R]. AD A051-850, 1979.
- [7] Yuhei Yamato, Noboru Sakamoto, Takahama M. Attitude stabilization of an aircraft via nonlinear optimal control based on aerodynamic data[C]. ICCAS-SICE International Joint Conference 2009, 2009; 1806-1811.
- [8] Beard R W, Saridis G N, Wen J T. Approximate solutions to the time-invariant hamilton-jacobi-bellman equation[J].

(下转第 268 页)

- [4] 黄博. CATIA 有限元分析模块实例教程[M]. 北京: 人民交通出版社, 2007: 1-10.
Huang Bo. Tutorials of CATIA finite element examples [M]. Beijing: China Communications Press, 2007: 1-10, (in Chinese)
- [5] 刘相新, 孟宪颐. ANSYS 基础与应用教程[M]. 北京: 科学出版社, 2005: 97-102.
Liu Xiangxin, Meng Xianyi. Tutorials of ANSYS basis and application[M]. Beijing: Science Press, 2005: 97-102. (in Chinese)

作者简介:

金加奇(1978—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机先进工艺装备。

史怀玺(1988—),男,助理工程师。主要研究方向:飞机先进工艺装备。

刘一桥(1989—),男,助理工程师。主要研究方向:飞机先进工艺装备。

(编辑:马文静)

(上接第 256 页)

- Journal of Optimization Theory and Applications, 1998, 96 (3): 589-626.
- [9] 沈宏良. 分支突变理论方法及计算飞行力学研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2003.
Shen Hongliang. Research on bifurcation analysis and catastrophe theory methodology, and computational flight mechanics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003. (in Chinese)
- [10] 胡海岩. 应用非线性动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000: 120-169.
Hu Haiyan. Nonlinear dynamic[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000: 120-169. (in Chinese)

作者简介:

王爽(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行力学与控制。

唐浩(1972—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器设计、飞行器气动布局。

孔祥骏(1979—),男,博士,工程师。主要研究方向:飞行力学与飞行安全。

(编辑:马文静)

(上接第 262 页)

- weapon equipment[J]. Marine Electric & Electronic Engineering, 2012(3): 45-46. (in Chinese)
- [15] 肖慧鑫, 王静滨. 未来武器装备可靠性维修性保障性发展趋势[J]. 设备管理与维修, 2006(9): 7-9.
Xiao Huixin, Wang Jingbin. The future development trend of reliability & maintainability & supportability of weapon [J]. Equipment Management and Maintenance, 2006(9): 7-9. (in Chinese)
- [16] 谢千跃, 宁书存, 李仲杰. 可靠性维修性保障性测试性安全性概述[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
Xie Ganyue, Ning Shucun, Li Zhongjie. Reliability & maintainability & supportability & testability & safety generality [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [17] 康锐, 屠庆慈, 等. 可靠性维修性保障性工程基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
Kang Rui, Tu Qingci, et al. Fundamentals of reliability & maintainability & supportability engineering [M]. Beijing:

National Defense Industry Press, 2012. (in Chinese)

- [18] 丁定浩. 可靠性、维修性、保障性计算机辅助分析设计软件的作用及其应具备的必要条件[J]. 装备质量, 2007(2): 35-39.

Ding Dinghao. Reliability & maintainability & supportability computer aided design software function and essential condition[J]. Materiel Quality, 2007(2): 35-39. (in Chinese)

作者简介:

严拴航(1979—),男,工程师。主要研究方向:飞机可靠性、安全性设计与分析。

梁力(1968—),男,研究员。主要研究方向:飞机四性与综合保障。

薛海红(1976—),男,高级工程师。主要研究方向:飞机可靠性、安全性设计与分析。

(编辑:赵毓梅)