

文章编号: 1000-6893(2002) 03-0193-04

# 过失速机动飞机的鲁棒非线性控制律设计

范子强, 方振平

(北京航空航天大学 509 教研室, 北京 100083)

## ROBUST, NONLINEAR CONTROL DESIGN FOR A POSTSTALL MANEUVER AIRCRAFT

FAN Zi-qiang, FANG Zhen-ping

(Faculty 509, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**摘要:** 采用非线性动态逆和结构奇异值综合方法设计了过失速飞行条件下飞控系统控制律, 解决了飞控设计中面临的非线性和鲁棒性问题。应用非线性动态逆的目的就是对过失速机动飞行条件下高度非线性的飞机动力学进行线性化; 从而围绕线性的快速回路应用结构奇异值综合方法设计相应的鲁棒控制器, 以提供对驾驶员指令的鲁棒跟踪。所设计的飞控系统将达到期望的飞行品质, 确保系统对过失速机动飞行过程中因非定常气动力效应引起的系统参数摄动鲁棒性良好。高逼真度、非线性的仿真验证了这一点。

**关键词:** 结构奇异值综合; 非线性动态逆; 飞行控制系统; 鲁棒性; 过失速机动

中图分类号: V 212. 1; V 249. 122 文献标识码: A

**Abstract:** A flight control system is developed for an aircraft performing poststall maneuver. The methods of nonlinear dynamic inversion and structured singular value synthesis are combined to address both the nonlinearity and robustness problems of flight at poststall maneuver conditions. The purpose of the nonlinear dynamic inversion control is to linearize the highly nonlinear vehicle response at poststall maneuver conditions. Structured singular value synthesis is used to design an robust controller for the linearized fast inversion loop, which provides robust tracking to pilot commands. The resulting flight control system achieves desired flying qualities and guarantees good robustness to uncertainties induced by unsteady aerodynamics effects in poststall maneuvering. This is demonstrated by high fidelity nonlinear simulation results.

**Key words:** structured singular value synthesis; nonlinear dynamic inversion; flight control system; robustness; poststall maneuver

众所周知, 过失速机动能力是决定现代空战胜负的关键性因素之一。过失速飞行条件下综合飞行/ 推力矢量控制系统的设计问题则是国内外学者研究的一个重点。从 80 年代末开始, Snell 等学者成功地应用非线性动态逆方法完成了超机动飞机飞控系统的非线性设计, 而未能解决相应设计的鲁棒性问题及大迎角机动状态下的建模误差则是该方法的一个缺憾<sup>[1-3]</sup>; 之后直至 90 年代中期, Banda 等人首创了非线性动态逆结合结构奇异值综合的设计方法, 真正做到了鲁棒、非线性控制系统的设计, 较好地适应了过失速机动飞行强非线性、模型参数摄动大的特点, 其不足在于对过失速机动条件下模型摄动的处理过于简单<sup>[4-7]</sup>。和国外相比, 国内的工作还存在一些差距, 特别是在鲁棒非线性飞行控制研究方面。因此, 本文将重点研究如何采用非线性动态逆和结构奇异值综合

方法设计过失速飞行条件下飞控系统控制律, 解决飞控设计中面临的非线性和鲁棒性问题。另外, 在设计中利用了非定常气动力微分方程模型来处理相应的非定常气动力效应问题。文献[8]详细介绍了如何应用非线性动态逆方法进行战机过失速机动飞行条件下的非线性飞行控制律设计过程, 本文将在此基础上应用结构奇异值综合方法解决动态逆控制律所面临的鲁棒性问题<sup>[9]</sup>。

### 1 结构奇异值综合方法简介

$\mu$  分析结合  $H$  综合就形成了  $\mu$  综合。如图 1

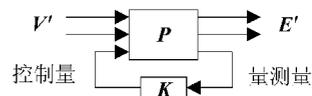


图 1  $\mu$  综合框架

Fig. 1  $\mu$  synthesis structure

所示的  $\mu$  综合框架问题, 其中互联结构  $P$  分为

$$P = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix}$$

收稿日期: 2001-05-21; 修订日期: 2001-09-24

基金项目: 航空科学基金资助项目(98A51039) 资助项目

文章网址: <http://www.cnki.net/acta/2002/03/0193/>

Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

这样,从  $V$  到  $E$  的传递函数可以表示成以下的线性分式变换

$$F_1(P, K) = P_{11} + P_{12}K(I - P_{22}K)^{-1}P_{21}$$

$\mu$  综合问题归结为寻找一个稳定的控制器  $K$  使得

$$F_1(P, K) \mu 1$$

需要指出的是:  $\mu$  综合问题并不像标准  $H$  优化控制问题那样可以利用直接状态空间解法得到完整的解析解, 解决  $\mu$  综合问题的合理方法是将  $\mu$  综合问题转化成: 寻找稳定的控制器  $K$  和尺度矩阵  $D$  使得  $DF_1(P, K)D^{-1} 1$ 。

对于这样的  $\mu$  综合问题, 一种解决方法就是在保持对方固定的条件下交替地寻求使上式最小的控制器  $K$  和尺度矩阵  $D$ : 对于固定的  $D$  而言, 上式的左边是一个标准  $H$  优化控制问题, 可以根据前面介绍的方法求得控制器  $K$ ; 对于固定的  $K$  而言, 上式的左边可以作为  $D$  上的一个凸优化问题在每一个频率下最小化, 然后用一稳定且逆也稳定的有理传递函数匹配得到最后的  $D$ 。这种方法就是所谓的  $D-K$  迭代方法。对于  $D$  和  $K$  而言, 关于每个参数的优化问题都具有个体凸性, 但这并不能保证整个优化问题是联合凸性的; 且这种迭代也不能保证全局最优性, 尽管如此, 这种方法多次成功地应用表明  $D-K$  迭代方法是一种比较理想的解决  $\mu$  综合问题的方法。

## 2 非线性飞机动力学模型

飞机的全方位六自由度非线性刚体动力学模型可由以下状态方程组表述。

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{m} [\cos\alpha\cos\beta(T_x + C_x\bar{q}S) + \sin\beta(T_y + C_y\bar{q}S) + \sin\alpha\cos\beta(T_z + C_z\bar{q}S)] - g\sin\gamma \\ \dot{\chi} &= \frac{1}{mV\cos\beta} [(\sin\mu\sin\alpha - \cos\mu\cos\alpha\sin\beta)(T_x + C_x\bar{q}S) + \cos\mu\cos\beta(T_y + C_y\bar{q}S) - (\cos\mu\sin\alpha\sin\beta + \sin\mu\cos\alpha)(T_z + C_z\bar{q}S)] \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{mV} [(\sin\mu\cos\alpha\sin\beta + \cos\mu\sin\alpha)(T_x + C_x\bar{q}S) - \sin\mu\cos\beta(T_y + C_y\bar{q}S) + (\sin\mu\sin\alpha\sin\beta - \cos\mu\cos\alpha)(T_z + C_z\bar{q}S)] - \frac{g\cos\gamma}{V} \\ \dot{p} &= [I_z(L + L_T) + I_{xz}(N + N_T) + I_{zx}(I_z + I_x - I_y)]pq + (I_yI_z - I_z^2 - I_{zx}^2)qr \Big| (I_xI_z - I_{zx}^2) \\ \dot{q} &= \frac{M + M_T + (I_z - I_x)pr + I_{zx}(r^2 - p^2)}{I_y} \\ \dot{r} &= [I_{zx}(L + L_T) + I_x(N + N_T) + (I_z^2 - I_xI_y + I_{zx}^2)]pq + I_{zx}(I_y - I_z - I_x)qr \Big| (I_xI_z - I_{zx}^2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= q - \tan\beta(p\cos\alpha + r\sin\alpha) + \frac{g\cos\mu\cos\gamma}{V\cos\beta} + \frac{\cos\alpha}{mV\cos\beta}(T_z - C_z\bar{q}S) - \frac{\sin\alpha}{mV\cos\beta}(T_x + C_x\bar{q}S) \\ \dot{\beta} &= p\sin\alpha - r\cos\alpha + \frac{g}{V}\sin\mu\cos\gamma + \frac{\cos\beta}{mV}(T_y + C_y\bar{q}S) - \frac{\sin\beta}{mV} [\cos\alpha(T_x + C_x\bar{q}S) + \sin\alpha(T_z + C_z\bar{q}S)] \\ \dot{\mu} &= \frac{1}{\cos\beta} (p\cos\alpha + r\sin\alpha) - \frac{g}{V}\cos\gamma\cos\mu\tan\beta + \frac{\cos\beta\cos\mu\tan\gamma}{mV}(T_y + C_y\bar{q}S) + \frac{\tan\gamma\sin\mu + \tan\beta}{mV} [\sin\alpha(T_x + C_x\bar{q}S) - \cos\alpha(T_z + C_z\bar{q}S)] - \frac{\tan\gamma\cos\mu\sin\beta}{mV} [\cos\alpha(T_x + C_x\bar{q}S) + \sin\alpha(T_z + C_z\bar{q}S)] \end{aligned}$$

各状态变量的变化在时间上有明显差异, 故可用奇异摄动理论将状态变量划分层次, 其中迎角  $\alpha$ 、侧滑角  $\beta$  和速度滚转角  $\mu$  为慢变量, 滚转角速度  $p$ 、俯仰角速度  $q$  和偏航角速度  $r$  为快变量, 速度  $V$ 、航迹方位角  $\chi$  和航迹倾角  $\gamma$  为极慢变量。

## 3 鲁棒非线性控制律设计

按前述非线性飞机动力学模型应用非线性动态逆方法进行非线性控制律设计, 详见文献[8]。应用非线性动态逆的目的就是对过失速机动飞行条件下高度非线性的飞机动力学进行线性化; 从而可以围绕线性的内环回路应用结构奇异值综合方法对选定的设计点设计相应的静态鲁棒角速度控制器。最后, 将所设计的静态鲁棒角速度控制器和非线性动态逆内、外环控制律有机地结合起来, 构成所需的鲁棒非线性控制律, 如图2所示。

下面将着重介绍如何应用结构奇异值综合方法进行鲁棒控制器的设计, 即图2中的鲁棒角速度控制器的设计。鲁棒角速度控制器设计是在显模型跟踪框架下应用结构奇异值综合方法进行的。鲁棒角速度控制器设计模型如图3所示。控制的目的是: 通过设计适当的鲁棒角速度控制器  $K$ , 在满足加权的控制输出  $z_a$  ( $W_a$  为对应的加权矩阵) 不超过偏转限制的前提下, 使得实际输出与理想输出之间的加权误差  $z_p$  ( $W_p$  为对应的加权矩阵) 最小, 这里的实际输出是指带参数不确定性的飞机对象模型  $P$  在控制输入  $u$  和不确定性输入矢量  $u_\Delta$  作用下的输出 ( $p$ ,  $q$  和  $r$ ), 理想输出是指理想模型在角速度指令 ( $p_c$ ,  $q_c$  和  $r_c$ ) 作用下的输出。因为采用了显模型跟踪技术, 角速度指令响应的理想模型是根据期望的飞行品质要求来确定的, 换句话说, 飞行品质要求反映在角速度指令响

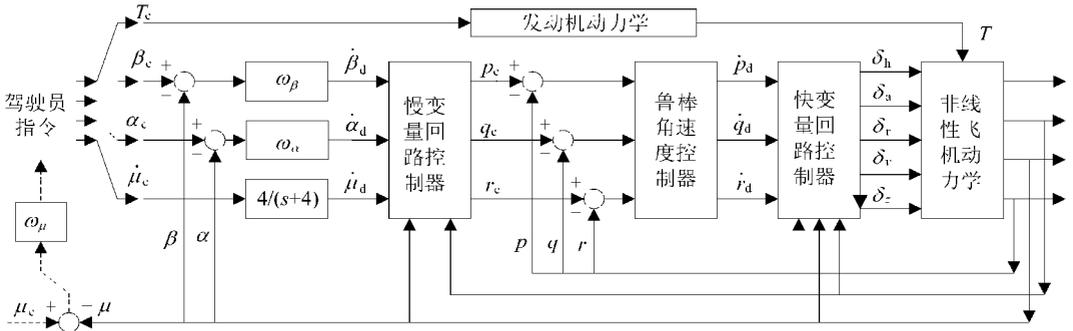


图 2 鲁棒非线性控制律结构图

Fig. 2 Robust, nonlinear control law

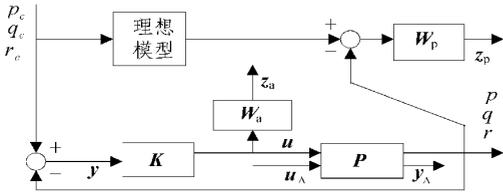


图 3 鲁棒角速度控制器设计模型

Fig. 3 Design model of robust angular rate controller

应理想模型中。权阵的取值是根据系统的设计要求来确定的, 具体的要求包括: 系统动态品质的要求、鲁棒性的要求和抗干扰能力的要求等<sup>[10]</sup>。

理想模型取为

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \frac{3}{s + 3} \mathbf{I}_{3 \times 3} \begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix}$$

两个权阵分别取为

$$W_p = 0.1 \frac{s + 30}{s + 0.03} \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad W_a = 0.01 \mathbf{I}_{3 \times 3}$$

权阵  $W_p$  的加权对象是实际对象输出和理想模型输出之间的误差, 具有低频段增益大, 高频段增益小, 故选择一惯性环节、一微分环节和一比例环节组成; 权阵  $W_a$  的加权对象是执行机构的行为, 为了使所设计的控制器的阶次尽可能的低, 因而选择其为常数。

根据文献[9]中介绍的参数不确定性建模知识, 导出带参数不确定性的飞机对象模型如下, 模型中参数含义详见文献[9]。

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + B\Delta u \quad y = Cx \\ y_\Delta &= C_\Delta x + D_\Delta U \quad u_\Delta = \Delta y_\Delta \end{aligned}$$

根据本文算例开始设计鲁棒角速度控制器  $K$ 。①针对广义受控对象  $P_{ic1}$  设计相应的  $H$  控制器, 初选正数  $\gamma$  的上界为 100, 下界为 0.1, 迭代得到最后的  $\gamma = 9.0460 > 1$  (不满足设计要求), 控制器的阶次为 11 阶, 等于广义受控对象的阶次; ②进行  $\mu$  分析和拟合, 为此应定义相应的块对角结构, 拟合的阶次为 3, 5, 5, 4, 3, 5, 2, 2, 3, 8 和 4, 并第一次得到尺度矩阵  $D$ , 从而构造新的受控对象  $P_{ic1}$ ; ③针对受控对象  $P_{ic1}$  设计相应的  $H$  控制器,

初选  $\gamma$  的上界为 10, 下界为 0.1, 迭代得到最后的  $\gamma = 2.2213 > 1$  (不满足设计要求), 控制器的阶次为 99 阶; ④进行  $\mu$  分析和拟合, 拟合的阶次为 2, 2, 2, 3, 4, 3, 2, 2, 3, 3 和 5, 得到新的尺度矩阵  $D_1$ , 从而构造新的受控对象  $P_{ic2}$ ; 如此反复迭代, 最后在第 4 次进行  $H$  控制器设计时得到的  $\gamma = 0.8477 < 1$  (满足设计要求), 对应的控制器的阶次为 73 阶。

### 4 仿真

为了验证所设计的鲁棒非线性控制律, 本节分别就气动力数据模型没有计及和计及非正常气动力效应<sup>[2]</sup>的情况进行了 180 过失速机动转弯仿真, 为方便计, 以符号  $A$  代表未计非正常气动力效应的情形, 以符号  $B$  代表计及非正常气动力效应的情形。最后的仿真结果部分如图 4 所示。图 4 中虚线表示控制指令, 实线表示  $A$  的仿真结果, 点划线表示  $B$  的仿真结果。

总的说来,  $A$ 、 $B$  的仿真结果非常接近, 除了  $B$  中俯仰推力矢量偏转比  $A$  稍有增大外, 大部分变量的响应情况在整个机动过程中都很一致, 特别是在  $7s$  到  $14s$  迎角指令急剧变化, 非正常气动力效应最显著, 与仅采用动态逆方法设计的系统比较, 效果仍很好, 详见文献[9]。仿真结果说明所设计的控制律确实具有良好的鲁棒性, 即使在过失速机动飞行非正常气动力效应非常显著的情况下, 仍能达到设计的期望值。

### 5 结论

采用结构奇异值综合方法结合非线性动态逆理论进行飞机过失速机动的控制律综合, 提出了一种新的内/外环动态逆控制律和鲁棒角速度控制器的结合方案, 很好地解决了两种控制方法所用飞机动力学模型的协调性, 由此得出鲁棒非线性控制律, 高逼真度、非线性的仿真结果表明所设计的控制律在计及非正常气动力效应的条件下仍

能获得令人满意的控制效果。

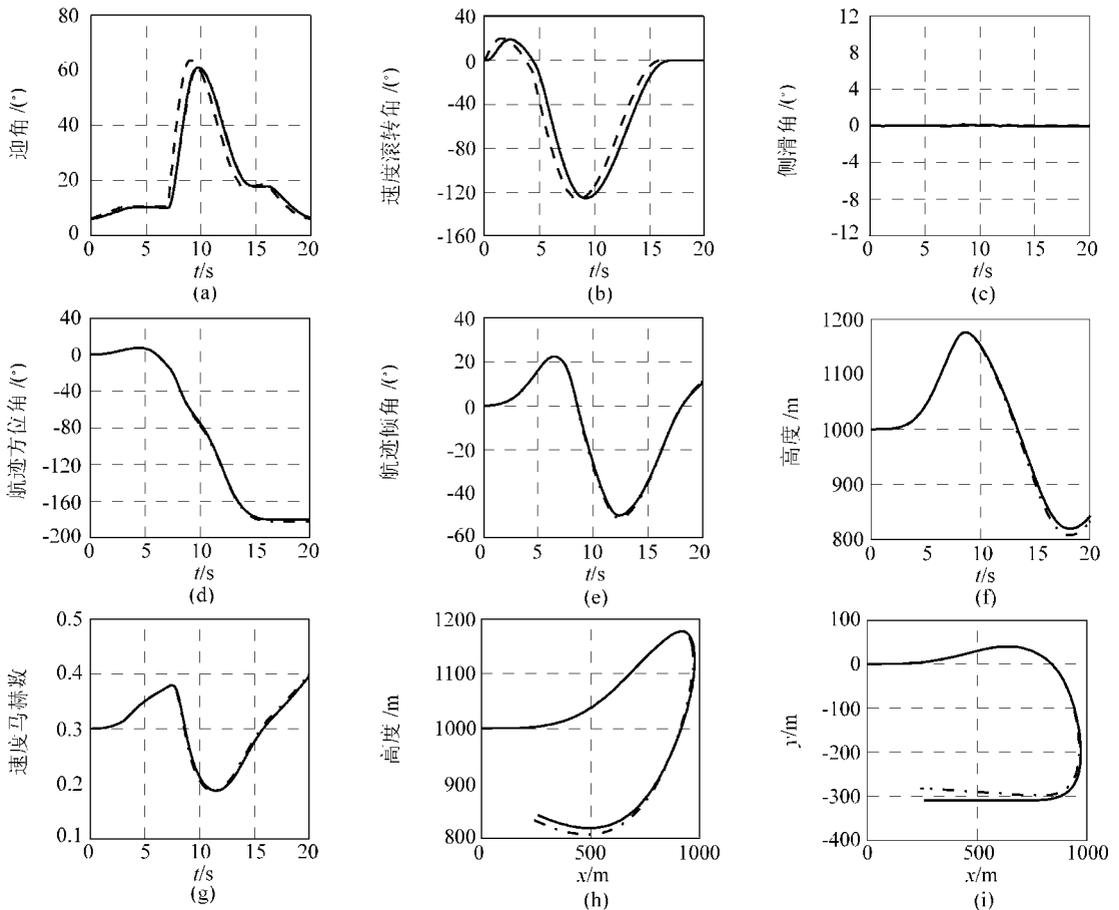


图4 180°过速机动转弯A、B仿真结果比较(鲁棒非线性控制律)

Fig. 4 Comparison of results A and B-180°poststall maneuver

## 参 考 文 献

- [1] Snell S A, Enns D F, Garrard W L. Nonlinear control of a supermaneuverable aircraft[R]. AIAA 89-3486, 1989.
- [2] Bugajski D J, Enns D F. Nonlinear control law with application to high angle-of-attack flight[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(3): 761-767.
- [3] Snell S A, Enns D F, Garrard W L. Nonlinear inversion flight control for a supermaneuverable aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(4): 976-984.
- [4] Sparks A, Banda S S. Application of structured singular value synthesis to a fighter aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1993, 16(5): 940-947.
- [5] Buffington J M, Adams R J, Banda S S. Robust, nonlinear, high angle-of-attack control design for a supermaneuverable vehicle[R]. AIAA 93-3774-C.P, 1993.
- [6] Adams R J, Buffington J M, Banda S S. Design of nonlinear control laws for high-angle-of-attack flight[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(4): 737-746.
- [7] Reiner J, Balas G J, Garrard W L. Robust dynamic inversion for control of highly maneuverable aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(1): 18-24.

- [8] 范子强, 方振平. 超机动飞机的非线性飞行控制研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(4): 404-407.  
(Fan Z Q, Fang Z P. Nonlinear flight control design for supermaneuverable aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(4): 404-407.)
- [9] 范子强. 过失速机动飞机的鲁棒非线性控制律设计及仿真[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1999.  
(Fan Z Q. Robust, Nonlinear control design and simulation of post-stall maneuvering aircraft[D]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999.)
- [10] Postlethwaite I, Tsai M, Gu D W. Weighting function selection in  $H_\infty$  design[A]. 11th IFAC[C]. 1990. 104-109.

作者简介:



范子强(1972-) 1994年毕业于北京航空航天大学,获工学学士学位,同年推荐免试攻读飞行力学专业硕士学位,1996年提前攻读博士学位,研究兴趣包括飞机大迎角运动特性计算与分析,超机动飞机的飞行控制律设计、非线性动态逆、 $H_\infty$ 控制、结构奇异值综合法等。

(责任编辑:吴小勇)