基于分支裁剪的非线性飞行控制律设计

陈海兵 张曙光 方振平

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 应用分支裁剪和特征结构配置的方法进行了飞行控制律的全局连续设计. 以飞机本体动力学系统平衡图为基础,采用连续方法设计前馈控制律,修改平衡图的分支形状,使系统输出跟踪操纵输入指令. 应用特征结构配置的方法设计全局调参的纵、横航向解耦反馈控制律,满足飞行品质要求,裁剪非指令运动对应的平衡分支. 对开环前馈控制以及闭环反馈控制的控制分叉进行了分析. 针对某静不稳定飞机进行控制律设计和数值仿真,结果表明不期望分叉得到抑制,飞机稳定飞行范围得以扩展.

关 键 词: 飞行动力学; 分叉; 特征值; 非线性控制系统

中图分类号: V 212 1

文献标识码: A 文 章 编 号: 1001-5965(2008) 10-1143-04

Design of nonlinear flight control law based on bifurcation tailoring

Chen Haibing Zhang Shuguang Fang Zhenping

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract The global and continuous flight control law was designed via the bifurcation tailoring and eigenstructure assignment methods. Based on the equilibrium branches of aircraft flight dynamics, the feedforward control law was designed by utilizing the continuous method, by which the shape of the equilibrium branches was modified to make the output variables trace the input commands. The uncoupled gain-scheduled feedback control law was designed via the eigenstructure assignment technique to meet the requirement of flying qualities, and the equilibrium branches of the uncommand motion were tailored. Control bifurcation was analyzed for the feedforward open-loop control system and the feedback closed-loop control system. The control law design and computer simulation for a static unstable aircraft were presented to demonstrate that the unexpected bifurcation behaviors were restrained and the stable flight envelope was extended.

Key words flight dynamics; bifurcation; eigenvalues; nonlinear control system

现代战斗机飞行动力学系统呈现高度复杂的非线性特性,传统的基于有限基准平衡状态点的增益调参反馈控制律设计难以满足飞行控制的要求,需要研究直接考虑飞机动力学非线性特性的飞行控制律设计方法. 以连续算法为基础的分叉分析及定性理论的方法,作为非线性系统分析设计的有力工具,自 20世纪 70年代以来在飞行动力学领域得到了广泛应用. 研究主要集中在以下两个方面: ①飞机本体的开环分叉分析[1]; ②带简单控制增稳系统飞机的闭环分叉分析[2-3].

近年来,基于分叉分析的分支裁剪控制设计方法,逐步地引起了人们的重视. 例如, 文献 [4] 采用扩展分叉分析设计配平飞行操纵和副翼方向舵交联系统; 文献 [5]引入了开环分支裁剪,结合基于特征结构的反馈控制,设计飞行控制律,但没有进行全局连续设计; 文献 [6]引入完整的分支裁剪,进行大范围连续设计,并对系统的控制分叉进行了研究,但仅采用了 2阶短周期模型.

本文针对某采用气动操纵舵面的纵向静不稳定飞机,采用 5阶非线性飞机模型,应用完整的分支裁剪技术,结合特征结构配置的方法进行控制律设计,得到非线性的全局连续调参的前馈/增益

收稿日期: 2007-09-28

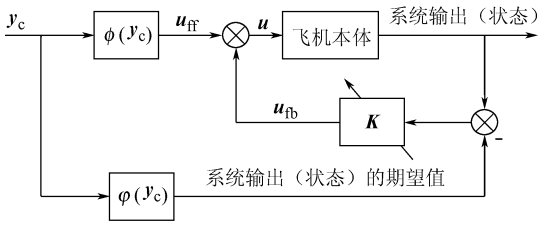
作者简介: 陈海兵(1979-), 男, 内蒙古乌兰察布人, 博士生, flightcontrol509@ ase buaa edu cn.

反馈飞行控制律,并对相应系统的控制分叉进行计算和分析.

1 非线性飞行控制律结构

现代战斗机进行大迎角超机动飞行时,通常要求飞行控制系统能够快速准确地跟踪迎角 α、侧滑角 β和绕速度矢量的滚转角速度 $\dot{\mu}$的指令.因此,选择上述 3个变量作为系统的控制输出$\boldsymbol{y}=[\alpha,\ \beta,\ \mu]^{\mathrm{T}}$. 为了跟踪给定的指令值,飞行控制律的设计目标选择为:输出响应的稳态值等于输入参考指令;闭环系统在平衡状态点稳定并满足飞行品质的要求,且纵向运动与横航向运动解耦.

采用分支剪裁设计技术,构建飞行控制系统结构如图 1.



$\boldsymbol{y}_c=[\alpha_c,\ \beta_c,\ \mu_c]^{\mathrm{T}}$—指令输入;$\boldsymbol{u}_{ff}$—前馈控制;$\boldsymbol{u}_{fb}$—反馈控制;$\boldsymbol{u}$—舵面输入;$\boldsymbol{K}$—反馈增益矩阵;$\Phi(\boldsymbol{y}_c)$—由输入指令到前馈控制的映射函数;$\Psi(\boldsymbol{y}_c)$—由输入指令到输出(状态)期望值的映射函数.

图 1 系统控制框图

2 分支裁剪控制设计

分支裁剪的目的是通过开环前馈控制以及闭环反馈控制,使得系统具有期望形状的平衡分支,且平衡分支处系统的动态特性满足要求.

2.1 开环前馈分叉裁剪控制

考虑如下非线性自治系统:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}}&=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}) \qquad \boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^n,\ \boldsymbol{u}\in\mathbf{R}^m\\ \boldsymbol{y}_1&=\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{x}) \qquad \boldsymbol{y}_1\in\mathbf{R}^{r_1}\\ \boldsymbol{y}_2&=\boldsymbol{h}_2(\boldsymbol{x}) \qquad \boldsymbol{y}_2\in\mathbf{R}^{r_2}\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

其输出分为两部分,$\boldsymbol{y}=[\boldsymbol{y}_1,\ \boldsymbol{y}_2]^{\mathrm{T}}$,其中 $\boldsymbol{y}_1$为期望直接控制的输出,其维数 $r_1\leqslant m$;相应的控制输入也分为 $\boldsymbol{u}=[\boldsymbol{u}_1,\ \boldsymbol{u}_2]^{\mathrm{T}}$,其中 $\boldsymbol{u}_1$维数与 $\boldsymbol{y}_1$相同,用以实现对 $\boldsymbol{y}_1$的直接控制.

前馈设计的目的是找到一定的控制关系 $\boldsymbol{u}_{1c}=\Phi(\boldsymbol{y}_{1c})$使得式(1)平衡时的输出满足:

$$\boldsymbol{y}_{1d}=\boldsymbol{y}_{1c} \tag{2}$$

当 $\boldsymbol{u}_2=\bar{\boldsymbol{u}}_2$ 确定时,式(1)的平衡点处的状态变量 $\boldsymbol{x}_d$和控制量 $\boldsymbol{u}_{1c}$满足如下代数方程组:

$$\left.\begin{aligned}&\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}_d,\ \boldsymbol{u}_{1c},\ \bar{\boldsymbol{u}}_2)=0\\ &\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}_d,\ \boldsymbol{y}_{1c})=\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{x}_d)-\boldsymbol{y}_{1c}=0\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

定义 $\boldsymbol{G}=[\boldsymbol{f},\ \boldsymbol{g}]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{X}_d=[\boldsymbol{x}_d,\ \boldsymbol{u}_{1c}]^{\mathrm{T}}$,两者维数均为 $m+r_1$.由隐函数定理,若 $\boldsymbol{G}$ 对 $\boldsymbol{X}_d$的雅克比矩阵可逆,则 $\boldsymbol{G}(\boldsymbol{X}_d,\ \boldsymbol{y}_{1c})=0$定义了平衡解 $\boldsymbol{X}_d(\boldsymbol{y}_{1c})=[\boldsymbol{x}_d(\boldsymbol{y}_{1c}),\ \boldsymbol{u}_{1c}(\boldsymbol{y}_{1c})]^{\mathrm{T}}$.

当 $\boldsymbol{y}_{1c}$变化时,采用连续方法,由式(3)可求得平衡解 $\boldsymbol{X}_d(\boldsymbol{y}_{1c})$的数值表达形式,其中 $\boldsymbol{u}_{1c}$即为前馈控制 $\boldsymbol{u}_{ff}$,同时求得系统全部输出的期望值$\boldsymbol{y}_d=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x}_d)=\Psi(\boldsymbol{y}_{1c})$.

采用开环前馈控制,修改了系统平衡分支的形状,使系统出现期望形状的平衡分支,但存在以下两个问题:①期望的平衡分支不一定是唯一的平衡分支,可能存在其它非指令平衡分支;②期望平衡分支处的动态特性不一定满足设计要求.因此,需要进一步引入闭环反馈控制.

2.2 闭环反馈分支裁剪控制

闭环反馈控制的作用,是保证期望平衡分支处的稳定性以及动态特性,同时尽可能地裁剪其它的分支.

沿期望的主平衡分支,采用局部线性化反馈控制的方法,构建输出反馈控制如下:

$$\Delta\boldsymbol{u}=\boldsymbol{K}(\boldsymbol{y}_{1c})\times\Delta\boldsymbol{y}(\boldsymbol{y}_{1c}) \tag{4}$$

其中 $\Delta\boldsymbol{y}=\boldsymbol{y}-\boldsymbol{y}_d$.

$\boldsymbol{K}$的确定,采用特征结构配置的方法,选择合适的特征值,以保证期望的主平衡分支稳定,并满足一定的飞行品质要求;由于可配置的特征向量不唯一,因此可综合考虑运动解耦、对非指令平衡分支的裁剪等要求,选择合理的目标特征向量,来满足对系统特性的要求.

$\boldsymbol{K}$的计算求取,沿主平衡分支,采用连续方法进行.获得的反馈增益是随连续参数,进而是随系统状态、输出变化的非线性函数.

最终得到整个系统的控制律如下:

$$\boldsymbol{u}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_{1c}(\boldsymbol{y}_{1c})\\ \bar{\boldsymbol{u}}_2\end{bmatrix}+\Delta\boldsymbol{u}(\boldsymbol{y}_{1c}) \tag{5}$$

由于所有控制,包括前馈及反馈控制,均采用连续方法来设计、计算,因此得到的控制律是全局连续调参的,有利于大范围确定控制效能需求以及分析控制律对系统全局特性的影响.

3 飞行控制律设计

基于第 1节的飞行控制系统结构,应用第 2节所述设计方法,针对某飞机进行控制律设计.该飞机采用常规气动操纵舵面(升降舵 δ_e、副翼 δ_a和方向舵 δ_r),并且在常规飞行迎角范围内俯仰静不稳定.

考虑到动压 P_d 对飞机的动力学特性有着较明显的影响, 因此在设计时考虑飞行控制系统随 P_d 的调参, 选择了不同高度和速度组合的 7个 P_d 值, 范围在 2~ 9 kPa, 进行设计.

3 1　飞机本体的分叉分析

分析飞机 5阶动力学系统:

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) \qquad (6)$$

其中, 状态 $\boldsymbol{x} = [\alpha, \beta, p, q, r]^{\mathrm{T}}$, p, q, r为体轴系下的角速度; 控制 $\boldsymbol{u} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^{\mathrm{T}}$.

选择计算状态为: 高度 8 km、马赫数 0 3, 以 δ_e为连续参数, δ_a和 δ_r保持中立, 仅考虑平衡解, 飞机本体分叉计算结果如图 2所示.

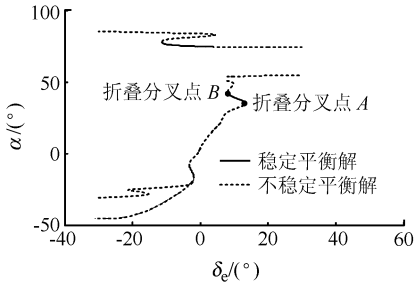


图 2　飞机本体 α-δ_e 平衡分支图

可以看出: 常规迎角区的平衡分支大部分不稳定; 平衡曲线在 α≈ 35°和 α≈ 40°处有折叠分叉点, 在该迎角区间内, 平衡分支是稳定的.

显然, 飞机本体动力学特性无法满足正常的飞行操纵要求.

3 2　开环前馈控制律设计

给定 $\boldsymbol{y}_c$, 由式 (6)增广而来的方程如下:

$$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{X}_d, \boldsymbol{y}_c) = \begin{bmatrix} \boldsymbol{f}(\boldsymbol{X}_d, \boldsymbol{y}_c) \\ \boldsymbol{y} - \boldsymbol{y}_c \end{bmatrix} = 0 \qquad (7)$$

其中 $\boldsymbol{X}_d = [\boldsymbol{x}_d, \boldsymbol{u}_{ff}]^{\mathrm{T}}$, $\boldsymbol{y}_c$逐维连续变化, 求得

$$\boldsymbol{u}_{ff} = [\delta_{eff}, \delta_{aff}, \delta_{rff}]^{\mathrm{T}} = \Phi(\boldsymbol{y}_c) = \Phi(\alpha_c, \beta_c, \mu_c) \qquad (8)$$

同时, 可以确定期望的系统状态与输入指令之间的关系如下:

$$\boldsymbol{x}_d = [\alpha_d, \beta_d, p_d, q_d, r_d]^{\mathrm{T}} = \Psi(\boldsymbol{y}_c) = \Psi(\alpha_c, \beta_c, \mu_c) \qquad (9)$$

本文采用控制指令 $\boldsymbol{y}_c = [\alpha_c, 0, 0]^{\mathrm{T}}$ 进行设计, 计算得到前馈控制律如图 3所示. 当 α 接近 50°时, 方向舵前馈控制迅速增大到饱和, 即航向操纵效能的不足限制飞机在更大迎角区的飞行. 可看出 P_d 对于 $\boldsymbol{u}_{ff}$的影响不明显.

以 α_c 为连续参数, 选择计算状态与本体分叉计算相同, 对开环前馈控制系统进行控制分叉的计算分析, 结果如图 4所示.

前馈控制分叉计算结果表明: 前馈控制能够

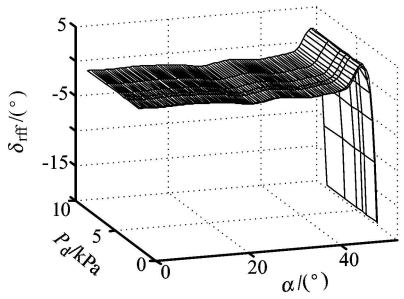


图 3　方向舵通道前馈控制律

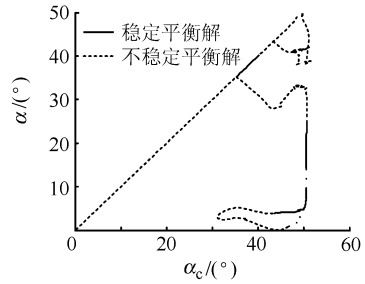


图 4　前馈控制系统分支曲线

使系统出现期望形状的主平衡分支, 但其仅在很小的迎角范围内是稳定的, 不满足系统对动态特性的要求; 平衡分支不唯一, 在 α≈ 35°和 α≈ 40°处, 主平衡分支曲线有分叉点出现, 和飞机本体分支曲线上的折叠分叉点相对应, 存在有非指令运动所对应的平衡分支曲线.

由于前馈控制只是形成了期望形状的主平衡曲线, 并没有改变系统的雅可比矩阵, 故动态特性不满足设计要求, 需要进一步引入闭环反馈控制律, 来获得符合飞行品质要求的动态特性, 同时实现对非指令运动平衡分支的裁剪.

3 3　闭环反馈控制律设计

沿主平衡分支将式 (6)线化为如下形式:

$$\left.\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{x}} &= \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{y} &= \boldsymbol{C}\boldsymbol{x} \end{aligned}\right\} \qquad (10)$$

其中 $\boldsymbol{C}$ 为单位矩阵.

闭环系统期望特征根 λ_i 和特征向量 $\boldsymbol{v}_i^d$ 的选取参见文献[5, 7]. 通过验证计算, 式 (10)沿主平衡分支可控、可观, $\boldsymbol{B}$ 矩阵列满秩, 且开环特征根与期望的闭环特征根相异, 因此可以实现闭环期望的特征结构配置.

采用如下算法[7], 即可求得随 α, P_d 调参的 $\boldsymbol{K}$.

1) 设 $\boldsymbol{L}_i = (\lambda_i \boldsymbol{I} - \boldsymbol{A})^{-1}\boldsymbol{B}$, $\boldsymbol{l}_i$为 $\boldsymbol{v}_i^d$ 中需要配置的元素所组成的向量;

2) 在 $\boldsymbol{L}_i$ 抽取与 $\boldsymbol{v}_i^d$ 中需配置元素所对应的行组成 $\bar{\boldsymbol{L}}_i$;

3) 计算投影向量:

$$\boldsymbol{p}_i = \begin{cases} \bar{\boldsymbol{L}}_i(\bar{\boldsymbol{L}}_i\bar{\boldsymbol{L}}_i^{\mathrm{T}})^{-1}\boldsymbol{l}_i & \dim(\boldsymbol{l}_i) < \dim(\boldsymbol{u}) \\ (\bar{\boldsymbol{L}}_i^{\mathrm{T}}\bar{\boldsymbol{L}}_i)^{-1}\bar{\boldsymbol{L}}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{l}_i & \dim(\boldsymbol{l}_i) \geqslant \dim(\boldsymbol{u}) \end{cases} \tag{11}$$

4) 计算实际配置的特征向量 $\boldsymbol{v}_i = \boldsymbol{L}_i\boldsymbol{p}_i$, 并令 $\boldsymbol{V} = [\boldsymbol{v}_1 \cdots \boldsymbol{v}_i \cdots \boldsymbol{v}_n]$, $\bar{\boldsymbol{A}} = [\lambda_1\boldsymbol{v}_1 \cdots \lambda_i\boldsymbol{v}_i \cdots \lambda_n\boldsymbol{v}_n]$;

5) 计算: $\boldsymbol{K} = \boldsymbol{B}^{-\mathrm{L}}(\bar{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{V}^{-1} - \boldsymbol{A})$, 其中 $\boldsymbol{B}^{-\mathrm{L}}$表示 $\boldsymbol{B}$的左逆.

作为示例, 本文给出 β到 δ_t的调参反馈增益(图 5).

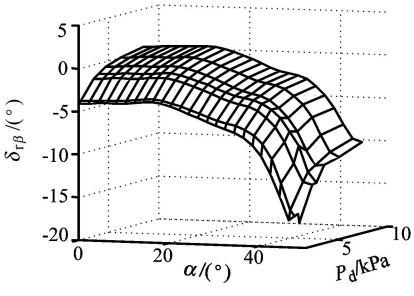


图 5 β到 δ_t的反馈增益

结果显示, 方向舵通道的反馈增益值较大, 说明航向操纵效能对机动飞行的限制较大, 与开环前馈的设计结果相吻合; 同时, α较大时, 各反馈增益值均比较大, 反映了大迎角机动对于大操纵效能的需求; P_d较低时, 各个通道的反馈增益迅速增大, 说明在进行低速机动时需要引入效能更高的操纵机构.

以迎角指令为连续参数进行闭环的控制分叉计算, 选择计算状态与本体分叉计算相同, 计算结果表明: 加入闭环反馈控制之后, 主平衡分支稳定; 非指令平衡分支消失, 主平衡分支唯一.

闭环反馈控制律通过引入飞行状态反馈, 改变了系统的雅可比矩阵, 改善了主平衡分支处的系统动态特性, 使其满足飞行品质的要求, 同时裁剪了非指令运动平衡分支, 与开环前馈控制共同作用, 形成了完整的分支裁剪, 改善了系统的全局特性.

3.4 仿真验证

为了验证本文所设计的控制律的有效性, 对跟踪输入指令进行了仿真. 简单考虑对迎角机动指令的跟踪情况, 具体为: 在 5 s时 α_c从 0阶跃至 28.65°, 13 s时阶跃至 40.11°, 20 s时阶跃至 47.56°, β_c以及 $\dot{\mu}_c$保持为 0.

计算结果如图 6所示. 结果表明: 在控制律的作用下, 系统能够较好地跟踪迎角指令, 响应动态良好, 无明显侧滑; 仅在常规气动舵面的作用下, 稳定飞行的迎角能够达到 47°以上, 飞机稳定飞行的范围得到了很大的扩展.

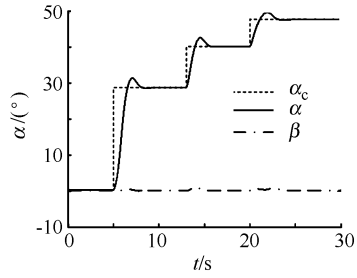


图 6 迎角指令跟踪仿真结果

4 结 论

采用完整的分支裁剪技术, 对某采用常规操纵舵面的静不稳定飞机设计了连续调参的非线性飞行控制律, 仿真结果表明该控制律是有效的; 分叉分析和分支裁剪能对飞行动力学系统进行系统地分析与设计. 分支裁剪的前馈控制可以生成期望的平衡分支, 但不能保证分支的唯一性和稳定性; 反馈控制能够改善平衡分支的动态特性, 并裁剪不期望的平衡分支. 反馈控制不能必然裁剪不期望的系统运动分支 (如平衡分支、极限环等), 关于反馈控制对于系统全局特性的影响, 还需更加深入的研究.

参考文献 (References)

[1] Goman M G, Zagainov G I, Khramtsovsky A V. Application of bifurcation methods to nonlinear flight dynamics problems[J]. Progress of Aerospace Science, 1997, 33(9): 539-586

[2] Littleboy D M, Smith P R. Closed loop analysis of a simple aircraft model using bifurcation methods[R]. AIAA-96-3509, 1996

[3] Gibson L P, Nichols N K, Littleboy D M. Bifurcation analysis of eigenstructure assignment control in a simple nonlinear aircraft model[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(5): 792-798

[4] Sinha N, Ananthkrishnan N. Use of the extended bifurcation analysis method for flight control law design[R]. AIAA-2002-0249, 2002

[5] 黎康. 飞机大迎角非线性动力学的分叉分析及控制律综合[D]. 北京: 北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系, 2003
Li Kang. Bifurcation analysis and control synthesis of aircraft nonlinear dynamics at high angle of attack[D]. Beijing: Department of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003 (in Chinese)

[6] Richardson T, Lowenberg M, diBernardo M M, et al. Design of a gain-scheduled flight control system using bifurcation analysis[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 444-453

[7] Andry A N, Shapiro E Y, Chung J C. Eigenstructure assignment for linear systems[J]. IEEE Trans Aerospace & Electronics Systems, 1983, 19(5): 711-729

(责任编辑: 赵海容)