飞机飞行控制律/操纵效率器多学科优化设计

张登峰 高金源

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100083)

摘 要：基于近似模型和遗传算法，针对多操纵面布局飞机提出一种对全包线飞行控制律和操纵效率器几何形状与位置进行多学科优化的设计方法.该方法采用力矩控制方式进行控制，应用鲁棒增益调参方法设计全包线飞行控制系统，利用试验设计方法和径向基神经网络响应面获取近似的气动学科模型和控制学科模型，在近似模型基础上由遗传算法获得优化的设计参数并最终获得优化的控制律和操纵效率器.以某多操纵面布局无尾飞机为例进行计算机飞行仿真验证，结果表明该方法具有可行性.

关 键 词：试验设计；飞行控制系统；鲁棒控制；近似模型；优化

中图分类号：V 221

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)05-0491-04

Multidisciplinary design optimization of flight control law and control effectors for plane

Zhang Dengfeng Gao Jinyuan

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on approximate models and genetic arithmetic, a scheme for the plane with multi-flaps was proposed to implement the multidisciplinary design optimization (MDO) of full-envelope flight control law and control effectors' geometry & their placement. The robust gain-schedule control method was applied to develop the full-envelope flight control system with the form of moment control in this scheme, and design of experiment (DOE) method as well as radial basis function nerve-network (RBF NN) response surface method was used to obtain approximate models for aerodynamics discipline and control discipline. Then the optimized design parameters were achieved with the genetic arithmetic based on approximate models, and the optimized flight control low & control effectors were finally obtained. On the computer the scheme was validated for a tailless plane with multi-flaps. The simulation result shows the feasibility of the scheme.

Key words: design of experiments; flight control systems; robust control; approximate model; optimization

NASA 自 1991 年成立多学科设计优化(MDO, Multidisciplinary Design Optimization)分部伊始，就把飞行控制问题的研究看作 MDO 研究的主要源动力之一[1].然而从发表的文献来看，已进行的飞行器 MDO 研究较多地考虑飞机的气动、结构、推力等学科的优化，而对飞机的控制较少涉及.从有关控制学科参与 MDO 的文献看[2-3]，这些研究一般没有考虑飞机全飞行包线范围内的控制律设计，而只是选取某个工作点进行设计；并且一般不考虑多个操纵效率器间的协作，未对控制力矩进行分配.本文提出一种飞行控制律/操纵效率器一体化设计方法，针对多操纵面布局结构，在全飞行包线内设计满足飞行品质要求的控制系统，使优化得到的操纵效率器和控制律更具有实用价值.

收稿日期：2007-04-23

基金项目：国家 973 基金资助项目

作者简介：张登峰(1980—)，男，湖北天门人，博士生，zhangdf@asee.buaa.edu.cn.

1 近似建模

MDO过程常需进行大量的目标函数和约束方程的计算.若在每个设计点都采用高精度模型进行计算,资源消耗将难以忍受.这种计算复杂性也是MDO面临的两大难题之一[1].这个难题可以通过近似技术有效解决.近似技术还便于学科间的通讯,并可以平滑某些学科产生的过程噪声和锯齿响应,便于采用梯度方法寻优.本文采用径向基神经网络(RBF NN, Radial Basis Function Nerve-Network)来逼近原系统.

1.1 气动学科近似模型

本文研究的操纵效率器是某翼身融合无尾飞机的机翼后端依次排列的4组操纵面,每组操纵面相对飞机对称面左右对称,并可分开控制.其中最靠外的一组操纵面可分裂张开,形成阻力方向舵.图1给出了其中一个操纵面的简图.

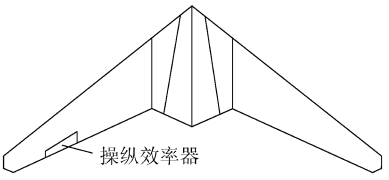


图1 操纵面简图

该飞机的外形已设计好,并已得到无操纵面偏转时的气动数据,需要计算操纵面偏转引起的力和力矩增量(操纵效率)的样本数据,并构造操纵面操纵效率的近似模型.考虑到计算效率,采用面元法来计算操纵效率样本数据.操纵面发生偏转时的全机气动数据,减去无偏转时的数据,即为操纵器效率.计算结果表明操纵面产生的气动力增量很小,因此设计时可将其忽略,这样不论操纵面几何形状如何变化,飞机在各工作点处线化模型的状态矩阵分别保持不变,从而简化了工作量.

考虑操纵面的操纵效率受到其展长 l_i、中弦长比值 T_i(操纵面中弦弦长与当地翼面弦长的比值)、中弦距飞机纵轴的距离 d_i、前缘后掠角、偏转角 δ_i 和飞行马赫数6个因素的影响,采用正交试验设计方法获取样本数据.将 δ_i 取为2水平(因素的具体取值称为水平),其余因素各取3水平,并考虑 l_i, T_i, d_i 和 δ_i 间的交互作用,选用混合正交设计表 $L_{36}(2^3\times3^{13})$ 进行设计,需计算36个样本点.获得样本数据后,利用RBF NN进行数据拟合,得到操纵面操纵效益的近似模型.

1.2 控制学科近似模型

传统的控制器设计方法采用试凑方式得到包线内控制律,效率低且不便于自动进行.本文采用20世纪90年代发展起来的鲁棒增益调参设计方法进行控制律设计[4-5].该方法将大包线非线性对象转化为一个线性参变系统(LPV, Linear Parameter Varying system),可通过求解一组线性矩阵不等式获得控制器.它能从理论上保证在所考虑的包线内控制器具有一定的鲁棒稳定性和鲁棒性能,且控制器在各点具有统一的形式,增益调度根据调参向量值自动进行,设计者不需考虑如何插值[5].

假定对象近似的LPV模型如下式:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}}(t)&=\boldsymbol{A}(\boldsymbol{p})\boldsymbol{x}(t)+\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{p})\boldsymbol{w}(t)+\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{u}(t)\\ \boldsymbol{z}(t)&=\boldsymbol{C}_1(\boldsymbol{p})x(t)+\boldsymbol{D}_{11}(\boldsymbol{p})\boldsymbol{w}(t)+\boldsymbol{D}_{12}\boldsymbol{u}(t)\\ \boldsymbol{y}(t)&=\boldsymbol{C}_2\boldsymbol{x}(t)+\boldsymbol{D}_{21}\boldsymbol{w}(t)+\boldsymbol{D}_{22}\boldsymbol{u}(t)\end{aligned}\right\}\tag{1}$$

式中,$\boldsymbol{x}(t)$, $\boldsymbol{z}(t)$ 和 $\boldsymbol{y}(t)$ 分别为系统状态向量、控制输出向量和量测输出向量;$\boldsymbol{w}(t)$ 为干扰信号;$\boldsymbol{A}(\boldsymbol{p})$, $\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{p})$, $\boldsymbol{C}_1(\boldsymbol{p})$ 和 $\boldsymbol{D}_{11}(\boldsymbol{p})$ 为适当维数的状态空间矩阵,并为调参向量 $\boldsymbol{p}$ 的线性函数;$\boldsymbol{B}_2$, $\boldsymbol{C}_2$, $\boldsymbol{D}_{12}$ 和 $\boldsymbol{D}_{21}$ 为常矩阵;$\boldsymbol{D}_{22}$ 为零矩阵.若 $\boldsymbol{B}_2$ 依赖于 $\boldsymbol{p}$,则可通过在控制输入 $\boldsymbol{u}$ 后面加一低通滤波器,得到扩展的 $\boldsymbol{A}(\boldsymbol{p})$,使新的 $\boldsymbol{B}_2$ 不含 $\boldsymbol{p}$.

若被控对象状态空间矩阵仿射依赖于 $\boldsymbol{p}(t)$,且 $\boldsymbol{p}(t)$ 在由 r 个固定顶点 $\boldsymbol{p}^i$ 形成的凸包内变动,即

$$\boldsymbol{p}(t)=\sum_{i=1}^{r}\alpha^i(t)\boldsymbol{p}^i\quad\left(\sum_{i=1}^{r}\alpha^i(t)=1,\alpha^i(t)\geqslant0\right)\tag{2}$$

可相应设计如下调参控制器:

$$\boldsymbol{K}(\boldsymbol{p})=\sum_{i=1}^{r}\alpha^i(t)\boldsymbol{K}^i\tag{3}$$

使由式(1)和式(3)组成的闭环系统稳定,并且由 $\boldsymbol{w}(t)$ 到 $\boldsymbol{z}(t)$ 的 L_2 诱导范数小于 γ,即

$$\|\boldsymbol{z}(t)\|_2<\gamma\|\boldsymbol{w}(t)\|_2\tag{4}$$

其中顶点控制器 $\boldsymbol{K}^i$ 结构如下式:

$$\boldsymbol{K}^i:\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}_{ki}(t)=\boldsymbol{A}_{ki}(\boldsymbol{p})\boldsymbol{x}_{ki}(t)+\boldsymbol{B}_{ki}(\boldsymbol{p})\boldsymbol{y}(t)\\ \boldsymbol{u}_i(t)=\boldsymbol{C}_{ki}(\boldsymbol{p})\boldsymbol{x}_{ki}(t)+\boldsymbol{D}_{ki}(\boldsymbol{p})\boldsymbol{y}(t)\end{cases}\tag{5}$$

调参控制器 $\boldsymbol{K}(\boldsymbol{p})$ 为 r 个 $\boldsymbol{K}^i$ 的线性组合.详细的证明、求解过程可参考文献[5].对本文研究的飞机,LPV模型的调参向量为动压 P_d 和高度 H,相应的顶点数为4个.

为适应该飞机多操纵面布局结构,采用力矩控制形式进行控制.控制律计算出飞机三轴所需的力矩,通过控制分配计算各操纵面的偏转量,使控制模块与操纵面隔离,充分发挥冗余控制面的潜在控制效能并提高系统鲁棒性.

经分析可知该飞机纵向和横侧向运动的耦合

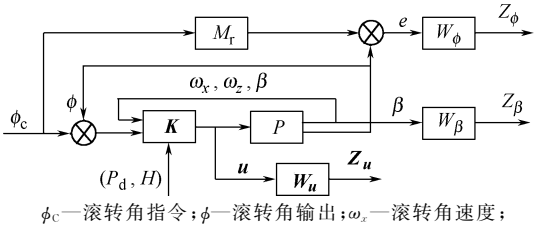
较小，故将纵向和横侧向的姿态控制系统分开设计. 以横向通道为例，其姿态角跟踪系统结构如图 2，该结构采用了模型跟踪的形式. 由于侧向力较小，这里通过控制滚转角来实现侧向轨迹跟踪或航向控制. 图 2 中理想模型为如下形式的二阶环节：

$$M_{\mathrm{r}}=\frac{\omega_{\mathrm{nh}}^2}{S^2+2\zeta_{\mathrm{h}}\omega_{\mathrm{nh}}+\omega_{\mathrm{nh}}^2} \tag{6}$$

阻尼比 ζ_{h} 和自然频率 ω_{nh} 分别在一定范围内变化，且使 M_{r} 满足军标一级飞行品质的要求. e 为滚转角输出与指令模型输出的误差. W_ϕ，W_β 和 $\boldsymbol{W_u}$ 为加权函数，分别在不同频带对控制输出向量 $\boldsymbol{z}(t)$ 的分量进行加权，它们反应了对各个物理量在不同频带范围的相对重视程度，Z_ϕ，Z_β 和 $\boldsymbol{Z_u}$ 为加权结果. W_ϕ 和 W_β 为低通环节，$\boldsymbol{W_u}$ 为对角矩阵形式的高通环节. $\boldsymbol{K}$ 为前面设计的顶点控制器的线性组合，它根据 P_{d} 和 H 调参，且满足下式：

$$\left\|\begin{matrix}Z_\phi\\ \boldsymbol{Z_u}\\ Z_\beta\end{matrix}\right\|_2<\gamma_{\mathrm{h}}\parallel\phi_{\mathrm{c}}\parallel_2 \tag{7}$$

并使 γ_{h} 最小.



ϕ_{C}—滚转角指令；ϕ—滚转角输出；ω_x—滚转角速度；ω_z—偏航角速度；β—侧滑角.

图 2　横向姿态角控制系统结构

图 2 中飞机的横向运动采用滚转力矩和航向力矩进行控制. 这里广义被控对象 P 的输入为 $\boldsymbol{u}=\{[u_1,u_2]\,|\,u_1\in[-1\quad 1],u_2\in[-1\quad 1]\}$，表示需要的滚转和偏航控制力矩分别为 $l=u_1\cdot C_{l\max}\cdot P_{\mathrm{d}}$，$n=u_2\cdot C_{n\max}\cdot P_{\mathrm{d}}$，$l$ 和 n 是多个操纵面产生的合力矩在滚转和航向的分量，$C_{l\max}$ 和 $C_{n\max}$ 为力矩系数.

飞机横向通道闭环系统的近似模型也采用试验设计方法和 RBF NN 训练获得. 在 ω_{nh}，ξ_{h}，$C_{l\max}$，$C_{n\max}$ 的不同取值处设计相应的调参控制律并仿真，获取横向性能指标 γ_{h}，e 的均方根值 e_{h}，系统平均调节时间 t_{h}. RBF NN 的输入为 ω_{nh}，ξ_{h}，$C_{l\max}$，$C_{n\max}$，输出为 γ_{h}，e_{h}，t_{h}.

飞机纵向通道的控制结构与横向类似，采用俯仰力矩进行控制，实现俯仰角的指令跟踪. RBF NN 的输入为纵向理想模型的 ω_{nz}，ξ_z 及俯仰力矩系数 $C_{m\max}$，输出 γ_z，e_z 和 t_z.

2　优化设计流程

MDO 问题往往具有多个极值点，采用数值优化技术得到的结果容易陷入局部最优. 这里选用遗传算法作为优化算法，利用前面获得的近似模型进行优化设计. 设计流程如图 3 所示.

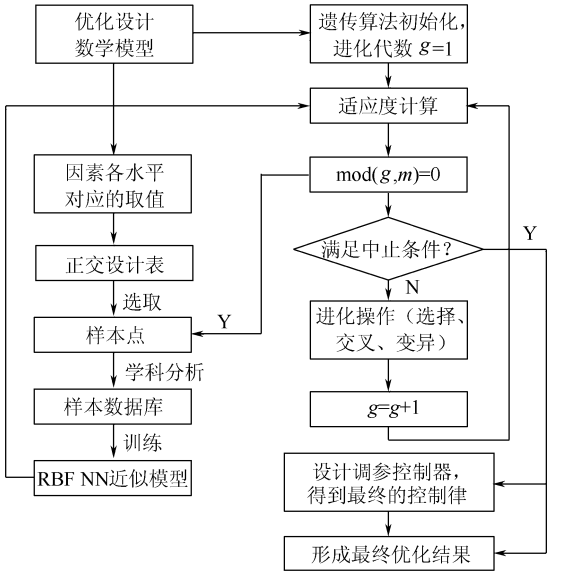


图 3　优化设计的流程图

设计步骤如下：

1）采用正交设计法确定样本点，它需要确定试验的因素、各因素的水平对应的取值、因素间的交互作用和正交设计表的选取.

2）在样本点处采用第 1 节介绍的较精确的学科分析（指根据本学科输入量，调用本学科中的所有属性分析得到一组学科属性的过程）方法进行计算，得到样本数据库，再采用 RBF NN 响应面法分别获得气动和控制学科的近似模型，组合成多学科系统的近似模型.

3）建立优化问题的数学模型，利用遗传算法对设计变量进行寻优，得到满足约束并极小化目标值的设计变量，个体适应度值根据目标函数值分配. 先利用近似模型计算出各操纵面的气动力矩系数，然后在力矩系数可达空间寻找一个最大的内接长方体子空间，该长方体顶点为（$\pm C_{l\max}$，$\pm C_{m\max}$，$\pm C_{n\max}$），且满足

$$\left.\begin{aligned}C_{m\max}&=K_{ml}\cdot C_{l\max}\\ C_{n\max}&=K_{nl}\cdot C_{l\max}\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

式中，K_{ml} 和 K_{nl} 为待优化的比例系数，分别表示 $C_{m\max}$ 和 $C_{n\max}$ 与 $C_{l\max}$ 的比值. 寻找该长方体的问题实际上就是一个控制分配问题，可按解控制分配问题的方法求解. 得到 $C_{l\max}$，$C_{m\max}$，$C_{n\max}$ 后，利用前面获得的控制学科近似模型算出控制学科的

相关量.根据设计变量值和近似模型的计算结果，得到目标值，进而计算适应度.

4）在遗传算法获得设计参数后，根据 $C_{l\max}$，$C_{m\max}$，$C_{n\max}$，ω_{nz}，ξ_{z}，ξ_{h} 和 ω_{nh} 的优化结果，通过计算得出优化的调参控制器.在上一步的优化过程中，不需对每个个体计算控制律，近似模型已经隐含了控制系统的作用.结合控制器和操纵器参数，即为最终设计结果.

为了提高设计精度，在优化过程中适当引入较高精度的学科分析.每隔 m 代对适应度较高的部分个体进行分析，若其设计变量与样本中各点的最小距离超过设定值，则在样本中添加该点，并进行学科分析.若学科分析结果与近似模型计算结果的差值超过设定值，则更新近似模型.

3 案例分析

对于所研究的多操纵面布局无尾飞机，按第2节介绍的流程进行优化设计.第3）步中遗传算法需优化的问题如下：

$$\begin{aligned}
&\text{find } \boldsymbol{X}=(y_0,l_1,d_{12},l_2,d_{23},l_3,d_{34},l_4,\\
&c_1,c_2,c_3,c_4,\Gamma_1,\Gamma_2,\Gamma_3,\Gamma_4,\omega_{\mathrm{nz}},\xi_{\mathrm{nz}},K_{ml},K_{nl})\\
&\min\ v=(\gamma_{\mathrm{z}},\gamma_{\mathrm{h}},e_{\mathrm{z}},e_{\mathrm{h}},t_{\mathrm{z}},t_{\mathrm{h}},s_1,s_2,s_3,s_4)\cdot\boldsymbol{w}'\\
&\text{s.t.}\begin{cases}\Gamma_i\in[\Gamma_{\min}\quad\Gamma_{\max}] & i=1,\cdots,4\\ X_i\geqslant 0 & i=1,\cdots,22\\ \boldsymbol{G}(\boldsymbol{X})\leqslant 0\\ C_{l\max}>C_{lm},C_{m\max}>C_{mm},C_{n\max}>C_{nm}\end{cases}
\end{aligned}$$

式中，y_0 为第1个操纵面在展向的起始位置；l_i 为操纵面 i 的展长；d_{ij} 为操纵面 i 和 j 的间距；c_i 和 Γ_i 分别为中弦比值及前缘后掠角；s_i 为操纵面 i 的面积；$\boldsymbol{w}$ 为权值向量；$\boldsymbol{G}$ 为约束条件.约束条件用于满足位置、几何尺寸、结构、控制等的限制.优化计算时采用罚函数法处理约束条件.

遗传算法经100代运算后得到优化的操纵效率器几何形状和位置关系，以及控制学科的跟踪模型和 K_{ml}，K_{nl}.根据遗传算法优化结果计算出各个顶点控制器.这样即可得到优化的全包线飞行控制律和操纵效率器.

在飞行包线内选取的24个网格点处对10°俯仰角和滚转角的阶跃指令响应分别如图4和图5所示，仿真考虑了舵面的速率和位置限制.仿真结果表明设计可满足机动性能要求，并使系统具有满意的响应特性.

控制器的输出 $\boldsymbol{u}$ 为控制力矩与最大力矩系数（这里指前文提到的 $C_{l\max}$ 等）和 P_{d} 乘积的比值，可以很方便地通过控制分配实现多个操纵效率器的协作，从而发挥出操纵效益器的最佳效能.

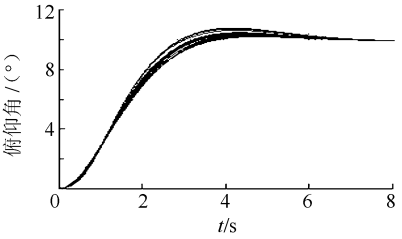


图4 俯仰角阶跃响应

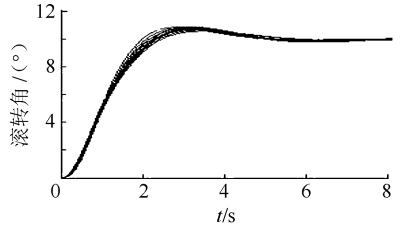


图5 滚转角阶跃响应

4 结 论

本文针对多操纵面布局飞机的飞行控制律/操纵效率器多学科设计优化展开了研究，并提出了一种解决方法，实现了控制学科参与MDO过程.应用鲁棒增益调参控制设计方法可在全飞行包线范围得到优化的控制律，使设计结果更具有实用性.为解决计算复杂性难题，对相关学科的近似模型进行了研究，并用RBF NN予以实现.在近似模型基础上采用遗传算法获得了优化结果.对多操纵面布局无尾飞机的设计结果表明了本方案的有效性.还可将其它优化算法与遗传算法结合起来以获得更高效的优化结果.

参考文献（References）

[1] AIAA White Paper. Current state of the art: multidisciplinary design optimization[R]. AIAA MDO Technical Committee, 1991

[2] 吴志刚，杨超.机翼的气动伺服弹性设计优化研究[J].航空学报，2006，27(4)：570－573
Wu Zhigang, Yang Chao. Aeroservoelastic design optimization of flexible wings [J]. ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4):570－573(in Chinese)

[3] Ruben E P, Hugn H W L. Flight dynamics and control multidisciplinary integration in aircraft conceptual design optimization[R]. AIAA-2004-4435, 2004

[4] Apkarian P, Gahinet P, Becker G. Self-scheduled H_∞ control of linear parameter-varying systems: a design example [J]. Automatica, 1995,31(9): 1251－1261

[5] 王勇.调参控制器设计方法在直升机控制律设计中的应用[D].北京：北京航空航天大学自动控制系，2001
Wang Yong. Study of scheduling controller design for parameter-varying plant and its application to glight control system[D]. Beijing: Dept of Automatic Control, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001(in Chinese)

（责任编辑：赵海容）