

文章编号: 1000-8055(2000) 03-0331-03

利用神经网络设计航空发动机 全包线最优控制器

郭迎清 章 泓 杨云波 高光良

(西北工业大学 航空动力与热力工程系自动控制教研室, 陕西 西安 710072)

摘要: 本文提出一种用神经网络拟合飞行条件、发动机工况与发动机最优控制器参数之间关系, 从而设计适合于全飞行包线范围内发动机最优稳态控制器的方案。该方案可以针对发动机分段线性化模型, 利用成熟的线性控制设计方法设计非线性控制器, 且控制器结构简单、实时性好。仿真结果表明, 所设计的发动机控制系统在整个飞行包线内的设计点及非设计点均具有良好的性能。

关键词: 航空发动机; 神经网络; 多变量控制

中图分类号: V 233.7

文献标识码: A

1 引言

设计适合于全飞行包线范围内的发动机控制器, 一般的做法是将其划分为多个子区间, 在每个子区间内选择典型点作为控制器设计的标称点, 在这些点针对发动机线性化模型采用线性控制理论方法设计控制器, 最后对控制器参数进行分段处理来构造全飞行包线发动机控制器, 但在远离标称点的分段边界往往控制器性能难以保证, 并且控制器性能与实时性难以同时很好解决^[1]。

本文提出利用一组神经网络来拟合飞行包线子区间标称点处飞行条件、发动机工况与控制器参数之间的关系。只要对神经网络进行充分训练, 就能保证所有设计标称点处控制器性能优良; 利用神经网络良好的泛化能力, 只要标称点足够多, 训练后的神经网络就能在任何非设计点给出合理的控制器参数, 使非设计点控制器性能同样满意。由于该神经网络采用的是离线学习, 因此网络训练样本的多少、学习次数的多少不影响控制器的实时性。采用这种思路, 可以利用成熟的线性控制理论设计非线性控制系统实时控制器, 当然这些非线性系统必须可以分段线性化。

2 在设计点发动机最优控制器设计

某涡喷发动机, 在给定飞行条件、非加力状态点, 发动机线性状态空间模型可表示为:

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad y = Cx + Du \quad (1)$$

其中: $x = [\bar{n}_L, \bar{n}_H]^T$, $u = [\bar{m}_f, \bar{A}_e]^T$, $y = [\bar{n}_L, T_3^*]^T$, $\bar{n}_L, \bar{n}_H, \bar{m}_f, \bar{A}_e, T_3^*$ 分别表示发动机低压、高压转子转速、主供油量、尾喷口面积、涡轮前总温相对变化量。对应不同的油门杆角度(即发动机状态不同), 系数矩阵 A, B, C 和 D 取值不同。

根据最优控制理论, 在某稳态设计点利用 Matlab^[2] 设计出发动机线性二次型最优调节器, 最优控制为:

$$u = -Kx \quad (2)$$

其中: $K = [k_{ij}]_{2 \times 2}$ 是反馈增益矩阵, k_{ij} 即控制器参数。在飞行包线内任意稳态点, 发动机状态空间模型(1)中的4个系数矩阵 A, B, C 和 D 取决于飞行条件(如飞行高度 H 和马赫数 Ma)及发动机工作状态。从而最优反馈增益矩阵 K 是飞行高度 H , 马赫数 Ma 及发动机工作状态的函数^[3]。

3 飞行包线的划分及设计点的选取

某双转子涡喷发动机飞行包线如图1。根据

飞行高度 H 及马赫数 Ma 将飞行包线划分成若干子区域, 在各子区域选定一标称飞行条件, 然后在每个标称飞行条件下、发动机某稳定工作状态

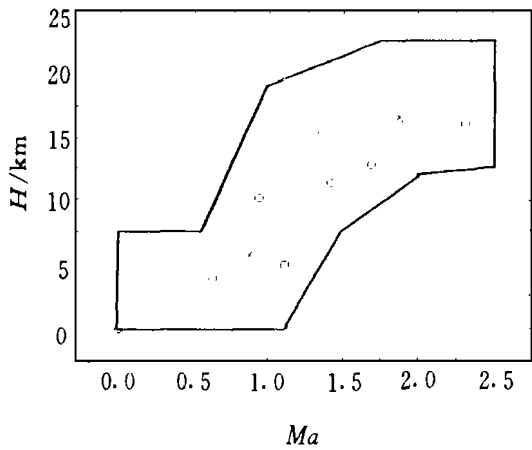


图 1 发动机飞行包线及标称设计点
点选取为标称设计点(9 个), 图中用小圆圈表示。然后在每个标称设计点求得形式同(1)的线性状态空间模型, 进而依照 2 中原理, 设计出这些点对应的反馈增益矩阵 K 。得到 9 个对应不同飞行条件、不同发动机状态时的控制器增益阵。它们将作为训练样本, 用于训练神经网络, 以拟合飞行条件、发动机状态与控制器参数之间的关系。

4 全包线最优控制系统结构及仿真

我们用 4 个同样结构的典型三层前向 BP 网络来分别逼近飞行条件(H, Ma)、发动机状态与控制器增益 K 中元素 k_{ij} 间的关系。每个神经网络结构为 3-4-1, 输入为 $H, Ma, PCNL$, 输出为 k_{ij} 。
每个神经网络均以 3 中得到的 9 个样本点进行训练, 网络训练采用 Levenberg-Marquardt 方

法^[4](简称 L-M 方法)。表 1 是经过 50 次训练后的神经网络输出与样本对照结果, 两者结果非常接近, 说明该神经网络逼近精度已足够高。

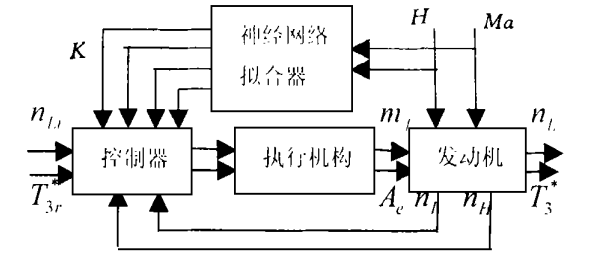


图 2 发动机全飞行包线控制系统结构图

发动机全飞行包线控制系统如图 2 所示。这里将主供油执行机构及尾喷管执行机构简单地考虑为一阶惯性环节, 其传递函数分别为:

$1/(0.1s + 1)$, $1/(0.3s + 1)$

从表 1 中知道, 在所选择的 9 个设计点处, 神经网络输出的控制器参数与针对该设计点设计的控制器参数非常接近, 只要线性控制器性能优良, 则可以保证图 2 控制系统在全部 9 个设计点附近性能优良。下面通过仿真验证该控制系统在非设计点的性能。

图 3、图 4 中曲线分别为该控制器在飞行包线内非设计点($H = 6, Ma = 0.8, PCNL = 0.87$, 图 1 中 $\times$ 表示)及非设计点($H = 17, Ma = 1.9, PCNL = 0.92$, 图 1 中 $\times$ 表示)对应飞行条件下发动机高低压转子转速调节过程, 对应的控制作用量($\bar{m}_f$ 及 $\bar{A}_e$)变化曲线。可以看出, 在此两非设计点, 状态收敛速度快、过程平稳, 控制作用量可实现。说明该控制系统具有相当良好的控制效果, 并且由于系统结构简单、计算量较小, 易于实现实时

表 1 神经网络输出反馈增益阵与增益阵样本值对照表

飞行条件			增益阵样本值				网络输出反馈增益阵			
H	Ma	$PCNL$	K_{11}	K_{12}	K_{21}	K_{22}	K_{11}	K_{12}	K_{21}	K_{22}
0	0.00	0.95	0.8829	1.1334	0.7908	0.2181	0.8870	1.1368	0.7973	0.2135
5	1.20	0.86	0.8747	1.1342	0.9283	0.1173	0.8666	1.1338	0.9254	0.1187
13	1.70	0.98	0.8527	1.1733	0.8567	0.1343	0.8565	1.1769	0.8424	0.1519
17	2.30	0.98	1.0909	0.9401	0.7347	0.2579	1.0838	0.9469	0.7393	0.2547
12	1.30	0.98	1.0140	0.9896	0.8537	0.1908	1.0227	1.0088	0.8664	0.1744
11	0.85	0.82	0.5823	0.7631	1.4689	0.0317	0.5847	0.7699	1.4617	0.0314
16	1.25	0.98	1.0106	1.0311	0.9420	0.1039	0.9891	1.0174	0.9342	0.1127
19	1.80	0.95	1.0137	1.0225	0.9270	0.0541	1.0293	1.0315	0.9324	0.0534
4.5	0.65	0.75	0.6607	0.7970	0.2608	0.1728	0.6613	0.7993	0.2658	0.1743

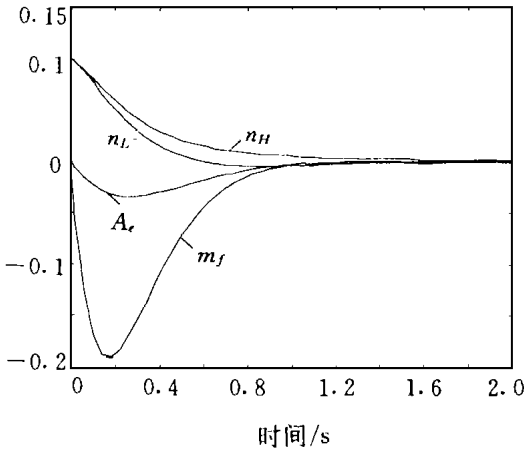


图 3 非设计点($H = 6, Ma = 0.8$) 状态调节过程
和控制量变化过程

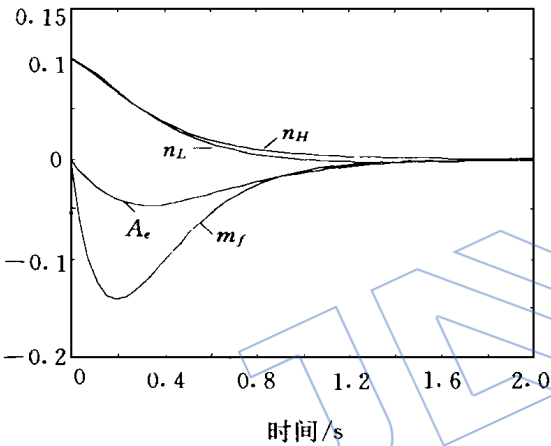


图 4 非设计点($H = 17, Ma = 1.9$) 状态调节过程
和控制量变化过程

控制。

5 结 论

本文提出一种适于全飞行包线范围的航空发动机最优控制器设计新方法。首先根据飞行高度及马赫数将飞行包线适当分区, 在每个子区内选定一个标称设计点, 将发动机非线性模型在设计点进行线性化, 再利用成熟的线性控制方法设计适合于设计点附近的反馈增益矩阵, 即发动机控制器参数。最后利用神经网络拟合飞行条件、发动机工况与发动机控制器参数间关系, 从而可以得到适合于整个飞行包线范围的发动机最优稳态调节器。仿真表明, 该方法可行, 控制器性能优异。这种思想可以推广到任何可分段线性化的复杂对象的大范围非线性控制器的设计。

参 考 文 献

1 J. Neidhoefer and K. Krishnakumar. Nonlinear Control Using Neural Approximators With Linear Control Theory [P]. AIAA- 97- 3536

2 薛定宇著. 控制系统计算机辅助设计-MATLAB 语言及应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1996

3 阎文博, 陶涛. 鲁棒控制问题中航空发动机飞行包线区域的划分[C]. 第九届航空动力自动控制专业学术论文集, 1998, 10: 86- 89

4 施阳等编著. MATLAB 语言工具箱-TOOLBOX 实用指南 [S]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998

(责任编辑 王震华)

The Design of Aero-engine Optimal Controller Suitable for All Flight Envelope with Neural Network Approximator

Guo Yinqing, Zhang Hong, Yang Yunbo, Gao Guangliang

(7th Dept. Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An aero-engine optimal control scheme is presented, which is suitable for all points in the engine whole flight envelope with a neural network approximator. Firstly, local controllers are designed according to local linear models around some design-points. Then a neural network approximator is trained to imitate the relation between the parameters of local optimal controllers and the flight conditions and the states of the engine. Finally, a global nonlinear controller is obtained with this approximator. In this approach, nonlinear control system can be designed by the use of many mature linear control methods. And the control system has simple structure, is easy of real-time realization. The simulation results show that the aero-engine control system has excellent characteristics in both design and non-design points in whole flight envelope.

Key words: aero-engine; neural network; optimal control