

文章编号:1000-8055(2012)02-0445-05

用于控制器分区设计的发动机飞行包线区域最优划分

李述清^{1,2}, 张胜修¹, 胡卫红³

- (1. 中国人民解放军第二炮兵工程学院 303 教研室, 西安 710025;
2. 中国人民解放军 96111 部队, 陕西 韩城 715400;
3. 中国人民解放军第二炮兵驻第 31 研究所军代室, 北京 100074)

摘 要: 结合最优化理论和线性系统理论, 对控制问题中航空发动机飞行包线区域划分方法展开了研究. 首先基于小偏离线性动态模型, 根据线性系统理论, 将发动机动态特性的摄动归为线性模型的状态矩阵特征值和稳态增益的摄动来表征. 然后在此基础上, 定义了一种广义距离以表征发动机动态特性的摄动程度, 并以定义了区域的划分原则. 继而提出将飞行包线区域划分问题转化为一个基于该广义距离的最优化问题. 最后就某型涡扇发动机情形, 对其飞行包线区域进行了划分计算, 并对划分区域内发动机线性模型摄动进行了比较. 结果表明该区域划分和标称点选择方法的有效性.

关 键 词: 航空发动机; 飞行包线; 标称点; 最大覆盖; 优化

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Partition optimization in the flight envelope for control design of aero-engines

LI Shu-qing^{1,2}, ZHANG Sheng-xiu¹, HU Wei-hong³

- (1. Staff-Room 303, The Second Artillery Engineering College, People's Liberation Army, Xi'an 710025, China;
2. The United 96111, People's Liberation Army, Hancheng Shaanxi 715400, China;
3. The Second Artillery Military Delegation in the 31st Research Institute, People's Liberation Army, Beijing 100074, China)

Abstract: According to the optimization theory and linear system theory, the method of flight-envelope optimization partition for aero-engines is researched. First, linear state variable mode (LSVM) was used to describe aero-engine's dynamic characteristic of small perturbation on steady operating point, and the perturbation between LSVMs was denoted by the perturbation of coefficient matrix eigenvalues and low-frequency gains of the LSVMs. Then, a general distance based on the perturbation of eigenvalues and low-frequency gains of the LSVMs was put forward. And the problem of dividing the flight envelope and selecting the nominal points in a flight envelope was translated into a most overlay problem. Thus, based on the general distance, a set of least number of nominal points could be found to divide the flight envelope by using optimizing method. Last, a flight envelope area of a turbofan engine was divided by using this method, and the results indicated that this method was proper.

收稿日期: 2011-01-12; 修订日期: 2011-07-08

作者简介: 李述清(1981—), 湖南洪江人, 博士生, 助理工程师, 研究方向为航空发动机建模与控制.

E-mail: lsq-hunan@163.com

Key words: aero-engine; flight envelop; nominal point; most overlay; optimize

航空发动机的动态过程具有十分复杂的非线性特性^[1-2]. 通常根据非线性模型获得其小偏差线性动态模型, 继而进行控制器设计. 小偏差线性动态模型对于一般工程问题而言具有一定精度的近似, 也便于解决工程问题, 但是一般适用于研究稳态点附近小范围内, 不适用于全飞行包线范围内描述发动机特性^[3]. 因此对整个飞行包线区域的划分以及每个分区内标称点的选取也就显得很有意义.

传统方法是将飞行包线区域根据经验划分为多个较规则的多边形(例如矩形)区域, 并将趋于中心位置(或根据一定规则在区域内选点)作为标称点, 并基于该标称点进行控制器设计^[4-5]. 这种划分方法步骤简单, 便于管理^[4], 但没有考虑到发动机实际工作特性随外界环境(主要是飞行高度和马赫数等)的变化而会发生较大变化, 这正是发动机典型非线性特性的体现, 相应也就会大大削弱上述方法所得控制器在全飞行包线内的适应性. 同时区域划分个数的多少缺乏定性及定量的依据, 且对性能和经济性也欠缺综合考量.

文献^[4]中提出先按动压等高线对飞行包线进行区域划分, 然后根据发动机状态方程的系数矩阵奇异值定义一定“距离”指标选取划分区域中的标称点. 文献^[5-6]则根据发动机进口气流总温、总压参数划分. 文献^[7]则提出根据发动机线性状态变量模型的系数矩阵 A 特征值摄动划分; 但是仅仅考虑矩阵 A 是不合理的, 因为 A 只决定系统的稳定性(是否稳定)以及响应类型(单调、振荡等), 而在控制问题中十分关注的稳态增益还与系数矩阵 B 有关, 而文献^[7]却未考虑.

可见对于飞行包线区域的“选点”和“分区”, 本是两个相互独立又相互依赖的问题, 但上述研究中将其作为单独的两个问题来分别研究, 而未能将之作为一个整体加以系统研究. 为此本文将这两个主要问题整合为一个优化问题来综合考虑, 并从优化的角度, 结合定性定量方法, 给出关于飞行包线区域划分和标称点位置优选的一个新思路.

1 飞行包线区域划分方法

对某型由调节燃油油量控制的双转子涡扇发动机, 其非线性状态空间模型可用如下形式表述^[1,8-9]:

$$\begin{cases} \dot{N}_h = f_1(N_h, N_l, W_f, T_{t2}, p_{t2}) \\ \dot{N}_l = f_2(N_h, N_l, W_f, T_{t2}, p_{t2}) \\ y = f_3(N_h, N_l, W_f, T_{t2}, p_{t2}) \end{cases} \quad (1)$$

其中 N_h, N_l, W_f, T_{t2} 和 p_{t2} 分别表示涡扇发动机高、低压转子转速、燃油流量、发动机进口截面空气总温和总压, y 为所关注的发动机部分输出参量. 在稳态点发动机小偏离线性状态模型为

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x} &= A \Delta x + B \Delta u \\ \Delta y &= C \Delta x + D \Delta u \end{aligned} \quad (2)$$

其中状态 $\Delta x = x - x_0$, 输入 $\Delta u = u - u_0$, 输出 $\Delta y = y - y_0$, $x = [N_l, N_h]^T$, $u = W_f$, 下标 0 对应表示稳态点值, A, B, C, D 为系数矩阵. 相应可计算模型输入—输出稳态增益 K , 及系数矩阵 A 的特征值 λ_1, λ_2 .

特征值 λ_1, λ_2 和稳态增益 K 一起反映了系统的基本响应特性, 下面给出发动机在飞行状态 (H_1, Ma_1) 处线性模型 $G_1(H_1, Ma_1)$ 相对某标准状态 (H_0, Ma_0) 处线性模型 $G_0(H_0, Ma_0)$ 的偏差程度的一种定量描述形式

$$d^*(G_0, G_1) = \left[\frac{(\lambda_1)_1 - (\lambda_1)_0}{(\lambda_1)_0}, \frac{(\lambda_2)_1 - (\lambda_2)_0}{(\lambda_2)_0}, \frac{(K)_1 - (K)_0}{(K)_0} \right]_{\infty} \quad (3)$$

其中下标 $(\cdot)_0, (\cdot)_1$ 分别表示对应线性模型 G_0, G_1 的参量值.

由此进一步给出区域划分准则

$$d^*(G_0, G_1) \leq \varepsilon \quad (4)$$

其中 ε 表示距离阈值. 参量 d^* 综合反映了 G_1 相对 G_0 的差异, 即 (H_1, Ma_1) 状态相对 (H_0, Ma_0) 状态的差异. ε 则定量反映了该划分区域内发动机线性模型差异的最大程度. 于是根据式(4), 当某状态点与标称点间广义距离 $d^* \leq \varepsilon$, 就认为该状态点与标称点可划归在同一区域内.

本文将飞行包线区域记作 Σ , 并考虑划分为 n 个区域, 即需在 Σ 内选取 n 个标称点, 记为 $B = \{B_i, i = 1, 2, \dots, n\}$, B_i 为标称点, 相应得划分区域 G_i . 于是区域 $\Omega = \bigcup_{i=1}^n G_i$ 对 Σ 有一定的覆盖, 记为 $G(B, \varepsilon)$. 这里称 G_i 为 B_i 实现的子覆盖域, Ω 为 B 的联合覆盖域. 显然 Ω 存在极大值, 即 $\Omega^* = \max_{\{B_j, j=1, 2, \dots, n\}} \{\Omega\}$, 记作 $\Omega^*(n, \varepsilon)$, 表示在距离阈值 ε 条件下 n 个标称点所能达到的最大覆盖.

由此可将飞行包线区域划分和标称点选择问

题可转化为一个最大最小优化问题:选择布置尽量少的标称点 $B_i(i=1,2,\cdots,n)$, 使得其联合覆盖域 Ω 对飞行包线区域 Σ 完全覆盖, 即

$$\min_n \left\{ \max_{\{B_j, j=1,2,\cdots,n\}} \{ \Omega \} = \Sigma \right\} \tag{5}$$

有时可只需考虑覆盖比例不低于一定比例即可, 于是式可转换为如下形式:

$$\min_n \{ \alpha^*(n, \epsilon) \geq \Phi \} \tag{6}$$

其中

$$\alpha^*(n, \epsilon) = \frac{\Omega^*(n, \epsilon)}{\Sigma},$$

$$\Omega^*(n, \epsilon) = \max_{\{B_j, j=1,2,\cdots,n\}} \{ \Omega \}$$

$\alpha^*(n, \epsilon)$ 表示在距离阈值 ϵ 条件下 n 个标称点所能达到的最大覆盖率, Φ 为最低覆盖率指标.

2 设计举例

2.1 $\alpha^*(n, \epsilon) \sim n$ 曲线及最小 n 值的确定

图 1 中给出了在距离阈值 ϵ 分别取值 0.10, 0.15 的条件下, $\alpha^*(n, \epsilon)$ 随 n 变化曲线. 其中 $\alpha^*(n, \epsilon)$ 采用遗传算法求解^[10-11], 即以覆盖率为优化指标, 以各标称点 B_i 坐标 (H_i, Ma_i) 为优化变量, 由此得到最大覆盖率 $\alpha^*(n, \epsilon)$ 及各 B_i 坐标 (H_i, Ma_i) . 通过大量计算, 本文获得 ϵ, n 和 α^* 间的变化关系, 如图 1 所示.

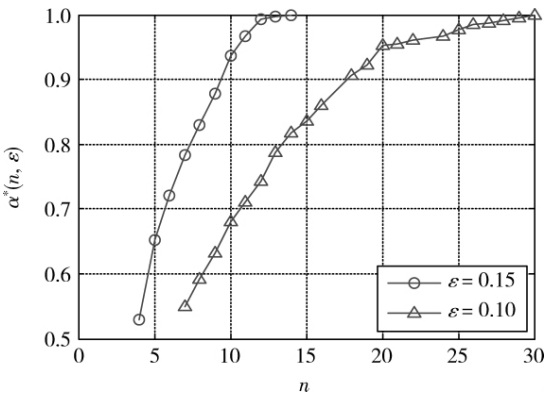


图 1 最大覆盖率关系曲线

Fig. 1 $\alpha^*(n, \epsilon)$ curve with different n and ϵ

一方面, 图 1 中直观反映了阈值 ϵ 对最大覆盖率的影响: 阈值 ϵ 越小, 最大覆盖率也越小. 例如, 在相同标称点个数 $n=10$ 情形下, $\alpha^*(10, 0.10)=0.6810$, 而 $\alpha^*(10, 0.15)=0.9357$, 如图 1 中所示. 另一方面, α^* 随着 n 的增加而增加, 并逐渐趋于其最大值 1, 这一现象与实际是一致的.

另外图 1 中给出了两条不同 ϵ 值条件下的 $\alpha^*(n, \epsilon) \sim n$ 曲线. 于是根据预期的 Φ 及 ϵ 条件,

可确定相应的最小 n 值. 比如若取值 $\Phi=0.99$, 根据图 1 找到 ϵ 取值对应满足 $\alpha^*(n, \epsilon) \geq \Phi$ 条件的最小 n 值, 如表 1 所示. 由此间接地解决问题, 亦不失一种可取的思路.

通过上述研究, 根据 ϵ, n, Φ 及 α^* 参量的物理意义及其相互间的定性关系, 可以通过实际试算, 获得类似图 1 的 $\alpha^*(n, \epsilon) \sim n$ 曲线, 然后采用同样表 1 中的分析思路, 即可最终选定合适的参量取值, 并得到最佳的标称点分布位置. 该思路一方面可以方便对参数的选取, 另一方面可以回避了直接求解式(5)中的最大最小优化问题的难度.

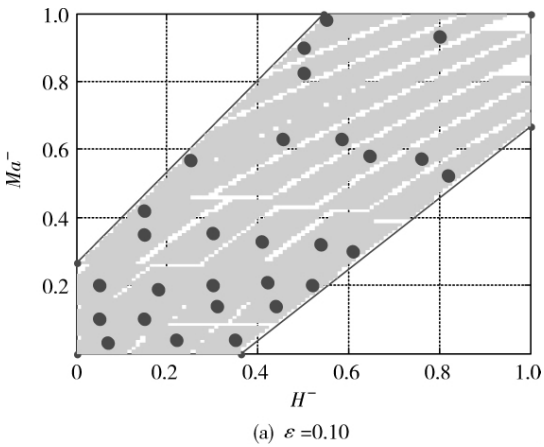
表 1 根据 $\alpha^*(n, \epsilon)$ 曲线确定最小 n 值

Table 1 Minimal n on the $\alpha^*(n, \epsilon)$ curve

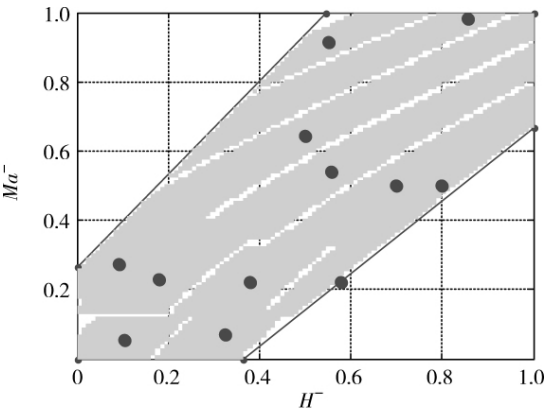
Φ	ϵ	最小 n	实际覆盖率 $\alpha^*(n, \epsilon)$
0.99	0.10	28	0.9904
	0.15	12	0.9931

2.2 标称点及划分区域覆盖特性

下面就所得两组最优覆盖情形 $\alpha^*(12, 0.15)$ 和 $\alpha^*(28, 0.10)$ 为例, 其标称点位置分布如图 2 所示.



(a) $\epsilon=0.10$



(b) $\epsilon=0.15$

图 2 最优标称点分布及总体覆盖效果

Fig. 2 Nominal points distribution

其中坐标轴 H^- , Ma^- 分别为实际高度 H 和马赫数 Ma 的归一化值, 实心点表示优化标称点位置, 阴影区域即为联合覆盖区域. 标称点分布没有明显的规律, 这与传统的有规律的矩形分区形成显著差别.

2.3 不同 ϵ 条件的划分区域覆盖

作为举例, 考虑某一飞行状态 B_0 处, 分别在 ϵ 取值 0.10 和 0.15 情况下, 所得划分区域的覆盖情况, 如图 3 所示. 所得划分区域大致沿 45° 方向呈近似平行四边形. 根据大气特性及涡扇发动机速度/高度特性^[12], p_{t2} , T_{t2} 随 Ma 增加而增加, 但随 H (一般 <11 km) 增加而减小. 因此也就形成图中所示沿 45° 方向长条形状. 另外 $\epsilon = 0.15$ 对应所得子覆盖区域比 $\epsilon = 0.10$ 时的要大, 这与 ϵ 表征覆盖区域范围大小的特性一致.

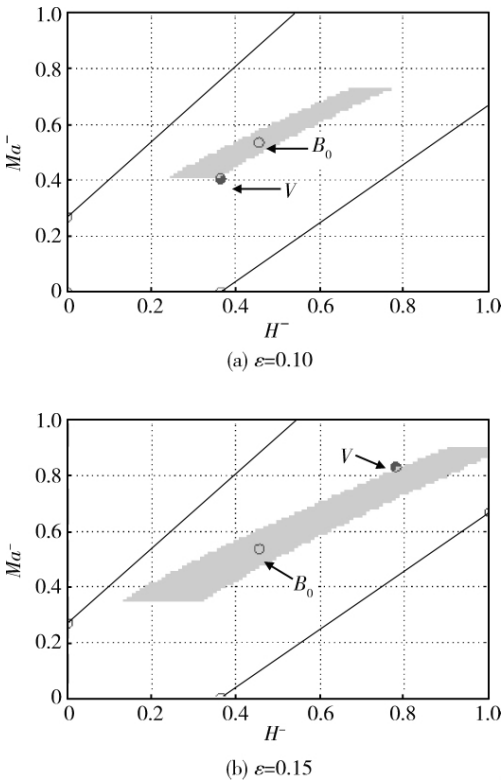


图 3 标称点 B_0 的覆盖效果

Fig. 3 Overlay of nominal points B_0

另外图 3 中点 V 表示标称点 B_0 所覆盖划分区域内距 B_0 点广义距离最大的点. 显然对于同一 B_0 点, 由于 ϵ 值不同, V 点位置也会不同, 记作 $V(\epsilon)$. 表 2 中给出 B_0 和 $V(0.10)$, $V(0.15)$ 处该型涡扇发动机在高压转子换算转速百分数在 100% 条件下的发动机传递函数、稳态增益及线性状态模型状态系数矩阵特征值.

表 2 B_0 和 V 处涡扇发动机线性模型比较

Table 2 LSVMs at points B_0 and V

状态点	传递函数	稳态增益	特征值
B_0	$\frac{5.63s+2.163}{s^2+2.532s+0.783}$	2.762	-2.171 -0.360
$V(0.10)$	$\frac{5.499s+2.592}{s^2+2.574s+0.8629}$	3.037	-2.174 -0.326
$V(0.15)$	$\frac{3.979s+2.096}{s^2+2.594s+0.8924}$	2.348	-2.185 -0.408

显然状态 $V(0.10)$ 与 B_0 处发动机传递函数系数值、稳态增益及状态系数矩阵特征值差异相比 $V(0.15)$ 处的较小, 这也反映出通过 ϵ 取值可以有效控制划分区域内模型的差异程度.

下面图 4 进一步给出状态 B_0 和 $V(0.10)$, $V(0.15)$ 处发动机线性模型 Bode 曲线图比较. 显然 $\epsilon = 0.10$ 时所得划分区域内发动机模型差异比 $\epsilon = 0.15$ 时的较小, 这与表 2 分析结果一致.

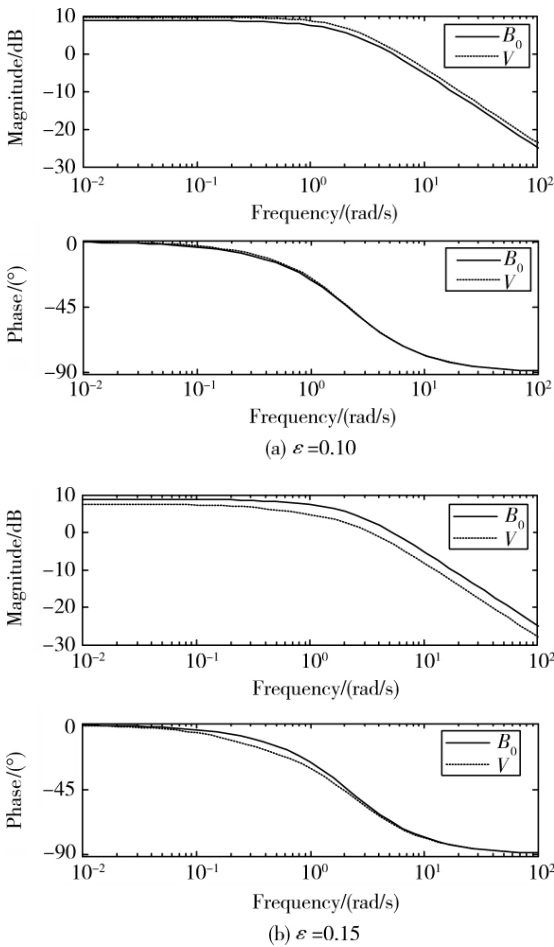


图 4 标称点 B_0 与 V 处模型 Bode 图比较

Fig. 4 Bode diagram of the LSVMs at point B_0 and V

3 结 论

本文引入最优化理论的思路,对控制问题中航空发动机飞行包线区域划分问题提出了一种新思路.首先基于小偏离线性动态模型,根据线性系统理论,用线性模型状态矩阵特征值和稳态增益的摄动来表征发动机动态特性的差异.继而在此基础上定义了一种广义距离,并给出了区域的划分原则.然后引入最优化的思路,将飞行包线区域内标称点位置选取和区域划分两个问题结合为一个整体,并转化为一个基于上述广义距离的最大最小优化问题.最后以某型涡扇发动机为例,对其飞行包线区域进行了划分,并从线性模型的传递函数系数、稳态增益、状态系数矩阵特征值以及奇异值多个方面比较,检验了本文方法的有效性.

参考文献:

- [1] 樊思齐,徐芸华.航空推进系统控制[M].西安:西北工业大学出版社,1995.
- [2] Frederick D,Garg S,Adibhatla S. Turbofan engine control design using robust multivariable control technology[R]. AIAA-96-2587,1996.
- [3] SUN Jianguo,Vasilyev V,Hvasov B.现代航空发动机多变量控制系统[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [4] 李中建.大包线飞行控制系统鲁棒设计研究[D].西安:西北工业大学,2000.
- [5] 陶涛.航空发动机鲁棒控制研究[D].西安:西北工业大学,1997.
- [6] 李剑,谢寿生,丁康乐.航空发动机全飞行包线小偏差动态数学模型[J].空军工程大学学报,2002,3(5):12-16.
LI Jian,XIE Shousheng,DING Kangle. Research on small perturbation dynamics mathematical model in whole flight envelope for aeroengine[J]. Journal of Airforce Engineering University,2002,3(5):12-16. (in Chinese)
- [7] 王进,李剑,谢寿生.航空发动机控制问题研究中飞行包线区域的划分方法[J].航空动力学报,2003,18(3):436-439.
WANG Jing,LI Jian,XIE Shousheng. Flight envelope division method in aeroengine control study[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(3):436-439. (in Chinese)
- [8] 赵延渝.航空发动机数学模型[J].电子科技大学,2005,34(4):545-547.
ZHAO Tingyu. Aeroengine's mathematical model[J]. Journal of UEST of China,2005,34(4):545-547. (in Chinese)
- [9] 王海泉,郭迎清,李睿,等.航空发动机全飞行包线鲁棒控制器设计研究[J].测控技术,2009,28(5):48-51.
WANG Haiquan,GUO Yingqing,LI Rui,et al. Design of full flight envelop controller for aero-engine[J]. Measure and Control Technique,2009,28(5):48-51. (in Chinese)
- [10] 王小平,曹立明.遗传算法:理论、应用与软件实现[M].西安:西安交通大学出版社,2001.
- [11] LI Songlin,SUN Jianguo. Application of genetic algorithm to solving nonlinear model of aeroengine[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2003,16(2):69-72.
- [12] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.