

基于频率响应的纵向等效系统辨识方法

董彦非¹, 李嘉林², 张恒喜¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 空军工程大学 科研部, 陕西 西安 710051)

摘要:在对比分析三种等效系统方法的基础上,从中选择了效果较好的系统辨识方法。以某第三代战斗机的纵向模态特性为例进行了计算,验证了该方法的可行性。

关键词:等效系统;纵向飞行品质;模态特性

中图分类号:V212.12 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2003)04-0069-04

随着气动力布局、结构、动力系统等方面的先进技术用于扩大飞机的飞行包线范围以及飞行控制技术的日益完善,在飞机特别是现代超音速战斗机的设计中广泛采用了复杂的飞行控制系统和飞机的组合,以得到优良的飞行性能和飞行品质。描述这种飞机与控制系统组合的线性数学模型,其特征方程通常可达20阶以上,成为高阶系统。为了计算和评估此类高阶系统的飞行品质,国内外广泛采用与此类高阶系统等价的低阶系统参数进行。

所谓等效系统的概念,即认为高阶系统所描述的飞机对于驾驶员操纵的反应特性,类似于描述某无增稳器飞机的低阶系统的操纵反应特性,故可认为此低阶系统为对应高阶系统的等效系统,可以用它来分析、评定高阶系统的飞行品质。

求高阶系统的等效系统就是对高阶动力学系统进行降阶处理。但这种降阶是有条件的,即必须使降阶后的低阶形式具有经典飞机的动力学形式,且等效系统与原高阶系统在相同初始条件下,加入相同输入量,两者时间响应该是基本一致的^[1]。

1 等效系统建模方法

根据计算需要,本文重点对两类(3种)等效系统(模型降阶)方法作了对比分析。

1.1 模型降阶方法

1.1.1 Pade 算法

这是一种基于传递函数的降阶算法(又称模型化简方法)。此算法的中心思想是在保留原系统的主导特征值前提下忽略次要因素以达到降低系统阶次的目的。

经过实际检验,发现该算法在系统特征值差别较大,主次分明时降阶效果较好;但在系统特征值差别不明显时,降阶效果很差。而对于高阶系统的飞机,虽然单个非主导极点对飞机运动的影响较小,但多个非主导极点所对应的运动模态对飞机运动的共同作用却是飞行员能够感觉到的。因此这种算法不能满足本论文的要求。

此外,该算法涉及大量矩阵运算,在一些情况下会出现奇异矩阵或坏条件问题。

1.1.2 基于均衡实现的降阶方法

这种降阶方法的思想是求出原状态方程模型的均衡实现模型,并求出均衡系统的 Gram 矩阵,由该矩阵看出起主要作用的状态变量,舍去次要的状态变量从而实现模型降阶。

由于使用了均衡实现系统,该方法不会出现坏条件问题,但它的效果依赖于原状态方程的状态变量主次

收稿日期:2002-10-15

作者简介:董彦非(1970-),男,河南开封人,讲师,博士,主要从事飞机飞行品质和作战效能评估研究;
张恒喜(1937-),男,江苏姜堰人,教授,博士生导师,主要从事飞机系统工程研究。

是否分明。也不能满足计算要求。

1.2 基于系统的频率响应数据辨识系统模型的方法

这种方法的中心思想是根据原高阶系统的频率响应数据,求出与该系统频率响应数据最接近的低阶等效系统。

其思路源于 Levy 的复数曲线拟合方法^[2]:对于给定的离散频率采样点 $\{\omega_i\} i=1,2,\dots,N$,假定已测出系统的频率响应数据为 $\{P_i, Q_i\}$,系统的频率响应为 $\hat{G}(j\omega_i) = P_i + Q_i j$,对连续传递函数:

$$G(s) = \frac{\beta_0 + \beta_1 s + \beta_2 s^2 + \dots + \beta_r s^r}{1 + \alpha_1 s + \alpha_2 s^2 + \dots + \alpha_m s^m} \quad (1)$$

来说,可以简单地得出:

$$G(j\omega) = \frac{\beta_0 + \beta_1 j\omega + \dots + \beta_r (j\omega)^r}{1 + \alpha_1 j\omega + \dots + \alpha_m (j\omega)^m} = \frac{B_1(\omega) + jB_2(\omega)}{A_1(\omega) + jA_2(\omega)} \quad (2)$$

引入拟合的性能指标:

$$J = \sum_{k=1}^N |D(j\omega_k) e(j\omega_k)|^2 \quad (3)$$

式中 $e(j\omega_k) = G(j\omega_k) - \hat{G}(j\omega_k)$ 为频率拟合的误差,且 $\hat{G}(j\omega_k)$ 为从辨识出来的低阶等效系统模型计算出来的频率响应数据, $\{D(j\omega_k)\}$ 为加权系数,

于是,如果对性能指标取各个参数的导数,并假定它们为 0:

$$\frac{\partial J}{\partial \beta_i} = 0; \quad \frac{\partial J}{\partial \alpha_j} = 0. \quad i=0,1,\dots,r; j=1,2,\dots,r \quad (4)$$

可以得到一组代数方程,通过数值计算求得待辨识的参数 β_i 和 α_i ,从获得与原系统频率响应数据最接近(最优)的模型。

综合分析以上三种方法,并通过实际应用,对比仿真输出结果和幅相曲线,认为第三种算法效果理想^[3-4]。本文采用由系统的频率响应数据辨识系统模型的方法寻求与原系统的频率响应数据最接近的低阶等效系统。

2 系统辨识方法在纵向模态品质计算中的应用

计算选用某型超音速战斗机的数据。选取的频率范围是 0.1 rad/s ~ 10 rad/s。它的上限是根据飞行员操纵所能产生的最大频率决定的,下限是由飞行员在较低的频率下飞行时,一般按开环方式操纵飞机的情况确定的。通常飞行员对频率特性最敏感的频率范围是 1 rad/s ~ 5 rad/s。

在计算模态品质前,首先验证运动方程、传递函数和等效系统的结果。

2.1 纵向等效系统的传递函数模型

美军标 MIL-F-8785C 建议采用的飞机纵向等效系统模型为

$$\frac{\theta(s)}{F_z(s)} = \frac{K_\theta (s + 1/T_{e1}) (s + 1/T_{e2})}{(s^2 + 2\zeta_{ph}\omega_{nph}s + \omega_{nph}^2) (s^2 + 2\zeta_{sh}\omega_{nsh}s + \omega_{nsh}^2)} e^{-rs} \quad (5)$$

此模型中参数物理意义明确,但在实际辨识时这些参数可分离性差,模型分母中存在两个相似的二阶环节,分子中存在两个相似的一阶环节,难以由输入输出数据直接辨识。

由于飞机本体的纵向特征方程均为四阶模型,为使低阶等效系统方便地分离出各种典型模态,其特征方程也选为四阶模型。飞机本体各输出量纵向传递函数的数分子项为三阶和二阶,等效传递函数的各分子项统一取为三阶^[5]。

此外,经过计算可知,延迟环节仅起到使输出时域响应滞后的作用,不影响频率特性,因此,求解纵向模态特性可以不考虑延迟环节的作用。于是选取的低阶等效系统模型为

$$G = \frac{b_1 S^3 + b_2 S^2 + b_3 S + b_4}{S^4 + a_1 S^3 + a_2 S^2 + a_3 S + a_4} \quad (6)$$

2.2 纵向等效系统模型的验证

纵向等效系统的求取分两步进行:首先求得某型战斗机的纵向频率响应实验数据,或者纵向总传递函数

在一定频率范围内的理论响应数据;然后采用由频率响应数据辨识系统模型的方法求得其低阶等效系统的传递函数。

本文使用两种方法检验等效系统的效果:①将原系统与等效系统对输入的响应同绘于一张图中,检验其接近程度,并求出等效系统与原系统时域响应输出结果对比的相对误差的最大值(等效系统与原系统的响应值之差的绝对值除以原系统的响应值);②将两个系统的幅频特性曲线(Bode 图)同绘于一张图中,比较接近程度。计算得到高度 $h = 5 \text{ km}$, $Ma = 0.6$ 的时域响应和幅相曲线对比结果分别见图 1、图 2。

从图 1 的结果对比可知,等效系统与原系统输出在开始反应阶段非常接近,在趋于稳定值时两者差别加大并趋于稳定,图中 $\text{Max}(\text{相对误差}) = 1.66\%$ 。精度可以满足理论分析要求。

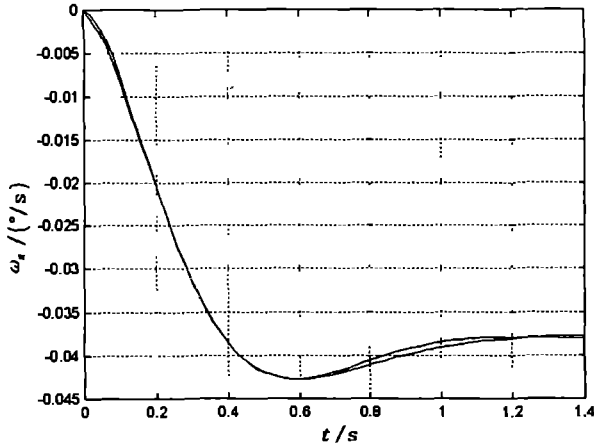


图 1 两系统单位阶跃响应对比

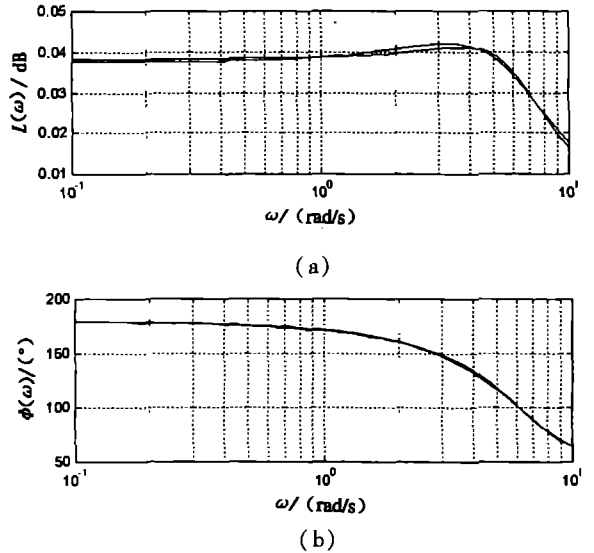


图 2 两系统幅相曲线对比

从图 2 可以看出,等效系统与原系统在选定的频率范围内的幅频特性十分接近,在飞行员最关心的频率范围内(1 rad/s ~ 5 rad/s)两系统的幅频特性十分接近,进一步说明了基于频率响应的纵向等效系统辨识方法的效果可信。

2.3 纵向模态品质计算

纵向模态特性中,对性能影响最大的是短周期模态。计算出各空域飞机本体纵向短周期的阻尼比和加控制系统后的低阶等效系统的短周期阻尼比分别见图 3、图 4。

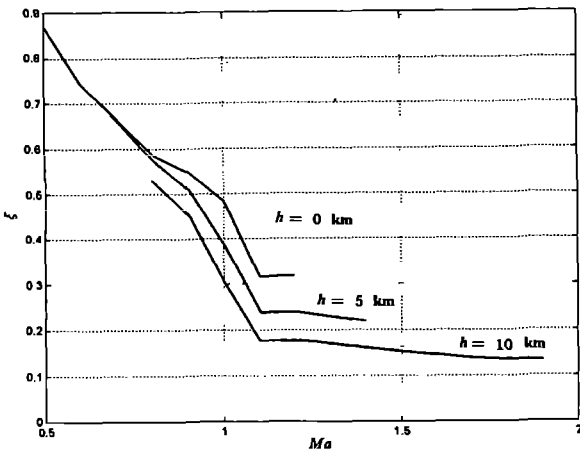


图 3 本体纵向短周期阻尼比

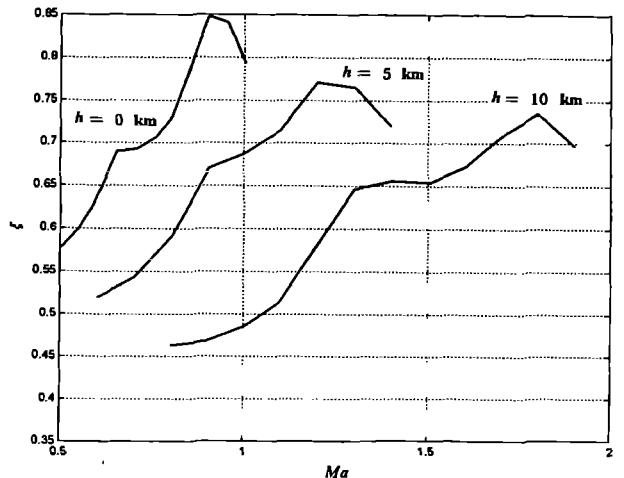


图 4 等效系统纵向短周期阻尼比

从图 3 和图 4 短周期阻尼比的对比可以看出,该型飞机本体纵向短周期阻尼比在高速范围内普遍不满

足我国有人驾驶飞机飞行品质规范 GJB185-86 中标准 1 的要求,尤其是在高空,阻尼比的值很小,短周期特性很差,需要通过控制系统增加阻尼。加控制系统后该型飞机等效短周期阻尼比已全部满足规范中标准 1 的要求。可见该型飞机的纵向阻尼反馈系统作用显著,起到了良好的改善短周期模态的作用。

3 结论

本文采用的由系统频率响应数据辨识低阶等效系统模型的方法可用,在飞行员关心的频率和时间范围内等效效果较好。其结果不受初值影响,计算过程稳定,并且不会出现奇异矩阵或坏条件问题。

算例中某型飞机纵向短周期模态阻尼比很低,模态特性很差,不能满足操纵要求。对比加控制系统后的等效纵向模态可以看出,模态特性有显著改善,飞行控制系统起到了良好的改善飞行品质的作用。

根据计算求解飞行控制系统对飞机纵向模态飞行品质影响的方法,对于评估飞机的飞行品质有着重要的意义;应用这些理论方法可以在较少的人力和费用的情况下,获得对飞机飞行品质的量化指标,为飞机研制和改型工作提供参考。

参考文献:

- [1] 文传源. 现代飞行控制系统[M],北京:航空航天大学出版社,1992.
- [2] 薛定宇. 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] 董彦非,李嘉林. 现代超声速战斗机横航向模态特性计算[J]. 飞行力学,2000,18(4):33-36.
- [4] 董彦非,张恒喜. 空战模拟中飞行品质的引入[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2001,2(1):23-25.
- [5] 董彦非. 某型飞机模态品质计算与分析[D]. 西安:空军工程大学工程学院,1999.

(编辑:姚树峰)

An Identification Method of Equivalent System Based on Frequency Response

DONG Yan-fei¹, LI Jia-lin², ZHANG Heng-xi¹

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China; 2. Dept. of Science Research, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710051, China)

Abstract: This paper, based on the effect of three equivalent system methods, selects a better method from them and takes a certain third-generation fighter's longitudinal mode characteristic as an example to calculate and verify the method.

Key words: equivalent system; longitudinal flying quality; mode characteristics