

大展弦比机翼的非线性气动弹性缩比优化

刘振东, 韩景龙

(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要:针对几何非线性效应明显的大展弦比机翼,使用两种传统线性缩比方法(刚度和质量耦合下直接进行模态匹配与解耦刚度和质量后进行模态响应匹配的方法)与非线性的缩比方法对某大展弦比机翼进行了仿真计算与比较分析,得出传统的线性缩比方法得到的缩比模型与设计目标相差较大,非线性缩比方法误差较小,即非线性缩比方法更加适用于存在明显几何非线性效应的大展弦比机翼的结论。

关键词:大展弦比;缩比;几何非线性;等效静态载荷法

中图分类号:V215.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1671-5322(2019)02-0012-05

在飞机研制过程中,通过风洞试验来确定飞机的颤振特性是必不可少的。由于风洞尺寸等方面的限制,目前一般采用缩比模型进行颤振风洞试验。缩比颤振模型必须和原飞机有着相似的气动弹性响应,才能在风洞试验中准确预测该飞机的颤振特性。因此,缩比模型必须满足空气动力学、结构动力学和几何外形等方面的相似条件。随着大展弦比机翼的广泛运用,缩比方法也在从只考虑线性向考虑几何非线性方向发展。

为了满足多个相似要求,French^[1]首先将结构优化思想引入气动弹性缩比模型刚度设计中,并验证其可行性;后来 French 等^[2]又提出一种参数辨识方法的缩比模型设计方法;Pereira 等^[3]则利用优化手段设计了某联结翼机颤振缩比模型和阵风试验缩比模型。而在国内,向锦武等^[4]提出了基于敏度优化实现具有多阶频率节线位置要求的颤振缩比模型的结构动力学设计;吕斌等^[5]利用遗传/敏度混合算法实现某机翼的缩比模型设计,取得了很好的效果;吴强等^[6]提出了同时考虑结构动力学约束和颤振约束的颤振缩比模型优化设计方法,该方法较之单独考虑结构动力学约束的优化方法具有更好的适用性。

近些年随着大展弦比无人机的飞速发展,考

虑几何非线性缩比方法的研究变得更加重要。Bond 等^[7]首先针对联结翼提出一种非线性气动弹性缩比方法,他们设计的结构同时匹配前三个固有频率、前三个振型和第一屈曲特征值,获得了良好的结果;Wan 等^[8]针对大展弦比机翼,考虑大变形中的非线性刚度矩阵和预应力的影响,推导出线性和非线性缩比的相似因子是通用的结论;Ricciardi^[9-10]等在对联结翼非线性缩比中,基于等效静态载荷法,在刚度分布匹配中加入非线性静变形的直接匹配,之后再行非结构质量优化,结果显示模态频率和非线性响应都匹配得很好。

本文同样是考虑几何非线性,对机翼进行非线性缩比,并对传统线性方法进行验证。但与之之前 Ricciardi 等的研究区别在于本文选取了大展弦比机翼作为算例,并对刚度与质量的匹配分两步进行优化设计,使得刚度优化效率更高,结果更加准确。

1 相似准则

相似准则是所有模型试验的基础。为了通过试验获得实物的气动弹性特性,就需要有符合各个相似标准的缩比模型。最主要的相似标准包括以下5个。

收稿日期:2018-12-11

基金项目:国家自然科学基金资助项目(10672078)

作者简介:刘振东(1994—),男,江苏盐城人,硕士生,主要研究方向为气动弹性力学。

1.1 几何相似

几何相似性的缩放因子可以描述为长度比 k_b 。几何相似性意味着缩比模型与全尺寸模型的所有尺寸比(包括展长比、弦长比等)都等于长度比 k_b ,它还要求缩比模型和全尺寸模型具有相同的翼型。

1.2 质量相似

质量相似因子 k_m 可以表示为:

$$k_m = k_\rho k_b^3 \quad (1)$$

式中 k_ρ 表示空气密度比。缩比模型的质量分布与全尺寸模型的质量分布要求符合质量相似比 k_m 。

1.3 刚度相似

刚度相似因子 k_K 可以表示为:

$$k_K = k_\rho k_v^2 k_b \quad (2)$$

式中 k_v 表示速度比。同样地,缩比模型的刚度分布与全尺寸模型的刚度分布要求符合刚度相似比 k_K 。

另外,根据质量比和刚度比可以得到频率比 k_f ,以及载荷比 k_F 。

$$k_f = \sqrt{k_K/k_m} = k_v/k_b \quad (3)$$

$$k_F = k_\rho k_v^2 k_b^2 \quad (4)$$

1.4 气动相似

气动相似主要是对马赫数和雷诺数的要求,但这两者都很难满足。对于本文研究的高空长航时的大展弦比飞机来说,在空气基本不可压缩的环境下,马赫数效应几乎可以忽略,雷诺数只要保证在一个量级就足够了。

1.5 重力相似

弗劳德数定义为重力与惯性力的比。为了满足缩比模型与全尺寸机翼的弗劳德数相同,需要保证

$$k_v = \sqrt{k_b} \quad (5)$$

从上面5个相似准则来看,只要选定长度比 k_b 、空气密度比 k_ρ ,在符合相似准则的情况下,其他模型设计目标如模型质量、模型固有频率、模型颤振速度和颤振频率等便可随之确定。

2 缩比模型优化设计方法

2.1 传统线性缩比方法

传统的线性缩比方法是根据相似准则,先选定长度比 k_b 、空气密度比 k_ρ ,设计一些基础参数,再通过优化使得其他参数如模型质量、模型固有

频率、模态振型等符合相似比,达到目标模型应有的参数值。传统线性缩比方法分为两种:一种是刚度和质量耦合下匹配固有频率和模态振型的方法,其流程图见图1;另一种是刚度和质量解耦下匹配固有频率和模态振型的方法。后一种方法是在模态分析前加入静力分析,再去匹配静变形,从而达到匹配刚度的效果。

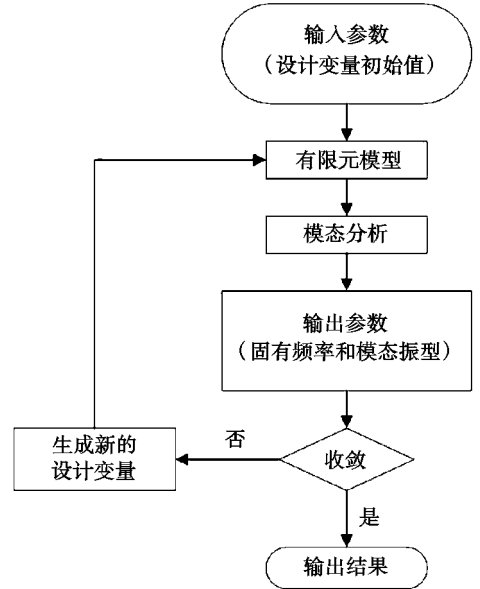


图1 线性缩比方法

Fig.1 Linear scaling method

2.2 非线性缩比方法

传统的线性缩比方法由于没有考虑非线性,很难适用于大展弦比的机翼。本文研究大展弦比机翼的非线性气动弹性缩比问题,所以采用非线性缩比方法,并在 ISIGHT 集成优化平台上,通过 Matlab 程序调动 Nastran 文件进行计算,同时选用 ISIGHT 自带的多岛遗传算法进行优化。非线性缩比方法流程图如图2所示,该方法和解耦刚度质量的线性方法类似,区别在于采用了非线性静力分析,并且引入了等效静态载荷法(ESL)。

由于对非线性静力响应的直接优化比较复杂,所以运用等效静态载荷法先线性化再优化。等效静态载荷法就是通过不断迭代更新线性系统中的设计变量,来获得与非线性静力分析结果相同的广义位移场。

首先,选定初始条件和载荷条件 $\{F\}$,通过非线性静力分析,求解出缩比后目标模型的非线性静态变形 $\{x_{NL}\}$;再由提取出的初始模型的线性刚度矩阵 $[K_{Lin}]_i$ 和非线性静态变形 $\{x_{NL}\}$,得到等

效载荷 $\{F_{eq}\}_i$ 。

$$\{F_{eq}\}_i = [K_{Lin}]_i \{x_{NL}\} \quad (6)$$

由等效载荷 $\{F_{eq}\}_i$ 和变量更新后的新的线性刚度矩阵 $[K_{Lin}]_{i+1}$, 得到等效线性静态广义位移 $\{x_{Lin}\}_i$ 。

$$\{F_{eq}\}_i = [K_{Lin}]_{i+1} \{x_{Lin}\}_i \quad (7)$$

式中 i 是迭代次数。

将等效线性静态广义位移 $\{x_{Lin}\}_i$ 与非线性静态变形 $\{x_{NL}\}$ 比较, 通过残差平方和量化, 两者误差最小, 直至收敛; 否则就继续改变刚度设计变量, 再次提取线性刚度矩阵进行迭代。

刚度分布优化完成后, 再进行质量分布优化, 其方法与线性方法基本一致。

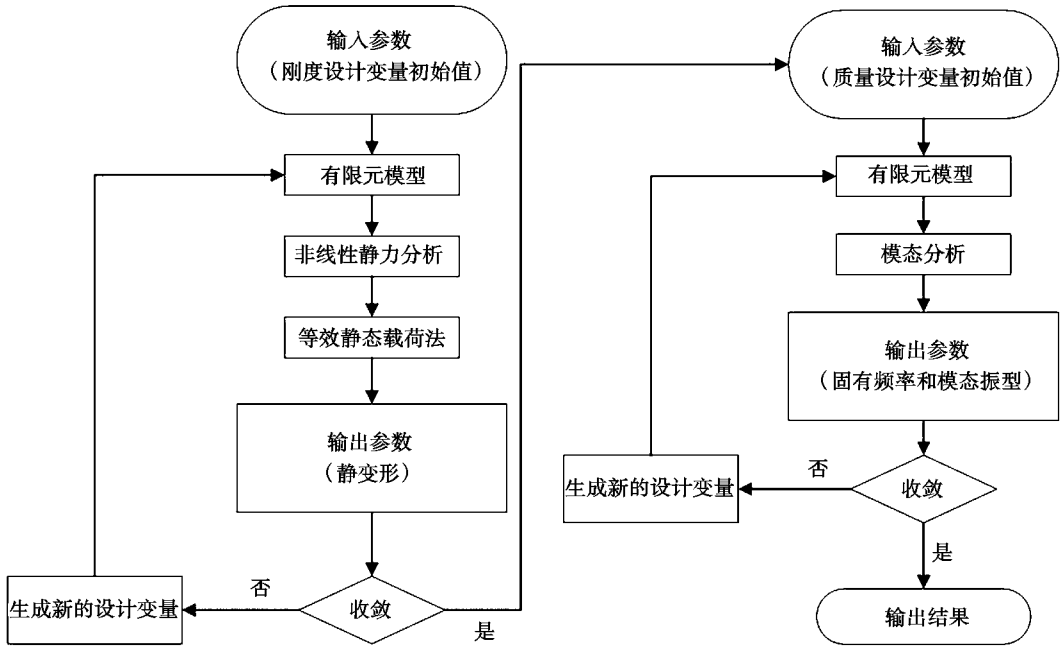


图 2 非线性缩比方法

Fig. 2 Nonlinear scaling method

3 算例

3.1 全尺寸模型

选取的全尺寸模型是某大展弦比机翼, 该机翼采用双梁式结构, 双梁分别布置在 30% 和 60% 的弦长处; 机翼展弦比约为 17, 机翼主要几何特征参数如表 1 所示。

表 1 全尺寸机翼主要参数

Table 1 Main parameters of full-size wing m

参数	参数值
展长	15
平均气动弦长	0.883
第一段翼半展长	2.5
第二段翼半展长	5
翼根弦长	1.5
翼尖弦长	0.4

3.2 缩比模型

缩比模型选取长度比 $k_b = 0.1$ 、空气密度比 $k_\rho = 11.9$; 为了符合弗劳德数相同, 选取速度比 $k_v = 0.316$ 。

在缩比模型中双梁依旧分别布置在 30% 和 60% 的弦长处, 梁、肋、蒙皮等选用 7075 的铝合金材料。为了符合质量匹配, 在机翼中加装了集中质量块。机翼具体内部结构如图 3 所示。

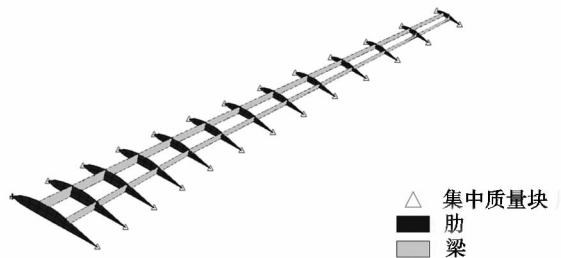


图 3 机翼内部结构图

Fig. 3 Internal structure of the wing

由于机翼颤振发生在第 5 阶模态,所以主要选取前 6 阶模态数据进行计算匹配。设计变量包括翼梁截面的宽度、翼肋的厚度以及集中质量;设计约束包括质量、固有频率和模态振型。

3.3 计算结果

图 4 ~ 图 6 为两种线性方法(刚度质量耦合的线性方法为方法 1,刚度质量解耦的线性方法为方法 2)和非线性方法(方法 3)的前 6 阶固有频率和固有振型的数据比较。由图 4 ~ 图 6 可以看出,后几阶模态的误差渐渐变大,非线性方法的误差更小。

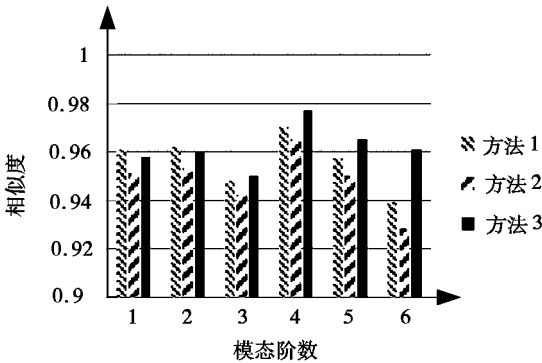


图 4 三种方法与目标固有频率误差

Fig. 4 The difference between the results of the three methods and the target frequency

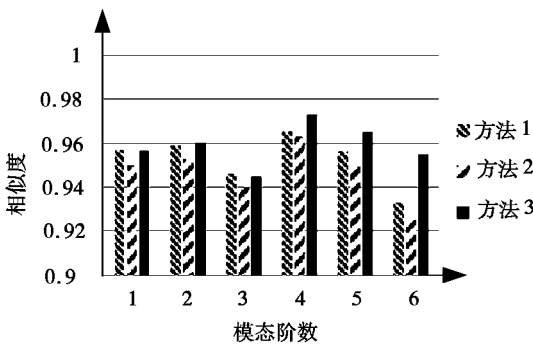


图 5 三种方法与目标平动振型误差

Fig. 5 The difference between the results of the three methods and the target translational mode shapes

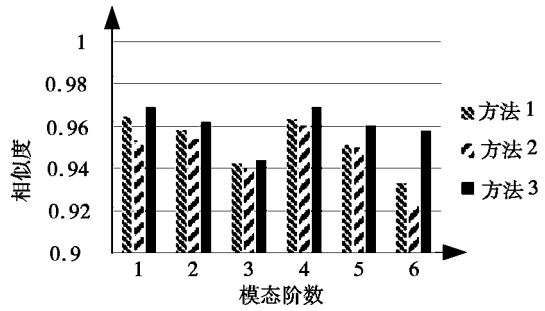


图 6 三种方法与目标转动振型误差

Fig. 6 The difference between the results of the three methods and the target rotational mode shapes

表 2 为方法 2 和方法 3 颤振速度和颤振频率的数据比较,从中可以看出明显的误差,即线性方法建立的缩比模型最终的颤振速度和颤振频率与目标值相差过大,非线性方法建立模型的颤振数据与目标模型更加接近、更加准确。

选取的全尺寸模型是某大展弦比机翼,该机翼采用双梁式结构,双梁分别布置在 30% 和 60% 的弦长处;机翼展弦比约为 17,机翼主要几何特征参数见表 1。

表 2 颤振特性误差数据

Table 2 The difference data of flutter characteristic %

参数	方法 2	方法 3
颤振速度误差	7.37	2.57
颤振频率误差	13.78	6.81

4 结论

采用基于等效静态载荷法的非线性气动弹性缩比方法,解耦刚度和质量,分两步匹配静变形和固有频率,建立缩比模型;采用两种传统线性缩比方法以及非线性缩比方法对某大展弦比机翼进行了仿真计算与比较分析,得出传统的线性缩比方法得到的缩比模型与设计目标相差较大,非线性缩比方法误差较小,即非线性缩比方法更加适用于存在明显几何非线性效应的大展弦比机翼的结论。

参考文献:

[1] FRENCH M. An application of structural optimization in wind tunnel model design[C]//31st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Long Beach, CA, U. S. A., 1990.

[2] FRENCH M, EASTEP F E. Aeroelastic model design using parameter identification[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(1): 198-202.

[3] PEREIRA P, ALMEIDA L, SULEMAN A, et al. Aeroelastic scaling and optimization of a joined-wing aircraft concept[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007.

- [4] 向锦武,张呈林,周传荣,等. 有频率、振型节线位置要求的结构动力学优化设计[J]. 计算结构力学及其应用,1995,12(4):401-408.
- [5] 吕斌,刘德广,谢长川,等. 机翼低速风洞试验颤振模型优化设计方法[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(2):163-166.
- [6] 吴强,万志强,杨超. 考虑结构动力学与颤振约束的颤振缩比模型优化设计[J]. 航空学报,2011,32(7):1210-1216.
- [7] BOND V L, CANFIELD R A, SULEMAN A, et al. Aeroelastic scaling of a joined wing for nonlinear geometric stiffness [J]. AIAA Journal, 2012,50(3):513-522.
- [8] WAN Z Q, CESNIK C E. Geometrically nonlinear aeroelastic scaling for very flexible aircraft [C] //54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013.
- [9] RICCIARDI A P, CANFIELD R A, PATIL M J, et al. Nonlinear aeroelastic scaling of a joined wing aircraft [C] //53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2012.
- [10] RICCIARDI A P, EGER C A G, CANFIELD R A, et al. High fidelity nonlinear aeroelastic analysis for scaled vehicle design [C] //14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2012.

Nonlinear Aeroelastic Scaling Optimization of High Aspect Ratio Wings

LIU Zhendong, HAN Jinglong

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China)

Abstract: For high aspect ratio wings with significant geometric nonlinear effects, two traditional linear scaling methods (one for direct modal matching under stiffness and mass coupling, and another one for modal response matching under stiffness and mass decoupling) and a nonlinear scaling method are used to simulate and compare the analysis of a large aspect ratio wing. The results show that the scaled model designed by the traditional linear scaling method has a large difference from the design goal, and the difference of the nonlinear scaling method is smaller, that is, the nonlinear scaling method is more suitable for high aspect ratio wings with significant geometric nonlinear effects.

Keywords: high aspect ratio; scaling; geometric nonlinearity; equivalent static load method

(责任编辑:李华云)