DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J1804483

复合材料机翼试验-数值建模方法及气弹分析*

徐 伟[1],曹玉岩[1],郝 亮[1],王志臣[1],关永亮[2]
(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 长春 130033; 2. 长光卫星技术有限公司 长春 130052)

摘 要:针对机翼结构动力学建模中复合材料离散性引起的精度问题,以及求解速度对机翼气动弹性计算速率的影响,提出了结合模态试验和模态法建立动力学模型的方法。为了提高求解速度,基于模态贡献对机翼模态进行了截断;随后进行了全模态和模态截断的静载数值计算与试验验证。缩减模型的求解结果与全模态求解结果相比误差仅为 0.25% 左右,其相对于试验结果最大误差仅为 6.0%,说明试验-数值建模方法能够准确描述复合材料机翼的动力学响应,并且基于模态贡献的模态截断能够缩减模型、大幅提高求解速度而不会影响求解精度;对机翼进行静、动气动弹性分析,结果表明气动弹性对机翼的动力学响应具有不可忽略的影响。

关键词: 复合材料机翼;模态试验;模态法;模态贡献;气弹分析
中图分类号: V215.3 TH113.1 **文献标识码**: A **国家标准学科分类代码**: 590.1030

Combined experiment and numerical modeling approach for the composite material wing and aeroelastic analysis

Xu Wei[1], Cao Yuyan[1], Hao Liang[1], Wang Zhichen[1], Guan Yongliang[2]
(*1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China; 2. Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd., Changchun 130052, China*)

Abstract: Aiming at the accuracy problem caused by the discreteness of composite materials in the dynamics modeling of the wing structure and the influence of the solution speed on the aeroelastic calculation rate of the wing, a method of establishing the dynamic model through combining the modal test and modal method is proposed. In order to improve the solution speed, the wing modal is truncated based on the modal contribution, then the static load numerical calculation and experiment verification for full modal and modal truncation were carried out. Comparing the results of the reduced modal solution and full modal solution, the error of the solution results is only about 0.25%, and the maximum error of the reduced modal solution is only 6.0% of the test result. The result shows that the experiment-numerical modeling method can accurately describe the dynamic response of the composite material wing. The modal truncation based on the modal contribution can reduce the model and greatly improve the solution speed without affecting the solution accuracy. The static and dynamic aeroelastic analyses of the wing were carried out. The analysis results show that the aeroelasticity has an unnegligible effect on the dynamic response of the wing.

Keywords: composite material wing; modal test; modal method; modal contribution; aeroelastic analysis

0 引 言

气动弹性现象是由气动力、惯性力和弹性力相互耦合引起的[1]。NASA 的研究表明,气动弹性对机翼的结构动力学响应具有明显的影响[2],使得气动弹性问题成为机翼的重点研究方向[3]。Hazra 等[4]通过优化机翼外形尺寸来改善气动弹性现象,Nguyen 等[5]和 Haghighat 等[6]进行了气动弹性控制方面的研究工作,肖宇等[7]和孙海等[8]开展了旋翼颤振的预测工作。

复合材料由于其能在保证结构强度的前提下大量减少结构的质量,被广泛应用于各个领域[9-11]。但随之而

收稿日期:2018-11-28 Received Date:2018-11-28
*基金项目:国家自然科学基金(11803035)项目资助

来的是结构刚度的大幅降低,使得气动弹性现象更加明显。由于工艺的特点,复合材料构件在制备的过程中不可避免地出现分层、基体分布不均匀等现象[12-15],使得同一设计的构件性能有较高的离散性,而目前并没有适合的理论来解决这个问题。

现阶段气动弹性的研究广泛采用的是计算流体动力学(computational fluid dynamics,CFD)/计算结构动力学(computational structural dynamics,CSD)耦合方法[16-17]。在使用这个方法对复合材料机翼进行气动弹性的研究过程中存在以下两个问题。

1)复合材料的离散性使得传统的建模方法不能体现机翼的真实性能;

2)在 CFD/CSD 耦合迭代求解过程中,结构模型的求解速度会影响气动弹性计算的效率。

为了获得准确的动力学模型,本文采用试验-数值建模方法对复合材料机翼进行建模,并基于模态贡献对结构模型进行缩减来提高模型的求解速度。

1 试验-数值建模方法

与复合材料力学性能理论相比,试验能够更准确地表现复合材料构件的真实性能。模态法作为数值建模方法的一种,不仅具有足够的求解精度,并且由于其方程组具有解耦的性质,使得模态法在计算速度上具有很大的优势。频率响应特性是动力学系统的一个重要性能,不仅能在试验中准确地提取,并且能够在模态法中充分发挥其优势。试验-数值建模方法既保留了试验的准确性,又结合了数值快速计算的特性。

1.1 模态试验

模态试验是描述结构频率、阻尼和阵型等固有特性的方法。在时域内,n 自由度系统的结构动力学方程一般可表示为[18]:

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{x}}(t) + \boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{x}}(t) + \boldsymbol{K}\boldsymbol{x}(t) = \boldsymbol{F}(t) \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{M}$、$\boldsymbol{C}$ 和 $\boldsymbol{K}$ 分别是质量、阻尼和刚度矩阵;$\boldsymbol{x}(t)$ 和 $\boldsymbol{F}(t)$ 分别是位移和载荷向量。

将式(1)转换为频域内的表达式如式(2)所示。

$$(\boldsymbol{K} + \mathrm{i}\omega\boldsymbol{C} - \omega^2\boldsymbol{M})\boldsymbol{X}(\omega) = \boldsymbol{F}(\omega) \tag{2}$$

式中:ω 是外部载荷的频率;$\boldsymbol{X}(\omega)$ 是动力学系统的频率响应向量。

$$\boldsymbol{X}(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} \boldsymbol{x}(t)\mathrm{e}^{-\mathrm{i}\omega t}\mathrm{d}t \tag{3}$$

其中,$\boldsymbol{F}(\omega)$ 是外部载荷的频响向量。

$$\boldsymbol{F}(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} \boldsymbol{F}(t)\mathrm{e}^{-\mathrm{i}\omega t}\mathrm{d}t \tag{4}$$

式(2)可转化为:

$$\boldsymbol{X}(\omega) = (\boldsymbol{K} + \mathrm{i}\omega\boldsymbol{C} - \omega^2\boldsymbol{M})^{-1}\boldsymbol{F}(\omega) \tag{5}$$

定义 $\boldsymbol{H}(\omega)$ 为式(2)中系统的传递函数,则:

$$\boldsymbol{H}(\omega) = (\boldsymbol{K} + \mathrm{i}\omega\boldsymbol{C} - \omega^2\boldsymbol{M})^{-1} \tag{6}$$

$\boldsymbol{H}(\omega)$ 可由动力学系统输出/输入获得:

$$\boldsymbol{H}(\omega) = \frac{\boldsymbol{X}(\omega)}{\boldsymbol{F}(\omega)} \tag{7}$$

1.2 模态法

式(1)中动力学方程的特征值和特征向量矩阵为 $\boldsymbol{\omega}$ 和 $\boldsymbol{\Phi}$,则:

$$\boldsymbol{\omega} = \mathrm{diag}(\omega_1, \omega_2, \cdots, \omega_n) \tag{8}$$

$$\boldsymbol{\Phi} = \mathrm{diag}[\boldsymbol{\phi}_1, \boldsymbol{\phi}_2, \cdots, \boldsymbol{\phi}_n] \tag{9}$$

式中:ω_i 和 $\boldsymbol{\phi}_i$ 分别是动力学方程的第 i 个特征值和特征向量。

系统的位移向量可由特征向量的线性组合方式表示。

$$\boldsymbol{x}(t) = \boldsymbol{\Phi}\boldsymbol{q}(t) \tag{10}$$

其中,$\boldsymbol{q}(t)$ 称为系统在时域内的模态坐标,$\boldsymbol{q}(t)$ 可表示为:

$$\boldsymbol{q}(t) = [q_1(t), q_2(t), \cdots, q_n(t)] \tag{11}$$

由于特征向量矩阵具有以下性质:

$$\boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}\boldsymbol{\phi}_j = 0 \tag{12}$$

$$\boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}\boldsymbol{\phi}_j = 0 \tag{13}$$

所以,动力学方程式(1)可以被转换成 n 个具有解耦性质的方程:

$$\ddot{\boldsymbol{q}}(t) + 2\xi\boldsymbol{\omega}\dot{\boldsymbol{q}}(t) + \boldsymbol{\omega}^2\boldsymbol{q}(t) = \boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}(t) \tag{14}$$

式中:ξ 为系统的阻尼比。

2 复合材料机翼动力学建模

2.1 复合材料机翼

本文所研究的复合材料机翼如图 1 所示。

图 1 复合材料机翼

Fig.1 The composite material wing

机翼由 3 种复合材料制成,分别是平纹碳纤维方格布、平纹玻璃纤维方格布和泡沫夹心材料。

2.2 复合材料机翼模态试验

复合材料机翼的固有频率、模态阵型等数据由模态试验获得,试验过程如图 2 所示。

在模态试验中,为了尽量模拟机翼的使用情况,机翼的根部固定在试验支架上,传感器均匀分布在机翼上表面机翼的传感器布局位置如图 3 所示。

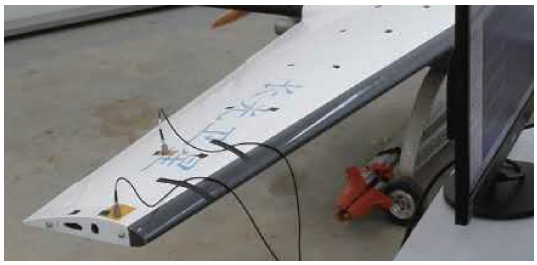

图 2　机翼模态试验

Fig.2　The wing modal test

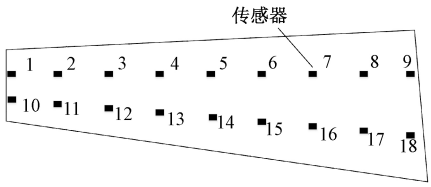

图 3　模态试验传感器布局

Fig.3　The sensor layout in the modal test

模态试验所使用的数据采集仪是东方所 INV3020 型 24 位动态采集仪,传感器为 INV9821 型传感器,激励设备为 MSC-3 型中弹性力锤。

模态试验采用单输入多输出方法,第 4 点的频率响应函数(frequency response function,FRF)的计算结果如图 4 所示。

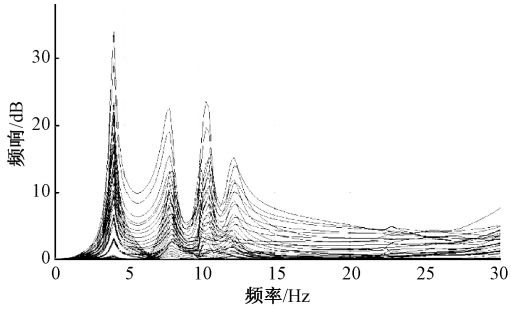

图 4　第 4 点的 FRF 计算结果

Fig.4　The FRF calculation result at point 4

经过数据处理的振动信号中获得复合材料机翼的固有频率和固有阵型等数据,试验所获得的复合材料机翼前 20 阶模态的固有频率如表 1 所示。复合材料机翼前 20 阶模态的阵型如图 5 所示。

将模态试验的结果带入第 1 节公式中,完成复合材料机翼动力学模型的建立。

3　模态贡献

复合材料机翼具有无限个模态,但是大多数模态对机翼的动力学分析没有太大的意义,从众多模态中选取最有用的一部分模态进行模型缩减,能在保证足够计算精度的基础上,大量减少模型的求解时间。

表 1　前 20 阶模态的固有频率

Table 1　The natural frequencies for the first 20 modals

模态	频率/Hz	模态	频率/Hz
1	32.00	11	361.72
2	101.74	12	375.10
3	114.00	13	380.63
4	127.81	14	404.21
5	201.48	15	415.83
6	256.73	16	425.68
7	292.19	17	436.47
8	299.89	18	464.74
9	336.66	19	480.44
10	342.50	20	496.82

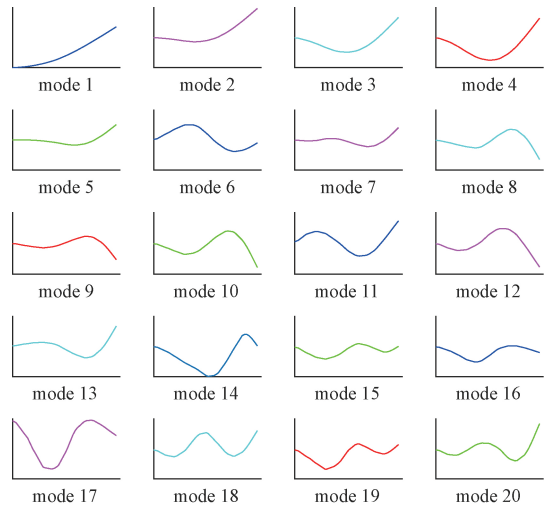

图 5　复合材料机翼模态的阵型

Fig.5　The modal shapes of the composite material wing

目前,模型缩减的主要方法是截断高频模态,但没有合理的证据表明高频模态对动力学分析的意义一定比低频模态小,冒然截断可能会给计算结果带来最大的误差,降低求解精度。

针对这个问题,Michael[19] 和 Chopra[20] 提出了模态贡献的概念,他们指出可以通过一定方法衡量不同模态对动力学分析的意义。

在数值计算中,载荷向量 $\boldsymbol{F}(t)$ 可以分解成一个常数矩阵和一个时域函数的乘积。

$$\boldsymbol{F}(t) = \boldsymbol{s}f(t) \tag{15}$$

式中:$\boldsymbol{s}$ 是常数矩阵;$\boldsymbol{f}(t)$ 是时域函数。

那么式(14)就可以转换成:

$$\ddot{\boldsymbol{q}}(t) + 2\xi\omega\dot{\boldsymbol{q}}(t) + \boldsymbol{\omega}^2\boldsymbol{q}(t) = \boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}f(t) \tag{16}$$

其中,第 i 个动力学方程可表示为:

$$\ddot{q}_i(t) + 2\xi_i\omega_i\dot{q}_i(t) + \omega_i^2 q_i(t) = \boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}f(t) \tag{17}$$

定义:

$$q_i(t) = \boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}e_i(t) \tag{18}$$

则式(17)转换为:

$$\boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}(\ddot{e}_i(t) + 2\xi_i\omega_i\dot{e}_i(t) + \omega_i^2 e_i(t)) = \boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}f(t) \tag{19}$$

简化式(19),

$$\ddot{e}_i(t) + 2\xi_i\omega_i\dot{e}_i(t) + \omega_i^2 e_i(t) = f(t) \tag{20}$$

在式(20)中,由刚度产生的载荷 $f_s(t)$ 为:

$$f_s(t) = \omega_i^2 e_i(t) \tag{21}$$

位移向量 $\boldsymbol{x}(t)$ 和常数矩阵 $\boldsymbol{s}$ 是由 n 阶模态分量组合而成:

$$\boldsymbol{x}(t) = \boldsymbol{x}_1^l + \boldsymbol{x}_2^l + \cdots + \boldsymbol{x}_n^l \tag{22}$$

$$\boldsymbol{s} = \boldsymbol{s}_1^l + \boldsymbol{s}_2^l + \cdots + \boldsymbol{s}_n^l \tag{23}$$

位移向量 $\boldsymbol{x}(t)$ 中第 i 阶模态分量为:

$$\boldsymbol{x}_i^l = \boldsymbol{\phi}_i q_i = \boldsymbol{\phi}_i\boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}e_i(t) \tag{24}$$

第 i 阶模态中刚度产生的载荷为:

$$\boldsymbol{K}\boldsymbol{x}_i^l = \boldsymbol{s}_i^l f_s(t) \tag{25}$$

将式(21)和(24)代入到式(25)中,得到:

$$\boldsymbol{K}\boldsymbol{\phi}_i\boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}e_i(t) = \boldsymbol{s}_i^l\omega_i^2 e_i(t) \tag{26}$$

即:

$$\boldsymbol{s}_i^l = \boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}\boldsymbol{M}\boldsymbol{\phi}_i \tag{27}$$

则由第 i 阶模态产生的位移分量为:

$$x_i^s = \boldsymbol{K}^{-1}\boldsymbol{s}_i^l \tag{28}$$

由式(27)和(28)可以得到第 i 阶模态的贡献为:

$$ModalContributon_i = \frac{\boldsymbol{\phi}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}\boldsymbol{\phi}_i}{\omega_i^2} \tag{29}$$

4 复合材料机翼静载分析

为了验证所建立的复合材料机翼动力学模型的准确性与模态贡献理论的有效性,分别进行全模态静载分析与基于模态贡献的静载分析,并采用试验手段对分析结果进行验证。

4.1 全模态静载分析

在复合材料机翼的结构动力学模型的基础上,分别以 20 组不同载荷进行数值计算。

在第 10 组载荷下,机翼翼尖位移在时域内的结果如图 6 所示。从图 6 可以看出,虽然机翼载荷为静载,但数值计算是以动力学方式进行的。通过计算机翼上不同节点的位移,可以获取机翼的变形曲线,如图 7 所示。

在 20 组不同载荷下,机翼翼尖的位移结果如表 2 所示。

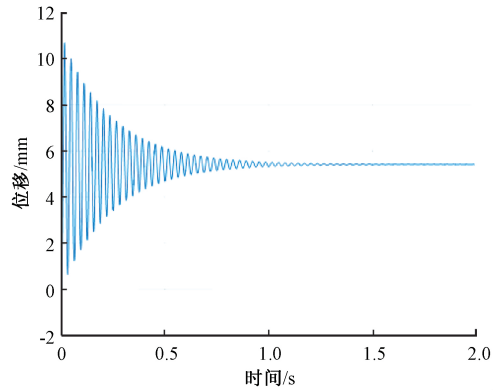

图 6 翼尖位移曲线

Fig.6 The displacement curve of the wingtip

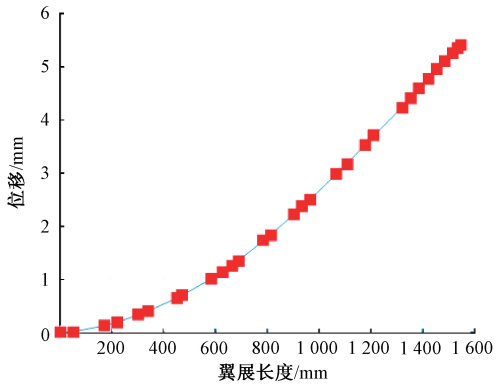

图 7 机翼变形曲线

Fig.7 The deformation curve of the wing

表 2 不同载荷下翼尖位移结果

Table 2 Wingtip displacement results under different loads

载荷序号	位移/mm	载荷序号	位移/mm
1	0.054 2	11	6.553 7
2	0.216 6	12	7.779 4
3	0.487 4	13	9.153 5
4	0.866 6	14	10.616 0
5	1.354 0	15	12.187 0
6	1.949 8	16	13.866 0
7	2.653 9	17	15.653 0
8	3.466 4	18	17.549 0
9	4.387 1	19	19.552 0
10	5.416 2	20	21.665 0

在 20 组不同的载荷下,机翼变形曲线如图 8 所示。

4.2 基于模态贡献的静载分析

根据式(29)求取复合材料机翼不同模态的贡献值,前 20 阶模态的贡献值如图 9 所示。

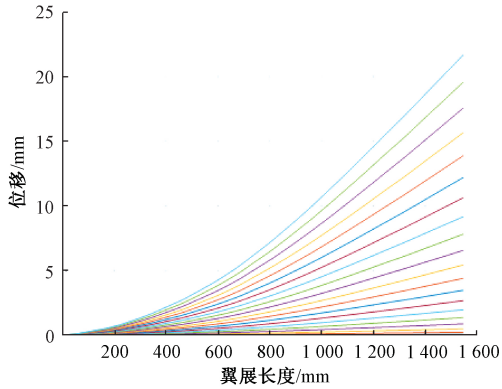

图 8　不同载荷下机翼变形曲线

Fig.8　Wing deformation curves under different loads

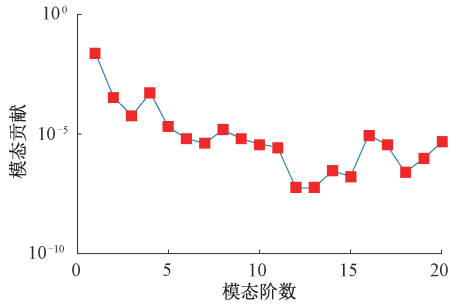

图 9　机翼模态贡献-模态阶数曲线

Fig.9　Modal contribution-number of modal orders curve of the wing

从图 9 可以看出,模态贡献的大小并不是按照模态频率从小到大的顺序排列的。以模态贡献大小对模态进行排序,排序结果为:1-4-2-3-5-8-16-8-9-20-7-10-17-11-19-14-18-15-13-12。

以式(30)分别计算第 1、4、2 阶和 1、2、3 阶模态贡献比重。

$$Ratio = \frac{\sum_{1}^{r} ModalContributon_i}{\sum_{1}^{n} ModalContributon_i} \tag{30}$$

经计算,$Ratio_{1,4,2}$为 99.41%,说明只需 1、4、2 阶模态就能很精确地计算出复合材料机翼的动力学响应。而 $Ratio_{1,2,3}$仅为 97.39%,说明不经过模态贡献筛选而进行模态截断很容易造成较大误差。

选取 1、4、2 阶模态对复合材料机翼模型进行缩减并进行静载分析,在 20 组不同的载荷下,机翼翼尖的位移结果如表 3 所示。

4.3　复合材料机翼静载试验

为了验证试验-数值建模方法的准确,以及模态贡献理论的有效性,进行复合材料机翼的静载试验来对比

表 3　缩减模型的翼尖位移

Table 3　The displacement of the wingtip for the reduced model

载荷序号	位移/mm	载荷序号	位移/mm
1	0.054 3	11	6.570 0
2	0.217 2	12	728 189
3	0.488 7	13	9.176 3
4	0.868 7	14	10.642 0
5	1.357 4	15	12.217 0
6	1.954 7	16	13.900 0
7	2.660 6	17	15.692 0
8	3.475 0	18	17.592 0
9	4.398 1	19	19.601 0
10	5.429 8	20	21.719 0

数值计算结果。在试验中,机翼的约束条件和载荷情况与数值计算相同,试验过程如图 10 所示。

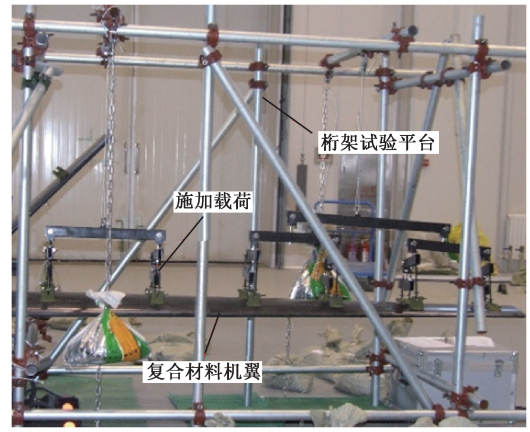

图 10　机翼静载试验

Fig.10　The static load test of the wing

在静力学试验中机翼根部被固定,载荷逐级施加在复合材料机翼的上表面。施加于复合材料机翼的载荷从 54 N 逐级增加至 1 080 N,机翼被分为 6 个区域,每个区域的载荷由气动分析确定,机翼载荷施加区域如图 11 所示。

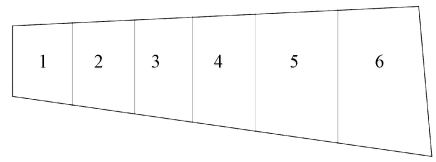

图 11　载荷施加区域

Fig.11　Load-exerting area

机翼的变形结果通过位移传感器测量获得,在 20 组不同的载荷下,机翼翼尖的位移结果如表 4 所示。

表 4 翼尖的位移结果

Table 4 The displacement result of the wingtip

载荷序号	位移/mm	载荷序号	位移/mm
1	0.05	11	6.61
2	0.20	12	7.76
3	0.51	13	9.23
4	0.85	14	11.20
5	1.32	15	11.53
6	1.92	16	14.51
7	2.63	17	14.89
8	3.51	18	18.02
9	4.30	19	19.15
10	5.50	20	22.40

4.4 结果对比

将第 10 组载荷下机翼上各节点位移的全模态分析结果、基于模态贡献理论的分析结果与试验结果进行对比,机翼变形结果对比如图 12 所示。

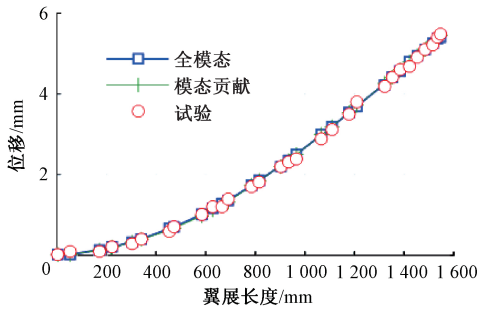

图 12 机翼变形结果对比

Fig.12 The comparison of the wing deformation results

从图 12 可以看出,缩减模型求解结果与全模态求解结果并无明显区别,并且和试验结果的吻合度都很高。

将两种方法的 20 组不同载荷下的机翼翼尖位移的计算结果与试验结果进行对比,位移结果对比如表 5 所示。

在表 5 中,前几组位移值非常小,测量仪器的最小分度值已经不能准确地对结果进行测量,导致对比误差结果出现异常,所以将前几组误差结果忽略。处理后,缩减模型的求解结果与全模态求解结果几乎没有区别,误差只有 0.25% 左右。缩减模型的求解结果相对于试验结果最大的误差仅为 6.0%,说明试验-数值建模方法能够准确地描述复合材料机翼的动力学响应。基于模态贡献的模态截断即使对模型进行大量缩减,大幅提高模型的求解速度,却不会影响模型求解精度。

表 5 翼尖位移结果对比

Table 5 The comparison of the wingtip displacement results

序号	模态贡献/mm	全模态/mm	误差/%	试验/mm	误差/%
1	0.054 3	0.054 2	0.18	0.05	8.6
2	0.217 2	0.216 6	0.28	0.20	8.6
3	0.488 7	0.487 4	0.27	0.51	4.2
4	0.868 7	0.866 6	0.24	0.85	2.2
5	1.357 4	1.354 0	0.25	1.32	2.8
6	1.954 7	1.949 8	0.25	1.92	1.8
7	2.660 6	2.653 9	0.25	2.63	1.1
8	3.475 0	3.466 4	0.25	3.51	1.0
9	4.398 1	4.387 1	0.25	4.30	2.3
10	5.429 8	5.416 2	0.25	5.50	1.3
11	6.570 0	6.553 7	0.25	6.61	0.6
12 728 189		7.779 4	0.25	7.76	0.3
13	9.176 3	9.153 5	0.25	9.23	0.6
14	10.642	10.616	0.25	11.20	5.0
15	12.217	12.187	0.25	11.53	6.0
16	13.900	13.866	0.25	14.51	4.2
17	15.692	15.653	0.25	14.89	5.4
18	17.592	17.549	0.25	18.02	2.4
19	19.601	19.552	0.25	19.15	2.4
20	21.719	21.665	0.25	22.40	3.0

5 复合材料机翼气动弹性分析

基于试验-数值建模方法建立复合材料机翼的动力学模型,并采用模态贡献理论对模型进行缩减,将其应用于某一飞行过程的复合材料机翼的气动弹性分析。

5.1 数值计算方法

复合材料机翼的数值模型为二阶微分方程,系统理论表明通过将高阶微分方程转换成状态空间方程,可以将高阶微分方程进行降阶,大幅降低数值计算的求解难度,并明显提高数值计算的求解速度。

令:

$$\begin{cases} \boldsymbol{z}(t)=\begin{Bmatrix}\boldsymbol{q}(t)\\ \dot{\boldsymbol{q}}(t)\end{Bmatrix} \\ \boldsymbol{B}=\begin{Bmatrix}0\\ \boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}\end{Bmatrix} \\ \boldsymbol{D}=\begin{bmatrix}0 & \boldsymbol{I}\\ -\boldsymbol{\omega}^2 & -2\xi\boldsymbol{\omega}\end{bmatrix} \end{cases} \tag{31}$$

则机翼的数值模型可以转换成状态空间的形式:

$$\dot{z}(t) = \boldsymbol{D}z(t) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{F}(t) \tag{32}$$

Cacciola 等[21]在研究中给出了状态空间形式的微分方程的一种有效解法。由于 $z(t)$ 是时间 t 的函数,将时间 t 以 Δt 间隔等分,即 t_0, t_1, …, t_k, t_{k+1}, …。则方程(32)的解为:

$$z_{k+1} = \boldsymbol{\Theta}_0(\Delta t)z_k + \boldsymbol{\Gamma}_0(\Delta t)\boldsymbol{B}\boldsymbol{F}_k + \boldsymbol{\Gamma}_1(\Delta t)\boldsymbol{B}\boldsymbol{F}_{k+1} \tag{33}$$

$$\begin{cases} z_k = z(t_k) \\ \boldsymbol{F}_k = \boldsymbol{F}(t_k) \end{cases} \tag{34}$$

$\boldsymbol{\Theta}_0(t)$ 是非线性刚度矩阵 $\boldsymbol{D}$ 的指数函数,具体为:

$$\boldsymbol{\Theta}_0(t) = \mathrm{e}^{\boldsymbol{D}\Delta t} = \boldsymbol{I} + \Delta t\boldsymbol{D} + \frac{\Delta t^2}{2!}\boldsymbol{D}^2 + \cdots = \sum_{k=0}^{\infty}\frac{1}{k!}\Delta t^k\boldsymbol{D}^k \tag{35}$$

且:

$$\begin{cases} \boldsymbol{L}(\Delta t) = [\boldsymbol{\Theta}_0(\Delta t) - I]\boldsymbol{D}^{-1} \\ \boldsymbol{\Gamma}_0(\Delta t) = \left[\boldsymbol{\Theta}_0(\Delta t) - \frac{1}{\Delta t}\boldsymbol{L}(\Delta t)\right]\boldsymbol{D}^{-1} \\ \boldsymbol{\Gamma}_1(\Delta t) = \left[\frac{1}{\Delta t}\boldsymbol{L}(\Delta t) - \boldsymbol{I}\right]\boldsymbol{D}^{-1} \end{cases} \tag{36}$$

通过式(36)就可以对复合材料机翼进行气动弹性分析。

5.2　复合材料机翼气动参数

本文所研究的复合材料机翼气动参数可以分为两种:只考虑机翼刚性的参数和考虑机翼柔性的参数。只考虑机翼刚性的气动参数如图 13 所示。考虑机翼柔性的气动参数如图 14 所示。

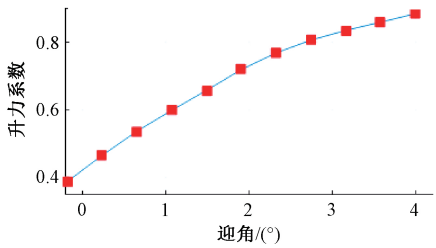

图 13　只考虑机翼刚性的气动参数

Fig.13　The aerodynamic parameters only considering the stiffness of the wing

5.3　静气动弹性分析

采用试验-数值建模方法建立复合材料机翼的动力学模型,并基于模态贡献对模型进行缩减。分别以两种气动参数计算机翼在某一速度和迎角下的变形结果,机翼变形结果对比如图 15 所示。

从图 15 可以看出,两种气动参数数值计算的结果区别明显,气动弹性现象对机翼的结构响应有不可忽略的影响。

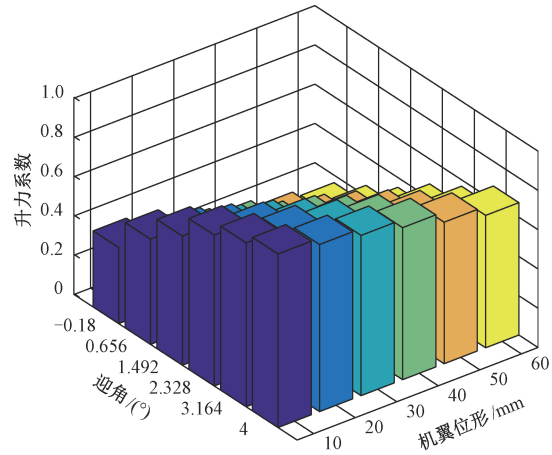

图 14　考虑机翼柔性的气动参数

Fig.14　The aerodynamic parameters considering the flexibility of the wing

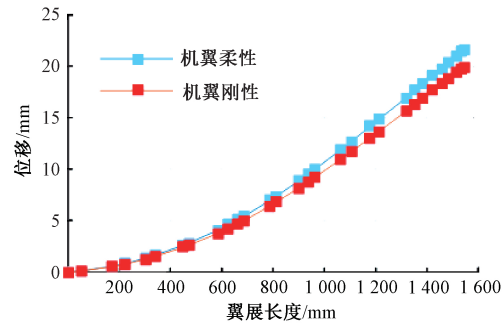

图 15　机翼变形结果对比

Fig.15　The comparison of the wing deformation results

5.4　飞行过程中的气动弹性分析

某一次飞行任务的规划如图 16 所示。

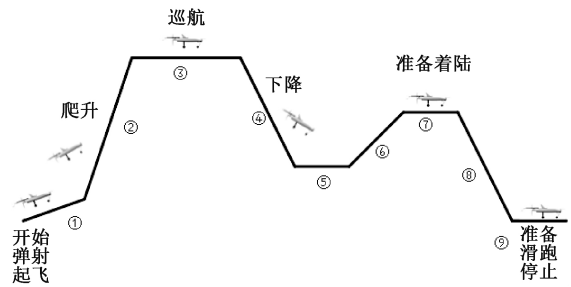

图 16　飞行任务示意图

Fig.16　Flight mission schematic diagram

图 16 所示无人机的飞行任务流程如下。

1)无人机以 7°俯仰角进行弹射起飞;

2)无人机以 11°俯仰角爬升到 1 000 m;

3)保持 1 000 m 高度,以 40 m/s 的速度定速巡航;

4)无人机以-6°俯仰角下降到 500 m;

5)保持 500 m 高度,以 55 m/s 的速度定速巡航。

6)无人机以 11°俯仰角爬升到 750 m;

7)保持 750 m 高度,以 40 m/s 的速度定速巡航;

8)无人机以-6°俯仰角下降,准备着陆;

9)着陆。

计算整个飞行过程中机翼翼尖的位移变化情况,位移结果对比如图 17 所示。

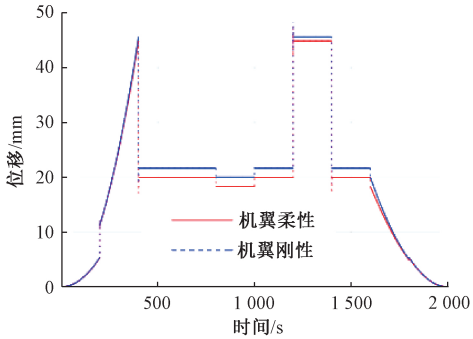

图 17 翼尖位移结果对比

Fig.17 The comparison of the wingtip displacement results

从图 17 可以看出,在低速时气动弹性对机翼动力学响应的影响并不明显,随着速度的增大,影响逐渐变大。

在相平面内,封闭的相轨迹定性描述系统的周期运动。在稳定中心奇点周围,密集的闭轨迹对应系统的自由振动,孤立的闭轨迹对应系统的自激振动,称为极限环。当时间趋于无穷时,如果所有相邻的轨迹都趋近于极限环,则此系统是稳定的,反之系统就不稳定。通过极限环判定机翼振动的稳定性,就可以判别颤振现象是否发生。

当飞行中的无人机的迎角 $\alpha=2°$,速度达到最大速度 $V=55$ m/s 时,机翼的弯扭动力学响应和相位图如图 18 所示。

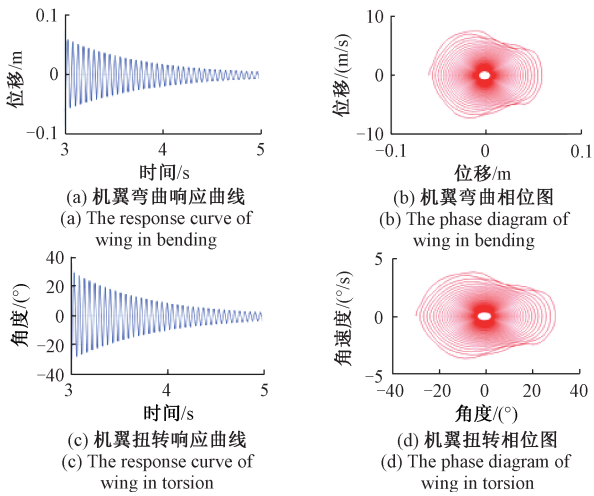

图 18 机翼的弯曲、扭转动力学响应和相位图

Fig.18 Dynamic response and phase diagrams of the wing in bending and torsion

从图 18 可以看出,在最大飞行速度时机翼振动响应逐渐收敛,说明整个飞行过程中机翼没有发生颤振现象。

6 结 论

气动弹性分析在机翼结构分析中的重要性越来越高,作为 CFD/CSD 耦合中的重要一环,结构模型的准确性和求解速度对机翼的气动弹性分析具有很大影响。由于复合材料机翼制造工艺的原因,传统建模方法很难准确地建立机翼结构动力学模型,导致机翼动力学分析的准确性不足。

针对上述问题,本文提出了复合材料机翼的试验-数值建模方法,充分利用了试验的精确性和数值计算快速性的特点。为了进一步提高结构模型的求解速度,基于模态贡献对复合材料机翼动力学模型进行了缩减。

为了对试验-数值建模方法的准确性和模态贡献理论的有效性进行验证,分别进行了全模态、基于模态贡献理论的机翼静载数值计算和试验测试,并将数值计算的结果和试验的结果进行对比分析,误差均较小,与全模态求解结果的误差仅为 0.25% 左右,与静载试验结果最大的误差仅为 6.0%,验证了本文提出的方法准确、有效。

随后,进行了复合材料机翼的气动弹性分析。在机翼的静气动弹性分析中,是否考虑机翼柔性的两种分析结果差异很大。在机翼的动气动弹性分析中,低速时气动弹性对机翼结构响应的影响并不明显,随着速度的增大,影响逐渐变大;在动气动弹性分析中,机翼在最大飞行速度时的振动响应逐渐收敛。上述结果表明,气动弹性现象对机翼的结构响应有不可忽略的影响,同时试验-数值建模方法能够有效地进行复合材料机翼的气动弹性分析。

参考文献

[1] DOWELL E H, CRAWLEY E F, CURTISS H C, et al. A Modern course in aeroelasticity [M]. Springer Netherlands, 2005.

[2] HOPKINS E J, YEE S C. Effect of Wing Flexibility on the Experimental Aerodynamic Characteristics of an Oblique Wing[R]. Washington D C: NASA, 1977.

[3] QIAO Y. Effect of wing flexibility on aircraft flight dynamics[D]. Cranfield: Cranfield University, 2012.

[4] HAZRA S, SCHULZ V, BREZILLON J. Simultaneous

Pseudo-Time Stepping for 3D Aerodynamic Shape Optimization[J]. Journal of Numerical Mathematics, 2008, 16(2):139-161.

[5] NGUYEN N, URNES J. Aeroelastic modeling of elastically shaped aircraft concept via wing shaping control for drag reduction[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2012: 13-16.

[6] HAGHIGHAT S, RA MARTINS J R, LIU H H. Aeroservoelastic design optimization of a flexible wing[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(2): 432-443.

[7] 肖宇,徐国华,招启军.基于自由尾迹方法的复合材料无铰式旋翼气弹稳定性分析[J].航空动力学报,2013,28(5):1086-1094.
XIAO Y, XU G H, ZHAO Q J. Aeroelastic stability analysis of composite hingeless rotor based on free-wake model[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(5): 1086-1094.

[8] 孙海,李坚,杨琳,等.压气机风扇叶片颤振预测和抑制的工程研究[J].航空动力学报,2015,30(4):846-853.
SUN H, LI J, YANG L, et al. Engineering research on prediction and suppression of blade flutter in compressor fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 846-853.

[9] 滕国阳,周晓军,杨辰龙,等.厚截面碳纤维复合材料远表面微缺陷超声检测[J].光学精密工程,2018,26(12):3108-3117.
TENG G Y, ZHOU X J, YANG CH L, et al. Ultrasonic detection method of micro defects in thick-section CFRP[J]. Optics and Precision Engineering, 2018, 26(12):3108-3117.

[10] 刘光,郭亮,胡日查,等.空间相机碳纤维桁架导热增强设计[J].光学精密工程,2017,25(9):2405-2412.
LIU G, GUO L, HU R CH, et al. Thermal conductivity enhancement design for carbon-fiber truss of space camera[J]. Optics and Precision Engineering, 2017, 25(9):2405-2412.

[11] 杨帅,沙巍,陈长征,等.空间相机碳纤维框架的设计与优化[J].光学精密工程,2017,25(3):697-705.
YANG SH, SHA W, CHEN CH ZH, et al, Design and optimization of carbon fiber framework for space camera[J]. Optics and Precision Engineering, 2017, 25(3):697-705.

[12] 孙广开,曲道明,周正干.机器人辅助激光超声检测系统及参量匹配方法[J].仪器仪表学报, 2017,38(8): 1961-1969.
SUN G K, QU D M, ZHOU ZH G. Robot assistant laser ultrasonic test system and its parameter matching method[J]. Journal of Instrument & Instrumentation, 2017,38(8):1961-1969.

[13] 范文茹,雷建,董玉珊,等.基于四电极法的 CFRP 结构损伤检测研究[J].仪器仪表学报,2017,38(4): 961-968.
FAN W R, LEI J, DONG Y SH, et al. Damage detection of CFRP laminate structure based on four-probe method[J]. Journal of Instrument & Instrumentation, 2017,38(4):961-968.

[14] 周勃,俞方艾,张亚楠,等.风力机叶片原生缺陷转捩的能量释放机理研究[J].仪器仪表学报, 2017,38(12): 3053-3060.
ZHOU B, YU F AI, ZHANG Y N, et al. Study on energy release mechanism of native defects transition for wind turbine blade [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017,38(12):3053-3060.

[15] COELHO A M G. Finite element guidelines for simulation of delamination dominated failures in composite materials validated by case studies[J]. Archives of Computational Methods in Engineering, 2016,23(2): 363-388.

[16] 王征,吴虎,史亚锋,等.基于 CFD/CSD 技术的压气机叶片流固耦合及颤振分析[J].航空动力学报,2011, 26(5): 1077-1084.
WANG ZH, WU H, SHI Y F, et al. Fluid-structure interaction and flutter analysis of compressor blade based on CFD/CSD[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1077-1084.

[17] 王俊毅,招启军,马砾,等.直升机旋翼 BVI 状态非定常气弹载荷高精度预估[J].航空动力学报,2015, 30(5): 1267-1274.
WANG J Y, ZHAO Q J, MA L, et al. High-precision on unsteady aeroelastic loads of helicopter rotors in BVI condition [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1267-1274.

[18] 薛志鹏,厉明,贾宏光,等.模态方法下的悬臂梁/类悬

臂梁弹性构件的动力学建模[J].光学精密工程,2015,23(8):2250-2257.
XUE ZH P, LI M, JIA H G, et al. Modal method based on dynamic analysis of cantilever type elastic structures[J]. Optics and Precision Engineering, 2015, 23(8): 2250-2257.

[19] HATCH M R. Vibration Simulation Using MATLAB and ANSYS[M]. New York: CRC Press, 2000.

[20] CHOPRA A K. Dynamics of Structures[M]. New Jersey: Prentice Hall, 1995.

[21] CACCIOLA P, IMPOLLONIA N, MUSCOLINO G. A dynamic reanalysis technique for general structural modifications under deterministic or stochastic input [J]. Computers & Structures, 2005, 83(14): 1076-1085.

作者简介

徐伟,分别在 2011 年和 2013 年于哈尔滨工业大学获得学士学位和硕士学位,现为中国科学院长春光学精密机械与物理研究所助理研究员,主要研究方向为光机结构设计与分析。

E-mail:xuwei007hit@163.com

Xu Wei received his B. Sc. degree in 2011 and M. Sc. degree in 2013 both from Harbin Institute of Technology. Now, he is an assistant researcher in Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences. His main research interests include the design and analysis of mechanical structure of optical equipment.

关永亮(通信作者),2017 年于中国科学院大学获得博士学位,现为长光卫星技术有限公司工程师,主要研究方向为复合材料辨识、航天航空器动力学、空间耦合技术等。

E-mail:guanyongliang2014@163.com

Guan Yongliang (Corresponding author) received his Ph. D. degree from University of Chinese Academy of Sciences in 2017. Now, he is an engineer in Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd. His main research interests include composite material identification, space vehicle dynamics, space coupling technology and etc.