

文章编号:1674-8190(2014)01-099-05

基于响应面插值的非线性气动弹性计算

吴欣龙,王锋,刘朝君

(中国飞行试验研究院 飞机飞行试验技术研究所,西安 710089)

摘要: 飞翼、大展弦比低雷诺数气动布局容易在小迎角的条件下出现气流分离,会带来明显的非线性气动问题,同时气动弹性带来的影响亦不可忽略。针对此类布局提出一种建立基于径向基函数插值的非线性压力系数分布模型的方法,利用径向基函数插值建立面元上压力系数对迎角导数的响应面,将压力系数积分并通过无限板样条(IPS)方法进行气动结构多次迭代插值实现非线性气弹分析。结果验证了该方法对于静气动弹性分析的有效性,同时能准确地反映弹性带来气动效率的降低和变形对升力及阻力的影响。

关键词: 气动弹性;非线性;响应面;径向基函数插值

中图分类号: V215.3

文献标识码: A

Non-linear Aero-elastic Calculation Based on the Response Surface Interpolation

Wu Xinlong, Wang Feng, Li Zhaojun

(Institute of Aircraft Flight Test Technology, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: For flying wing, high aspect ratio low Reynolds number aerodynamic layout is easy in a small angle of attack occurs under conditions of flow separation, it will bring significant non-linear aerodynamic problems, while the impact of aero-elastic problem also can not be ignored. For this type of layout presents a radial basis function interpolation to establish the non-linear pressure coefficient distribution model. Established by radial basis function interpolation surface element on the angle of attack on the pressure coefficient derivative response surface, the pressure coefficient points and through infinite plate spline(IPS) method of interpolation of multiple iterations to achieve aerodynamic structure nonlinear aero-elastic analysis. The results show that the method for static aero-elastic analysis of the effectiveness of flexibility while accurately reflect bring aerodynamic efficiency loss and distortion effects on lift and drag.

Key words: aero-elastic; non-linear; response surface; radial basis function interpolation

0 引言

基于线化理论的各种非定常气动力模型已经广泛用于型号工程的气动弹性分析,但是在大展弦比长直机翼、飞翼、超大展弦比布局的气动弹性分析中,必须考虑飞机因为低雷诺数飞行、无平尾等因素带来小迎角下气流分离的非线性因素等问题^[1],否则这些模型无法应用。随着计算机水平的

大幅提高,CFD技术已经被广泛地运用于各种工程。近年来,气动力计算逐渐采用了以跨音速小扰动方程、N-S方程或Euler方程为基础的CFD技术来计算非定常气动力^[2]。这种方法直接从流动的基本方程出发,模拟空间流场的状态,可以真实地反应飞机的非线性气动力。对于非定常气动弹性计算,通常使用共模计算^[3]或者建立不同模型数据交互方程,这些方法普遍存在以下三个缺点:①计算量大,耗时多,不便于型号研制;②网格数量多,难以建立数据交换方程;③CFD计算时单纯考虑刚体,无法计算气动弹性带来的影响。

收稿日期:2013-10-25; 修回日期:2013-12-18

通信作者:吴欣龙, sffy32@126.com

上述缺点使得应用系统的分析和设计越来越困难,一定程度上阻碍了 CFD 技术在工程领域中的进一步运用。对于各种非定常气动力模型,基于线化理论的面元法又无法满足非线性段的计算要求。

针对上述问题,本文建立不同迎角下 CFD 计算的压力系数分布数据库,通过 Nastran 的 DAMP 二次开发用径向基函数插值模型替换原有的线化的面元气动计算模块,可以将非线性的气动力耦合至 Nastran 气弹计算模块中进行非线性气弹弹性计算分析。

1 基于径向基函数的气动力建模

1.1 径向基函数

径向基函数(Radial Basis Function,简称 RBF)是在多维空间中进行插值的一种方法。它是一种学习神经网络法的新手段,以径向函数为基函数利用基函数来确定周围已知数据点到网格节点的最佳权重,通过线性叠加构造的模型为径向基函数模型^[4-6]。

假设设计变量个数为 d ,欧氏范数 $\|x - x_j\|_2$ 为点 x 到样本点 x_j 的径向距离,即径向基函数近似模型 $s(x)$ 可表示为

$$s(x) = \sum_{j=1}^N \lambda_j \varphi(\|x - x_j\|_2) \quad (1)$$

$$\|x - x_j\|_2 = \sqrt{(x - x_j)^T(x - x_j)} = \sqrt{\sum_{i=1}^d (x^i - x_j^i)^2} \quad (2)$$

式中: N 为插值样本点个数; λ_j 为通过插值待确定的常数; φ 为径向距离 $\|x - x_j\|_2$ 的函数,在插值点处有式(2)的存在。

通过样本点 $x(x_1, x_2, x_3, \dots)$ 和 $F[F(x_1), F(x_2), F(x_3), \dots]$,由 $s(x_j) = F(x_j)$ 可得

$$Aa = R \quad (3)$$

$$A_{ij} = \varphi(\|x - x_j\|_2) \quad (4)$$

式中: $a = [\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_N]^T$; $R = [F_1, F_1, \dots, F_1]^T$ 。

利用式(1)的 N 个方程来求解 N 个未知数,将其回代至式(3)可得到径向基函数的近似模型。

1.2 非线性气动力建模

利用纳维-斯托克斯方程和湍流模型,在海平面条件下以 40 m/s 速度飞行时,分别计算不同迎角下的表面压力系数分布,沿展向、弦向分别提取上下表面压力系数差。 $\Delta C_p / \Delta \alpha$ 近似表示当地导数。利用径向基函数模型建立压力系数导数的响应面,该模型有三个设计变量(展向、弦向站位及迎角),压力系数导数为响应量。若要分析研究各个舵面效率或横航向运动,可建立更多设计变量。

此模型气动力分布形式类似于一般大展弦比长直机翼,建立的模型和样本点的图样如图 1 所示,黑色小点为真实的样本点,几乎所有样本点都落在响应面上,满足数学上的精度。

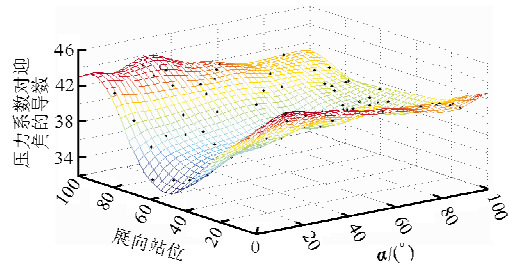


图1 径向基函数响应面

Fig. 1 Radial basis function response surface

2 气动弹性力计算

将基于径向基函数的气动力通过二次开发技术迭代至 Nastran 的气动弹性计算模块中,修正 Nastran 的线化计算方法。

静气动弹性的矩阵多数是在子程序 PFAERO 中计算的,Nastran 每一次配平计算都计算稳定性导数。

通过式(5)得到压力系数导数矩阵 f_j ,将径向基函数中的压力系数导数替换式(5)中的 f_j ,得到刚性飞机的非线性气动力导数^[7-8]。

$$f_j = q_d A_{jj}^{-1} (M_{\infty}, k) W_j \quad (5)$$

$$F_k = q_d W_{jk} S_{ij} A_{jj}^{-1} (D_{jk} u_k + D_{jx} u_x) \quad (6)$$

式中: D_{jk} 、 D_{jx} 为物质导数矩阵; u_k 、 u_x 为节点位移; F_k 为面元上的空气动力。

求得矩阵非线性 F_k 通过总体样条矩阵 ($F_a = G_{ka}^T F_k$) 转化为 a 集下的力

$$(K_{uu} - q_d Q_{uu})u_a + M_{uu}\dot{u}_a = q_d Q_{ux}u_x \quad (7)$$

$$\begin{cases} Q_{uu} = G_{ku}^T W_{kk} S_{kj} A_{jj}^{-1} D_{jk} G_{ku} \\ Q_{ax} = G_{ka}^T W_{kk} S_{kj} A_{jj}^{-1} D_{jk} \end{cases} \quad (8)$$

通过计算得到位移 u_a , 建立气动力和位移的关系(式(10)):

$$\Delta w_j = D_j \times (u_a - u_0) \quad (9)$$

$$\Delta f_j = A \times \Delta w_j \quad (10)$$

u_0 为结构节点初始位置, 通过位移计算下洗变化量 Δw_j , 重新计算压力系数导数 $\Delta f_j + f_j$ 。由压力系数积分得到面元上的气动力系数 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{L\beta}$ 等导数。

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\beta}\beta + C_{Lp} \frac{\dot{p} w b_{ref}}{2V} + C_{Lq} \frac{q_w c_{ref}}{2V} + C_{Lr} \frac{\dot{p} w b_{ref}}{2V} + \sum_i C_{L\delta i} \delta \quad (11)$$

在飞机纵向运动中, 因为没有偏航、滚转, 所以 α 、 β 、 q_w 、 r_w 值为 0。若将 Nastran 中的线性气动力改为非线性气动力的计算结果, 不仅 $C_{L\alpha}$ 需要修改同时还要对 C_{L0} 做一改变。因此, 式(11)可以简化为

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \quad (12)$$

通过变形后压力系数导数 $\Delta f_j + f_j$ 迭代至方程(8)计算 u_a 的值, 反复迭代直至 $\Delta(u_a - u_0)$ 小于一定精度值。

3 算例分析

以一个小型 V 尾无人机为例, 将机翼与机身统一视为升力面, 沿展向划分 23 列网格, 沿弦向划分 4 组网格, V 尾翼划分 16 个面元, 展向 8 列, 弦向 2 组。以偶极子网格法(Double-Lattice Method, 简称 DLM)面元法和本文的插值方法分别计算海平面条件、40 m/s 状态下 2° 、 4° 、 8° 、 12° 、 18° 迎角飞行时的结果, 插值计算时取每个面元单元 $1/4$ 弦长线中点坐标处的压力系数对迎角的导数值近似代替面元单元上的平均值, 以此得到不同迎角下的升力系数、阻力系数和升阻比, 并与 CFD 计算结果进行对比, 如图 2~图 4 所示。其中, CFD 是刚性条件下气动力的计算结果, 插值迭代是通过二次开发修正了的 Nastran 计算结果。

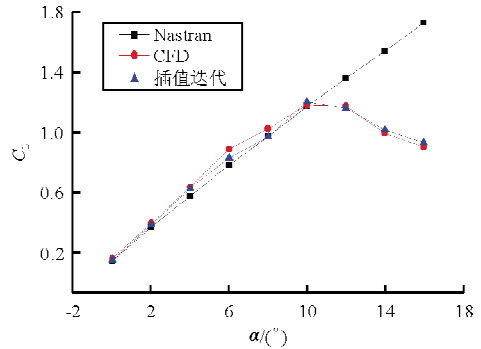


图 2 升力系数

Fig. 2 Lift coefficients

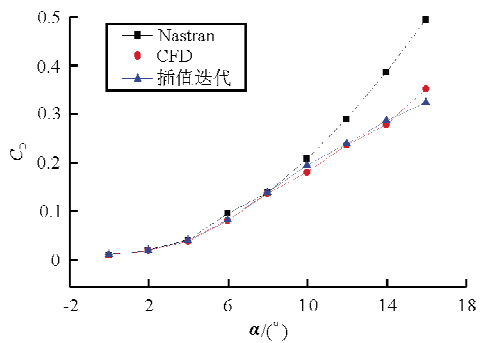


图 3 阻力系数

Fig. 3 Drag coefficients

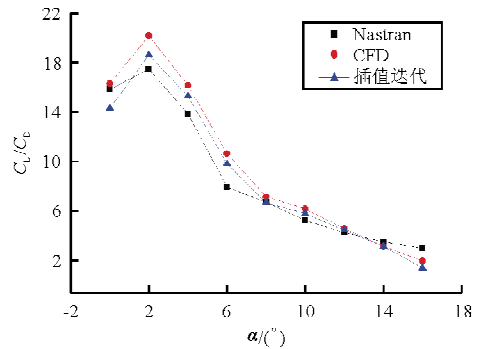


图 4 升阻比

Fig. 4 Lift-drag ratio

从图 2~图 4 可以看出: 线化的计算方法虽然可以得到弹性气动力的计算结果, 但是在迎角下出现非线性时, 计算精度无法满足要求; 在 CFD 计算过程中未考虑弹性造成的气动力损失; 利用二次开发技术将径向基函数构造的非线性气动力响应面替换掉 Nastran 中的气动力计算模块, 避免了大量的 CFD 运算, 节约了设计周期, 同时计算结果较 Nastran 的 DLM 法更为精确。

不同角度下飞机气动力、翼尖扭转角、翼尖挠度在两种弹性计算方法下的区别如表 1 所示。

表1 不同角度下飞机气动力、翼尖扭转角、翼尖挠度在两种弹性计算方法下的区别

Table 1 Difference among the overall aerodynamic aircraft, wingtip torsion angle and wingtip deflection in both elastic computing methods under different angles

方法	迎角/(°)	弹性气动力/N	翼尖的最大扭转/(°)	翼尖的最大挠度/m
Nastran 计算	3	527.040	0.57	0.011
	10	1 186.760	1.72	0.030
	16	936.480	1.76	0.026
插值计算	3	548.600	0.63	0.014
	10	1 236.490	1.62	0.026
	16	947.527	1.82	0.040

表2 静气动弹性纵向计算中的气动导数在刚性和弹性条件下的区别

Table 2 Calculation of static aeroelastic longitudinal aerodynamic derivatives difference in rigidity and elasticity conditions

迎角	导数	刚性			弹性		效率因子	
		插值	CFD	Nastran	插值	Nastran	插值	Nastran
4°	$C_{L\alpha}$	-6.156 99	-5.815 27	-6.156 99	-6.181 02	-6.181 02	0.996	0.996
	$C_{M\alpha}$	-0.325 93	-0.360 30	-0.325 93	-0.325 70	-0.325 70	1.001	1.001
8°	$C_{L\alpha}$	-4.118 80	-3.718 83	-6.156 99	-4.242 84	-6.181 02	0.971	0.996
	$C_{M\alpha}$	-0.446 70	-0.460 60	-0.325 93	-0.446 80	-0.325 70	1.000	1.001
12°	$C_{L\alpha}$	-0.153 43	-0.141 98	-6.156 99	-0.159 38	-6.181 02	0.963	0.996
	$C_{M\alpha}$	-0.576 22	-0.589 65	-0.325 93	-0.575 81	-0.325 70	1.001	1.001
16°	$C_{L\alpha}$	1.660 75	2.136 80	-6.156 99	1.748 80	-6.181 02	0.950	0.996
	$C_{M\alpha}$	-0.029 80	-0.028 67	-0.325 93	-0.030 33	-0.325 70	0.983	1.001

4 结 论

(1) 本文提出了一种基于径向基函数插值的非线性压力系数分布模型的建模方法,利用非线性气动力建立插值模型,通过二次开发技术,应用到Nastran的气弹计算模块中提高了计算速度,同时能够实现非线性的静气动弹性分析计算,其结果能预测一些在大迎角飞行时带来的非线性气弹问题,随着迎角增大非线性气动模型下的气动效率较线性的低,同时也准确地反映了静稳定度从线性、非线性到静不稳定的真实变化特征。在耦合计算时将气动力不断地迭代,能够有效地模拟真实飞行中的气动弹性力。

(2) 本文提出的静气弹计算方法,能够应用在飞机总体设计中,实现气动参数的估算,大大减少

从表1可以看出:机翼正扭转必然带来气动载荷的增加,载荷加大引起扭转加剧。因为非线性的情况下后缘通常首先失速,导致机翼产生比线性条件下更大的正扭转^[9-10]。因此,非线性对于弹性机翼造成的影响不可忽略。

考虑弹性变形计算迎角有关的气动导数,得到的结果如表2所示(表示气流坐标系下的结果),效率因子为 $C_{L\alpha}^e/C_{L\alpha}^r$ 。在考虑弹性后,非线性气动力带来气动效率损失。如果飞机的柔性大,气动效率损失会更高。可见线化的计算对于计算大展弦比、低雷诺数飞机时不够精确。

了CFD因为网格数量多而导致的气动参数估算计算周期较长的弊端,实现了气动弹性的非线性计算。

参考文献

- [1] 张伟伟,叶正寅.基于CFD的气动力建模及其在气动弹性中的应用[J].力学进展,2008,38(1):77-86.
Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. On unsteady aerodynamic modeling based on CFD technique and its application on aeroelastic analysis[J]. Advances in Mechanics, 2008, 38(1): 77-86. (in Chinese)
- [2] 邱菊,孙秦.基于DLM与CFD法的飞机平尾气动力计算比较[J].计算机辅助工程,2009,18(2):21-24.
Qiu Ju, Sun Qin. Comparison of aerodynamic force computation of horizontal tail of aircraft based on DLM and CFD [J]. Computer Aided Engineering, 2009, 18(2): 21-24. (in Chinese)
- [3] 谭林林,瞿进.基于共模型技术的大展弦比飞机气动/结构

- 耦合性设计[J]. 民用飞机设计与研究, 2011(1): 7-12.
Tan Linlin, Qu Jin. Couple aerodynamic structural design of high-aspect ration aircraft based on the shared model technology large aspect ratio of model aircraft aerodynamic technology/structure interaction design based[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2011(1): 7-12. (in Chinese)
- [4] 吴宗敏. 径向基函数的表示[J]. 数学进展, 1998, 27(3): 203-208.
Wu Zongmin. Radial basis functions a survey[J]. Advances in Mathematics, 1998, 27(3): 203-208. (in Chinese)
- [5] Srinivas Kodyala. Design of experiments based response surface models for design optimization [R]. AIAA-98-2030, 1998.
- [6] 熊俊涛. 基于响应面方法的气动优化设计[D]. 西安: 西北工业大学航空学院, 2005.
Xiong Juntao. Aerodynamic optimization design based on the response surface method[D]. Xi'an: School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [7] 冉玉国, 韩景龙, 员海玮. 间隙非线性结构气弹响应分析程序的 DMAP 开发[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(1): 41-46.
Ran Yuguo, Han Jinglong, Yuan Haiwei. Development of aeroelastic response solution sequence with DMAP language for freeplay nonlinear[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39(1): 41-46. (in Chinese)
- [8] 谢长川, 杨超. 大展弦比飞机的几何非线性气弹问题[C]. 湖州: 第七届全国空气弹性学术交流会, 2001.
Xie Changchuan, Yang Chao. Geometric nonlinear aeroelastic problems of high aspect ratio aircraft[C]. Huzhou, Seventh National Symposium on Flexible Air, 2001. (in Chinese)
- [9] 郭承鹏, 董军, 杨庆华, 等. 机翼的静气动弹性分析方法研究[J]. 振动与冲击, 2007, 26(10): 140-144, 193.
Guo Chengpeng, Dong Jun, Yang Qinghua, et al. Study on static aeroelastic analysis methodology for aircraft wings [J]. Journal of Vibration and Shock, 2007, 26(10): 140-144, 193. (in Chinese)
- [10] 邓立东, 李天. 柔性飞机的非线性飞行载荷计算研究[J]. 飞行力学, 2004, 22(4): 85-88.
Deng Lidong, Li Tian. Research of nonlinear flight loads calculation on a flexible aircraft [J]. Flight Dynamics, 2004, 22(4): 85-88. (in Chinese)

作者简介:

吴欣龙(1988—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:气动设计、飞行力学。

王 锋(1983—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行力学。

刘朝霞(1986—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:气动设计。

(编辑:赵毓梅)