

CFD 结合降阶模型预测阵风响应¹⁾

杨国伟²⁾ 王济康

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)

摘要 传统的阵风响应主要在频域内进行分析, 气动载荷基于线性方法计算, 不能考虑黏性和跨声速流动影响. 飞机设计需考虑不同频率和不同形状阵风的响应, 基于 CFD 的阵风响应预测由于计算工况太多, 工作量巨大. 本文发展了一种 CFD 结合非定常气动力 ARMA (autoregressive-moving-average model) 降阶模型的阵风响应分析方法. CFD 只要针对给定频率和形状的一种阵风响应进行计算, 对获得的气动力时间历程运用线性最小二乘法参数辨识 ARMA 降阶模型的系数, 则对任意频率和形状的阵风, 代入降阶模型即可确定该阵风的响应, 大大提高了计算效率. 为效验发展的方法, 先计算 NACA0012 翼型在低马赫数 0.11 的阵风响应, 通过对比 CFD、ARMA 降阶模型及早期发展的不可压阵风响应预测方法的结果, 验证了方法的有效性. 再对比 CFD、ARMA 在跨声速马赫数 0.8 的阵风响应预测结果, 证实所发展的方法对跨声速阵风响应预测亦是有效的.

关键词 CFD, 阵风响应, ARMA 降阶模型, 参数辨识, 最小二乘法

中图分类号: O355, V211 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2008)02-0145-09

引 言

阵风响应研究飞行器通过大气阵风引起的响应问题. 阵风响应分为时间和频域两种分析方法. 传统的频域阵风响应分析方法是将气动弹性运动方程在广义坐标系下写为频域形式, 输入不同频率的谐频阵风, 其引起气动力通过修正频域广义空气动力影响系数加以考虑. 时间域分析方法在早期针对不可压流动的二维翼型发展了 Wagner 和 Kussner 解析函数方法^[1], Wagner 方法用于预测翼型攻角阶跃变化的升力时间变化历程, Kussner 方法预测阶跃阵风的升力时间历程. 任意形状的阵风响应可以通过 Duhamel 积分获得的卷积公式计算. 后来通过对 Kussner 函数的系数进行经验修改^[2], 使该方法也可用于可压缩流动的阵风响应分析. 其缺点是该方法只对二维平板不可压流动有效.

作者在 2004 年率先开展了基于 CFD 的飞行器阵风响应计算^[3], 通过耦合求解 NS 方程和结构运动方程, 数值模拟了考虑和不考虑结构弹性变形的俯仰和沉浮两自由度运动的阵风响应, 为基于 CFD 模拟阵风响应奠定了基础. 基于 CFD 的飞行器阵风响

应计算的缺点是计算量巨大, 不适合于飞行器研制中需对不同频率和不同形状阵风响应的需要, 也难于与气动伺服弹性结合研究飞行器的阵风减缓设计.

近 10 年来, 为了开展气动弹性定性分析和参数设计, 基于 CFD 的非定常气动力降阶模型 (reduced order model, ROM) 得到了长足发展, 其方法主要分为本征正交分解法 (proper orthogonal decomposition, POD) 技术^[4], 基于系统辨识技术^[5]和基于谐波平衡 (harmonic balance, HB) 技术^[6]发展的各种非定常气动力降阶模型. 本文选择基于系统辨识的 ARMA 模型进行阵风响应研究, 主要研究 CFD 结合该模型模拟阵风响应的可行性, 因此, 选择 NACA0012 翼型作为算例, 通过 CFD 直接模拟、ARMA 模型及其不可压阵风响应解析解的相互比较, 验证本文所发展的方法.

1 Wagner 和 Kussner 阵风响应模型

1.1 Wagner 阵风响应模型

对不可压流动, 二维平板从 0° 突然变到 α_0 攻角指数阶跃响应, 其升力随时间的变化历程可以表

2007-05-10 收到第 1 稿, 2007-09-30 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金项目 (10672168) 和自然科学基金创新研究群体项目 (10621202) 资助.

2) E-mail: gwuyang@imech.ac.cn

示为

$$L = 2\pi\rho_\infty U_\infty^2 b\alpha_0\phi(s) \quad (1)$$

Wagner 函数 $\phi(s)$ 可以近似表示为

$$\phi(s) \approx 1 - 0.165e^{-0.045s} - 0.335e^{-0.3s}$$

式中 ρ_∞, U_∞, b 分别表示来流密度、速度和半弦长, $s = tU_\infty/b$ 为无量纲时间.

任意时间相关的攻角输入可以描述为在 $3/4c$ 弦向点产生时间相关的速度 $w_{3/4c} = U_\infty\alpha_0$, 则任意阵风形状的响应可以表示为如下卷积公式

$$L = 2\pi\rho_\infty U_\infty b \left[w_{3/4c}(0)\phi(s) + \int_0^s \frac{dw_{3/4c}(\sigma)}{d\sigma} \phi(s-\sigma)d\sigma \right] \quad (2)$$

1.2 Kussner 阵风响应模型

对不可压流动, 二维平板 0 时刻在前缘遇到速度为 w_g 的阶跃阵风, 阵风可以表示为

$$w_g = \begin{cases} w_g, & \bar{x} < s \\ 0, & \bar{x} > s \end{cases} \quad (3)$$

其中 $\bar{x} = x/b$ 为无量纲长度. 则升力随时间的变化历程可以表示为

$$L = 2\pi\rho_\infty U_\infty b w_g \psi(s) \quad (4)$$

Kussner 函数 $\psi(s)$ 可以近似表示为 $\psi(s) \approx 1 - 0.5e^{-0.13s} - 0.5e^{-s}$, 相应地, 对任意阵风输入, 其升力时间历程可以表示为如下的卷积公式

$$L = 2\pi\rho_\infty U_\infty b \left[w_g(0)\psi(s) + \int_0^s \frac{dw_g(\sigma)}{d\sigma} \psi(s-\sigma)d\sigma \right] \quad (5)$$

如对于常用的一减余弦型 (one-minus-cosine) 阵风 $w_g = U_\infty\alpha_0[1 - \cos(2\pi x/H)]$ 离散阵风响应输入, 其升力系数响应可表示为

$$C_L = 2\pi\alpha_0 \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi}{H}\eta\right) - \frac{1}{2} \frac{2\pi}{H} e^{-0.13s} \int_0^\eta \sin\left(\frac{2\pi}{H}\sigma\right) e^{0.13\sigma} d\sigma + \frac{1}{2} \frac{2\pi}{H} e^{-s} \int_0^\eta \sin\left(\frac{2\pi}{H}\sigma\right) e^\sigma d\sigma \right] \quad (6)$$

其中当 $\sigma < H$ 时, $\eta = s$, 当 $\sigma > H$ 时, $\eta = H$.

此外, 假设计算时间步长为 Δs , 将 $e^{\Delta s} \approx 1 + \Delta s + 0.5\Delta s^2$ 泰勒级数展开, 式 (4) 可以写为递归的形式

$$C_L(n) = -a_1 C_L(n-1) - a_2 C_L(n-2) + b_0 w_g(n) + b_1 w_g(n-1) \quad (7)$$

其中 $a_1 = -(1.13\Delta s + 2)/a_0$, $a_2 = 1/a_0$, $b_0 = (0.13\Delta s^2 + 0.565\Delta s)/a_0$, $b_1 = 0.565\Delta s/a_0$, 这里 $a_0 = 0.13\Delta s^2 + 1.13\Delta s + 1$. 式 (7) 实际上就是我们介绍的 ARMA 模型的一个特例.

将 Wagner 和 Kussner 函数写为一般形式 $\psi(s) \approx c_0 + c_1 e^{-\beta_1 s} + c_2 e^{-\beta_2 s} + c_3 e^{-\beta_3 s}$, 早年许多学者研究了对不同马赫数的阵风响应其系数 c_i, β_i 的选取方法, 选取对应的系数, 式 (2) 和式 (5) 可以用于可压缩流动的阵风响应近似计算.

2 CFD 阵风响应计算

将没有阵风的定常流场作为初始流场. 假设 0 时刻阵风位于翼型的前缘, 对于阵风响应有两种计算方法, 一种是在每一时刻, 通过动网格技术, 将翼型网格变形到该时刻的对应攻角, 再进行流场计算. 另一种是翼型及其网格保持不动, 在每个计算网格点加上对应时刻的随时间变化的阵风速度. 如对于一减余弦型阵风响应, 对于所有 $\bar{x} < s$ 的网格点, 均加上对应时刻的阵风速度 $w_g(s)$, 这种方法可以避免动网格变形, 本文选用该方法研究阵风响应.

3 ARMA 模型

上面对 Kussner 模型改写为式 (7), 事实上就是一种 ARMA 模型. ARMA 模型写为一般形式为

$$C_L(n) = -a_1 C_L(n-1) - a_2 C_L(n-2) - \dots - a_{n_a} C_L(n-n_a) + b_0 w_g(n) + b_1 w_g(n-1) + \dots + b_{n_b} w_g(n-n_b) \quad (8)$$

这里 $C_L(n)$ 是 n 时刻的升力系数, $w_g(n)$ 表示 n 时刻翼型前缘的阵风速度. n_a, n_b 表示模型对应的阶数, 其值大小取决于具体的问题. $a_1, \dots, a_{n_a}; b_1, \dots, b_{n_b}$ 是待定系数. 通过对某一阵风响应进行 CFD 计算, 目的就是要确定这些系数. 这些系数一旦确定, 其它任何阵风形状, 其响应只要使用式 (8) 计算即可. 式 (8) 物理概念非常清楚, 即对于非定常流动, 任意时刻的气动特性与时间历程相关. 这里, 该模型是针对升力系数写出的, 实际上, 对其它气动参数同样适用.

式 (8) 的待定系数 $a_1, \dots, a_{n_a}; b_1, \dots, b_{n_b}$ 使用线性最小二乘法确定, 即将式 (8) 改写为矩阵形式

$$C_L = A\theta \quad (9)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} C_L &= [C_L(1), C_L(2), \dots, C_L(N)]^T \\ \theta &= [a_1, a_2, \dots, a_{n_a}, b_0, b_1, \dots, b_{n_b}]^T \\ A &= [-C_L(n-1), -C_L(n-2), \dots, -C_L(n-n_a), \\ & \quad w_g(n), w_g(n-1), \dots, w_g(n-n_b)]_{N \times (n_a+n_b)}, \\ & \quad n = 1, 2, \dots, N \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

N 是用于参数辨识的基于给定某一阵风升力系数响应的离散点总数, 且要求 $N \gg n_a + n_b$. 式 (9) 是由 N 个方程且只有 $n_a + n_b$ 个未知数的超定方程. 使用线性最小二乘法参数辨识时将式 (9) 两边左乘 A 的转置矩阵, 得到

$$A^T C_L = A^T A \theta \quad (11)$$

式 (11) 包含 $n_a + n_b$ 方程和 $n_a + n_b$ 个未知数组成的线性方程组, 可以通过正常的线性方程组 LU 分解法求解.

4 阵风响应计算应用

4.1 基于 Wagner 和 Kussner 模型的阵风响应计算

对不可压流动, 平板机翼初始攻角为 0° , 给定攻角指数阶跃为 $\alpha_0 = 2^\circ$, 根据 Wagner 公式 (1), 计算升力系数的时间变化历程如图 1(a) 所示. 同理, 假设在 0 时刻平板机翼前缘遇到速度为阶跃阵风 $U_\infty \alpha_0$, 根据 Füssner 公式 (4) 计算的升力系数时间变化历程如图 1(b).

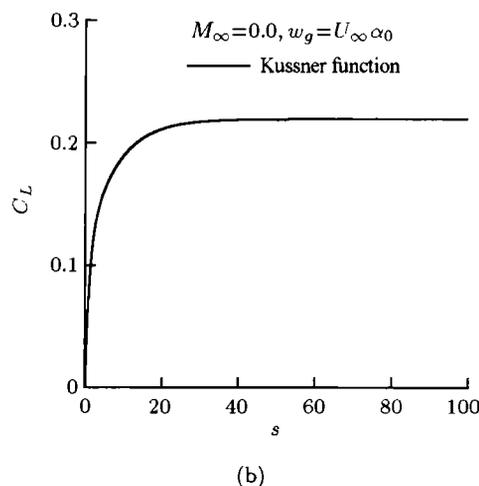
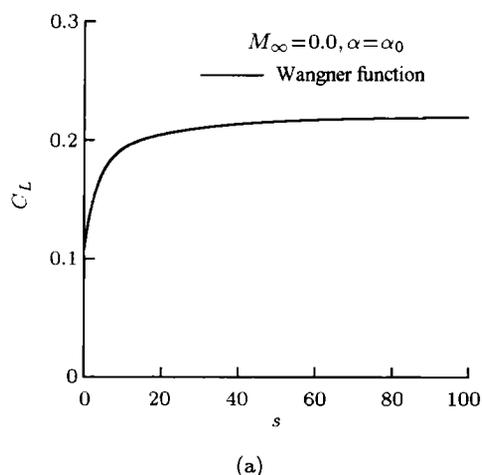


图 1 不可压流动攻角指数阶跃和阵风阶跃升力系数响应
Fig.1 Indicial lift response to a step angle of attack and a sharp-edge gust at Mach 0.11

根据 Wagner 和 Füssner 卷积公式 (2),(5) 可以预测任意阵风的升力响应. 这里我们用 Füssner 卷积公式 (5) 计算了阵风输入为

$$w_g = \begin{cases} U_\infty \alpha_0 [1 - \cos(2\pi x/H)], & 0 < x < H \\ 0, & \text{其他} \end{cases}$$

和

$$w_g = \begin{cases} U_\infty \alpha_0 \sin(2\pi x/H), & 0 < x < H \\ 0, & \text{其他} \end{cases}$$

的阵风响应, 对一减余弦型阵风, 取 $H = 10b, 50b$, 对正弦阵风, 取 $H = 50b$, 它们对应的升力系数响应时间历程如图 2 所示.

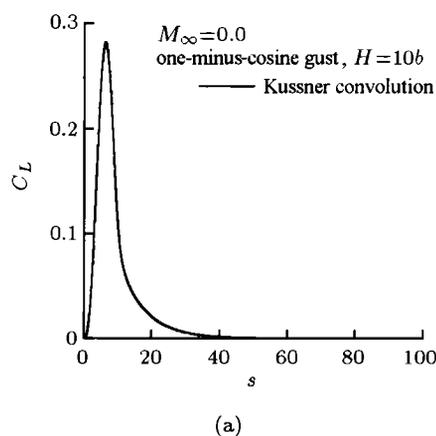


图 2 Kussner 卷积公式计算的一减余弦型和正弦阵风升力响应时间历程

Fig.2 Lift responses with Kussner function to one-minus-cosine and sinusoidal gusts at Mach 0.11

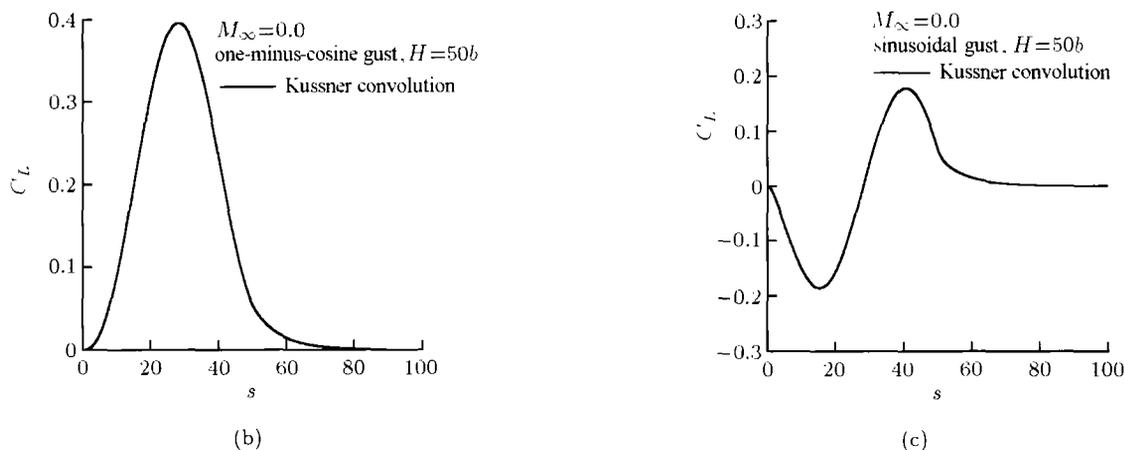


图 2 Kussner 卷积公式计算的一减余弦型和正弦阵风升力响应时间历程 (续)

Fig.2 Lift responses with Kussner function to one-minus-cosine and sinusoidal gusts at Mach 0.11 (continued)

取 $\Delta s = 0.01$, 分别用上面 4 种阵风响应通过参数辨识得到式 (7) ARMA 降阶模型系数及基于 Kussner 函数解析解列于表 1. 可以发现, 无论对哪种阵

风响应进行参数辨识, ARMA 降阶模型系数都能保持小数点后 3 位有一致的结果.

表 1 基于 Kussner 模型的各种阵风响应 ARMA 降阶模型参数辨识比较

Table 1 Coefficient comparisons of Kussner function-based ARMA model for different gust shapes

	Analytical solution	1	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/10)$	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/50)$	$\sin(2\pi\bar{x}/50)$
a_1	-1.988 80	-1.988 75	-1.988 60	-1.988 70	-1.988 92
a_2	0.988 81	0.988 76	0.988 873	0.988 71	0.988 94
b_0	3.518 36e-2	3.534 08e-2	3.510 380e-2	3.539 29e-2	3.491 28e-2
b_1	-3.510 29e-2	-3.525 96e-2	-3.502 380e-2	-3.531 11e-2	-3.483 33e-2

4.2 CFD 直接计算及 ARMA 模型阵风响应计算

下面针对 NACA0012 翼型, 生成 H 型 2 块结构网格, 网格数为 $2 \times 218 \times 61$, 离物面最近的网格距离为 $1e-5$, x 方向流入、流出边界距翼型前、后缘分别为 5 倍和 9 弦长, 法向远场边界距物面 5 倍弦长, 翼型上、下表面分别布置 150 个网格. 使用自己

开发 Navier-Stokes 程序研究阵风响应, 所有计算均以 0° 攻角的定常流场作为初始流场.

首先取来流马赫数 $M_\infty = 0.11$, 阵风输入为上面给定的 4 种工况, CFD 直接计算的阵风响应见图 3 中的实线. 由于 $M_\infty = 0.11$ 可以近似为不可压流动, 上面基于二维平板无黏解析解的结果用虚线表

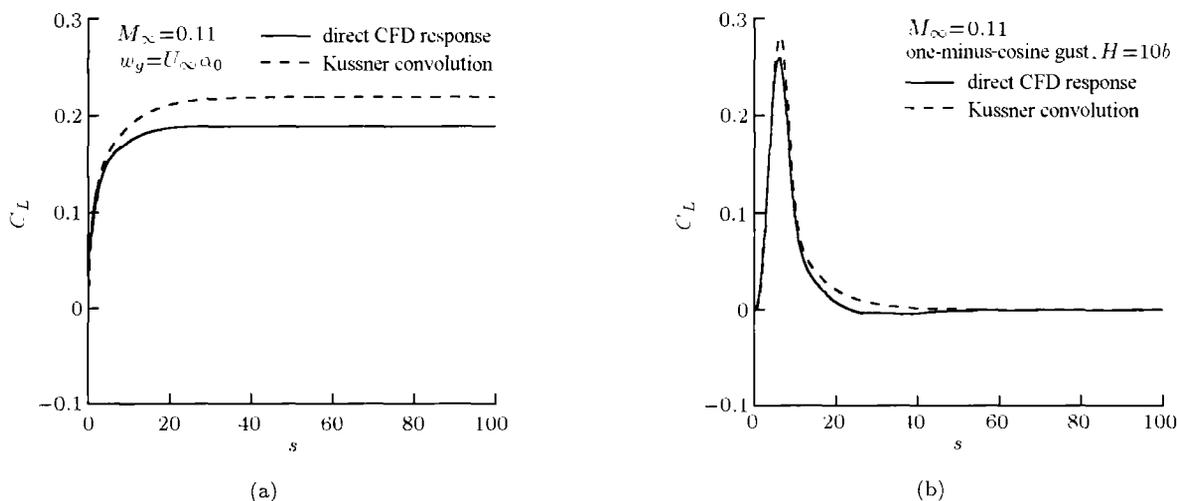


图 3 直接 CFD 阵风响应计算与 Kussner 卷积公式计算结果比较

Fig.3 Gust response comparisons calculated with direct CFD and Kussner function

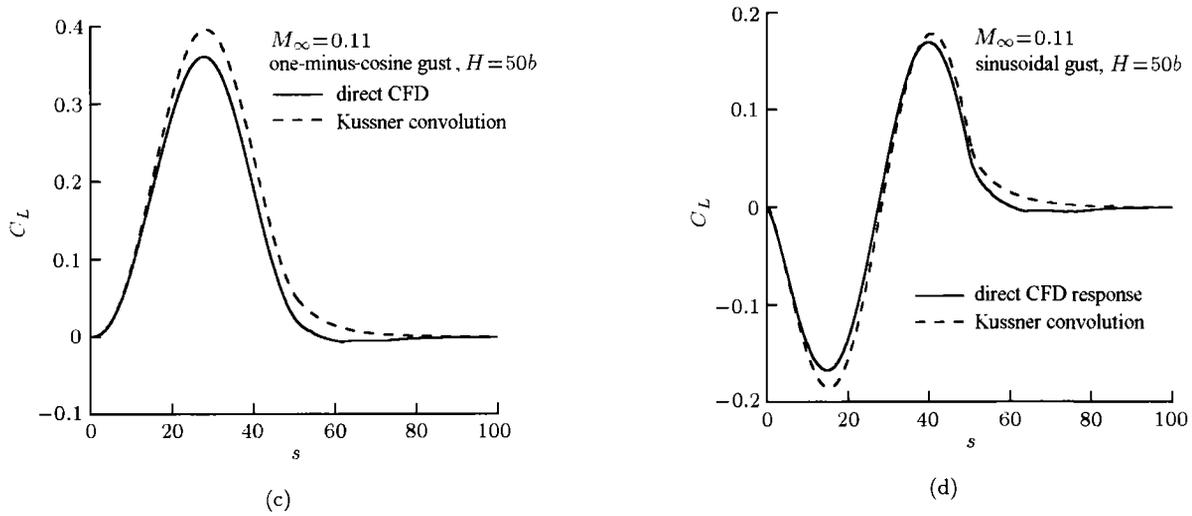


图 3 直接 CFD 阵风响应计算与 Kussner 卷积公式计算结果比较 (续)

Fig.3 Gust response comparisons calculated with direct CFD and Kussner function (continued)

示, 通过对比可以知道, 直接 CFD 计算结果与 Kussner 理论模型预测的升力时间历程趋势一致, 只不过基于不可压无黏理论模型预测的升力峰值要大于黏性 CFD 结果, 这与空气动力学理论分析一致。

取上面计算的任意阵风形状的升力时间响应历程作为输入条件, 均可通过参数辨识得到 ARMA 模型的任意阶系数, 通过 CFD 结果与 Kussner 卷积公式结果比较知道, (2,1)ARMA 模型已足以获得足够的精度, 上面 4 种阵风响应的辨识参数比较列于表 2。后两种辨识的参数基本一致, 与第 1 和第 2 种辨识的结果均有较大差别, 到底取哪组数据作为输入数据才能得到最好的结果需要研究, 我们定义如下拟合效率参数

$$\eta = 1 - \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (C_{Li} - \hat{C}_{Li})^2}{\sum_{i=1}^N C_{Li}^2}} \quad (12)$$

其中 \hat{C}_{Li} 为通过 ARMA 参数辨识计算的升力系数, 当 $\eta = 1$ 时表示 ARMA 模型与 CFD 直接计算结果完全一致, 表 3 给出上面 4 种阵风响应得到拟合参数比较。从平均值看, 基于阶跃阵风响应参数辨识的 ARMA 模型效果最差, 其他 3 种阵风响应参数辨识的 ARMA 模型计算的结果基本一致, 相对来说, 将频率为 50 倍弦长正弦阵风响应作为输入拟合的升力系数时间历程的平均值与 CFD 直接计算结果最为接近, 图 4 给出最差、最好的 ARMA 模型与 CFD 直接计算结果比较。

表 2 基于 CFD 的各种阵风响应 ARMA 降阶模型参数辨识比较 ($M_\infty = 0.11$)

Table 2 Coefficient comparisons of CFD-based ARMA model for different gust shapes at Mach 0.11

	1	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/10)$	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/50)$	$\sin(2\pi\bar{x}/50)$
a_1	-0.539 30	-1.876 03	-1.997 92	-1.993 94
a_2	-0.455 27	0.876 29	0.997 92	0.993 94
b_0	5.811 40e-3	0.199 27	-6.559 06e-4	-4.668 50e-4
b_1	2.338 18e-2	-0.198 02	6.598 29e-4	4.679 63e-4

表 3 基于 CFD 的各种阵风响应 ARMA 降阶模型参数辨识效果比较 ($M_\infty = 0.11$)

Table 3 Fit parameter of CFD-based ARMA model for different gust shapes at Mach 0.11

η	1	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/10)$	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/50)$	$\sin(2\pi\bar{x}/50)$	Average value $\bar{\eta}$
1	0.967	0.786	0.927	0.884	0.891
$1 - \cos(2\pi\bar{x}/10)$	0.970	0.954	0.960	0.963	0.962
$1 - \cos(2\pi\bar{x}/50)$	0.988	0.925	0.981	0.962	0.964
$\sin(2\pi\bar{x}/50)$	0.981	0.946	0.974	0.972	0.968

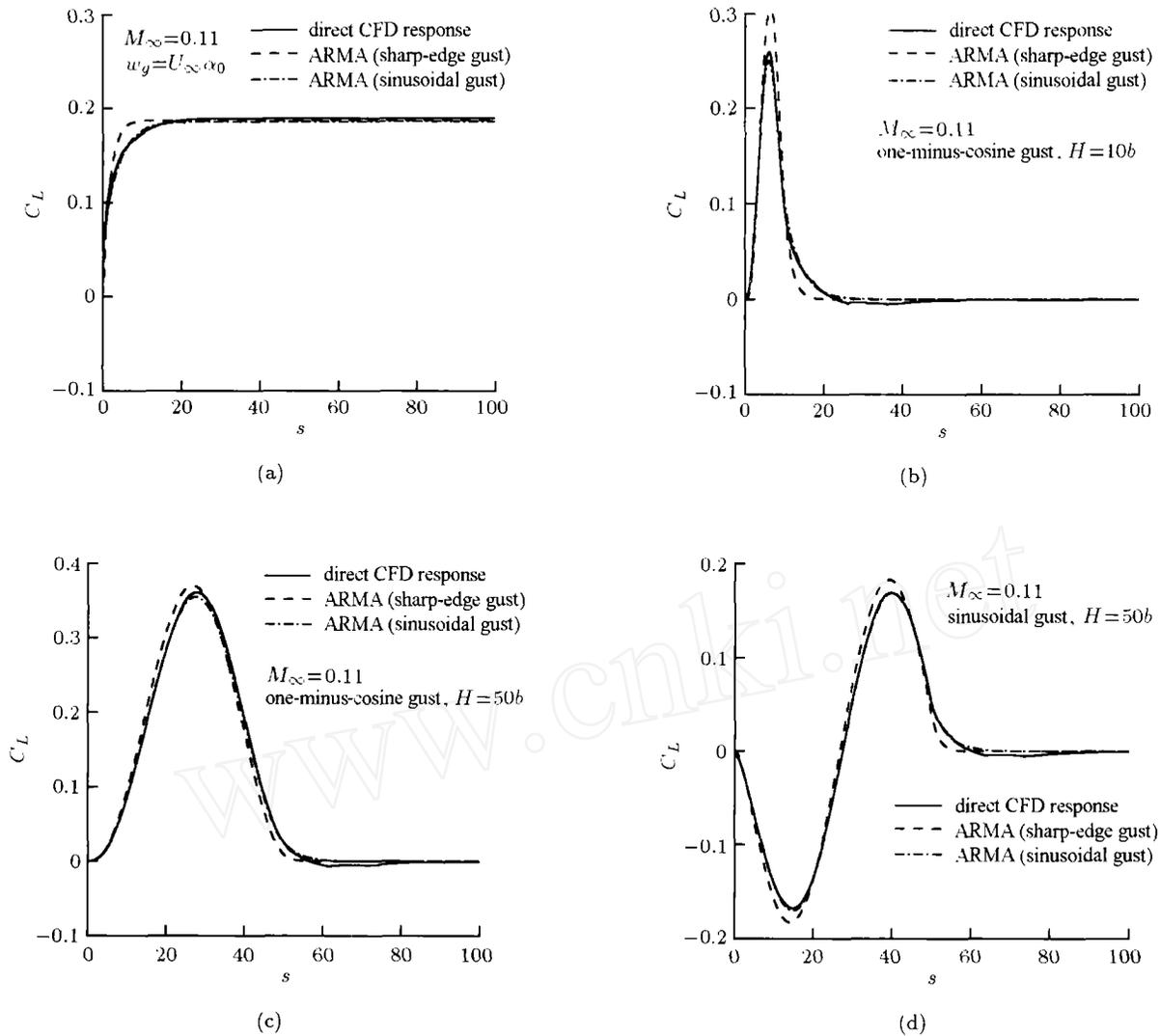


图 4 CFD 直接计算与 ARMA 模型结果比较

Fig.4 Gust response comparisons calculated with direct CFD and ARMA model

ARMA 模型属于在给定非线性定常流场基础上利用小扰动理论推导得到的线性模型, 该模型对跨声速阵风响应分析是否有效需要验证. 下面我们考虑来流马赫数为 $M_\infty = 0.8$, $\alpha_0 = 1^\circ$, 对上面给定 4 种阵风形状的研究, 以马赫数 0.8, 攻角 0° 的定常流场作为初始流场, 用 CFD 直接模拟阵风响应, 以每一种升力响应时间历程分别进行参数辨

识得到的 ARMA 模型系数列于表 4, 反映直接 CFD 与 ARMA 模型计算结果拟合效率系数列于表 5, 其拟合效率的平均值略低于 $M_\infty = 0.11$ 对应值, 但同样阶跃阵风响应拟合效率系数最小, 而正弦阵风拟合的效果最好. 图 5 给出最差、最好的 ARMA 模型与 CFD 直接计算结果比较. 可以看出, ARMA 模型对跨声速阵风响应分析亦是有效的.

表 4 基于 CFD 的各种阵风响应 ARMA 降阶模型参数辨识比较 ($M_\infty = 0.8$)

Table 4 Coefficient comparisons of CFD-based ARMA model for different gust shapes at Mach 0.8

	1	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/10)$	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/50)$	$\sin(2\pi\bar{x}/50)$
a_1	-0.893 46	-1.231 45	-1.136 16	-0.909 53
a_2	-0.104 24	0.233 07	0.137 82	-8.846 41e-2
b_0	-3.826 76e-3	0.319 42	0.558 23	0.478 275
b_1	1.604 07e-2	-0.311 14	-0.550 08	-0.467 92

表 5 基于 CFD 的各种阵风响应 ARMA 降阶模型参数辨识效果比较 ($M_\infty = 0.8$)

Table 5 Fit parameter of CFD-based ARMA model for different gust shapes at Mach 0.8

η	1	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/10)$	$1 - \cos(2\pi\bar{x}/50)$	$\sin(2\pi\bar{x}/50)$	Average value $\bar{\eta}$
1	0.980	0.852	0.897	0.910	0.910
$1 - \cos(2\pi\bar{x}/10)$	0.958	0.910	0.942	0.925	0.934
$1 - \cos(2\pi\bar{x}/50)$	0.924	0.897	0.984	0.935	0.934
$\sin(2\pi\bar{x}/50)$	0.964	0.925	0.945	0.979	0.953

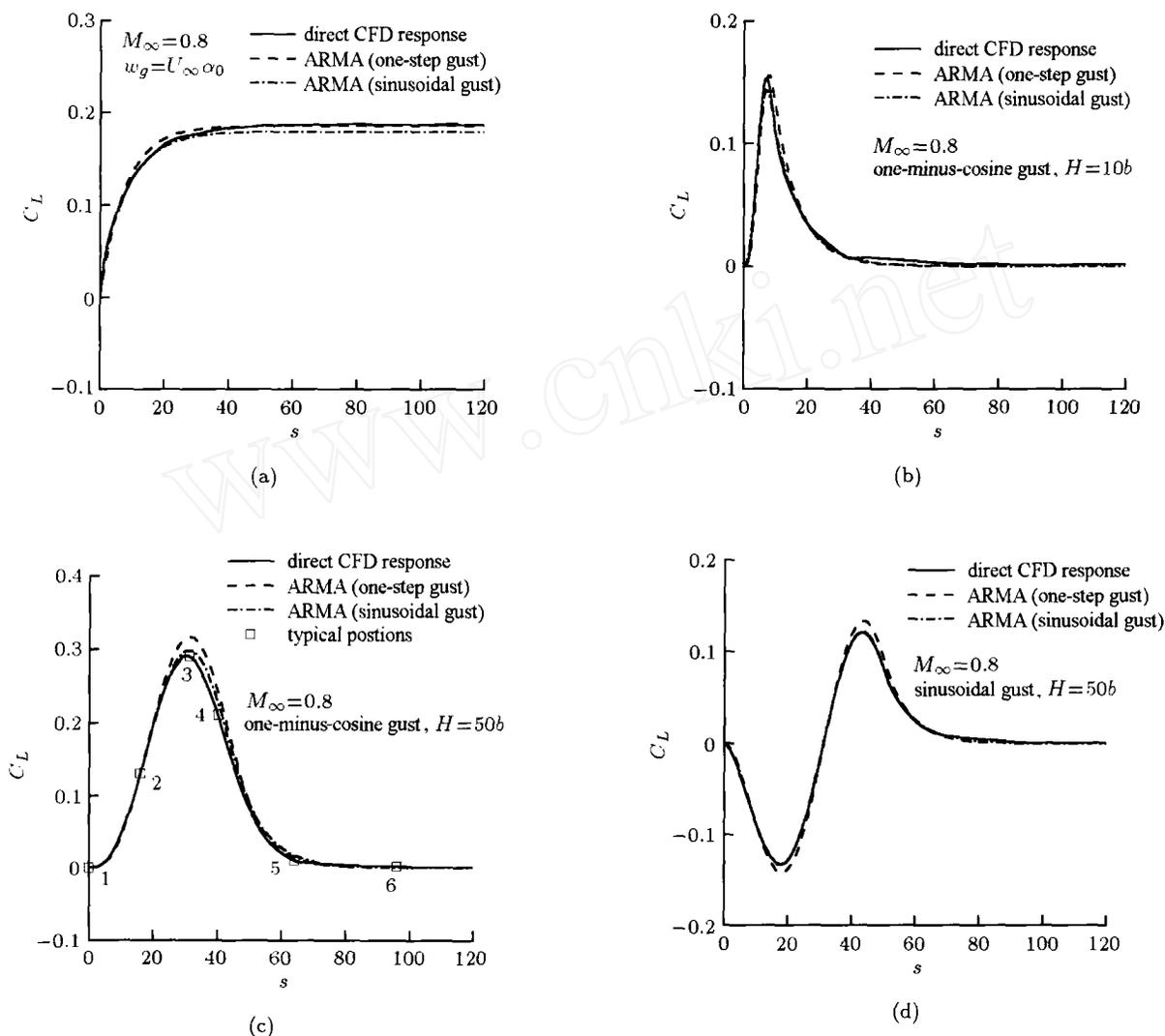


图 5 CFD 直接计算与 ARMA 模型结果比较 ($M_\infty = 0.8$)

Fig.5 Gust response comparisons calculated with direct CFD and ARMA model at Mach 0.8

相比较而言，基于 CFD 直接计算正弦阵风响应对 ARMA 降阶模型的系数进行参数辨识能得到最佳拟合的升力时间历程。对飞机进行阵风响应分析时，只需要用 CFD 计算一次就能确定任意阵风形状的气动力响应时间历程，大大提高了阵风响应的分析效率。通过比较找到阵风响应最严重的情况，由于飞机结构设计需要知道最严重阵风响应情况的气动

载荷，而 ARMA 模型不能提供相应的载荷分布，我们需要对最严重情况的阵风响应进行 CFD 直接计算，获得各个时刻的压力分布，从图 5 可以看出，一减余弦型 ($H = 50b$) 阵风引起的升力系数变化最大，CFD 直接计算对应图 5(c) 典型位置 1 到 6 的压力分布见图 6。图 6(a) 对应 0 时刻 $M_\infty = 0.8, \alpha = 0^\circ$ 定常压力分布，图 6(c) 对应时刻 $s = 31$ 的压力分布

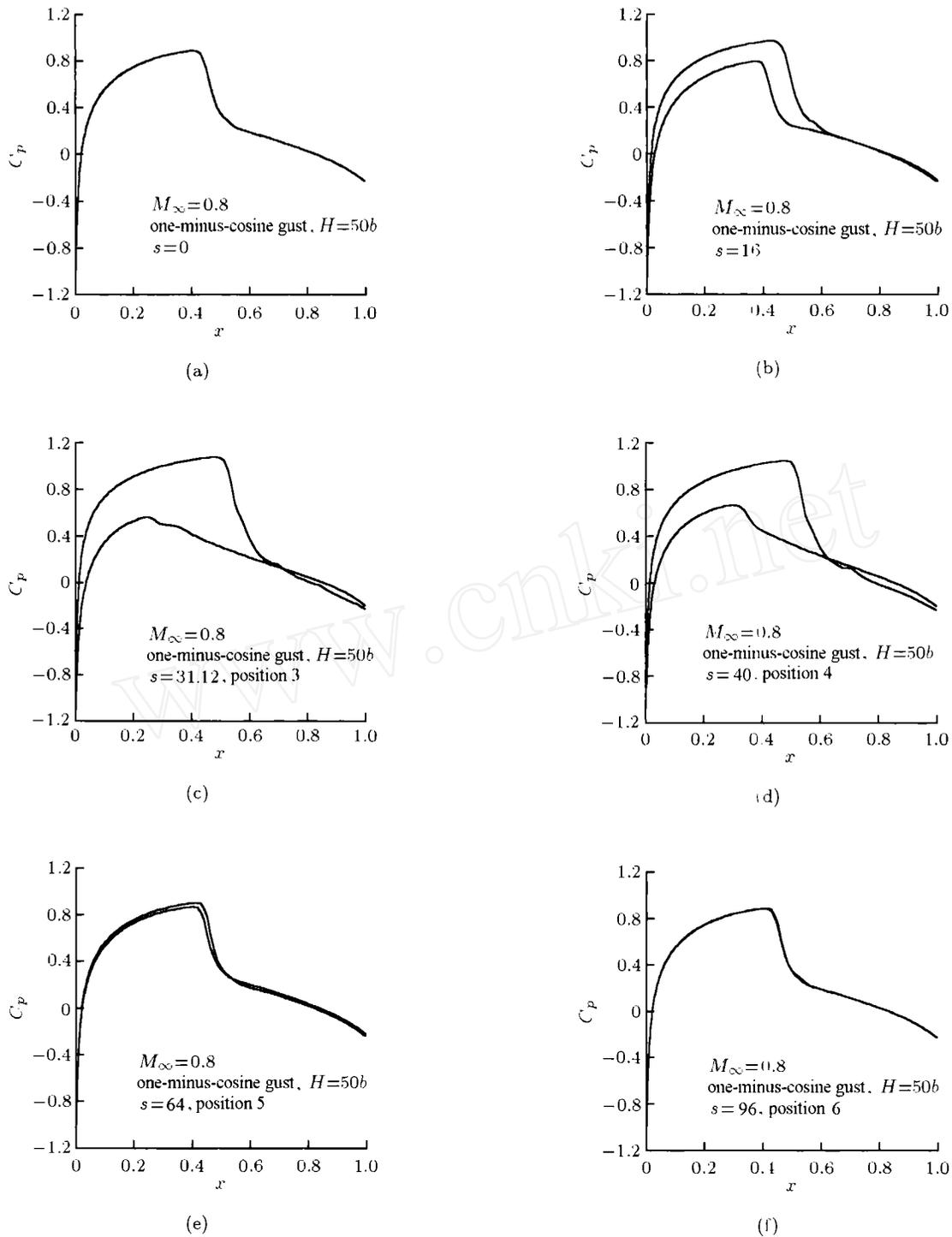


图 6 一减余弦型 ($H = 50b$) 阵风响应各时刻压力分布 ($M_\infty = 0.8$)

Fig.6 Snapshots of pressure coefficients in response to one-minus-cosine gust of 50 chords at Mach 0.8

(最大升力系数位置), 当阵风过后, 压力分布又恢复为定常压力分布(图 6(f)), 飞机结构设计时, 应考虑最大气动载荷分布对结构强度的影响。

5 结 论

本文发展了一种基于 CFD 与 ARMA 降阶模型结合的阵风响应分析方法, 并通过对比分析知道基于正弦阵风响应的参数辨识模型与 CFD 直接计算

结果拟合程度最好的结论, 建立的 ARMA 模型能用于任意形状阵风响应分析, 对最为严重的阵风相应情况, 再通过 CFD 直接模拟获得结构设计需要的最严重阵风响应引起的气动载荷. 通过低速和跨声速阵风响应分析, 证明了本文所发展的方法不但能用于低速流动, 对跨声速流动阵风响应分析亦是有效的。

参 考 文 献

- 1 Bisplinghoff RL, Ashley H, Halfman RL. Aeroelasticity. New York: Dover, 1996
- 2 Mazelsky B, Drischler JA. Numerical determination of indicial lift and moment functions for two-dimensional sinking and pitching airfoil at mach number of 0.5 and 0.6. NACA-TN 2793, 1952
- 3 Yang G, Obayashi S. Numerical analyses of discrete gust response for an aircraft. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(6): 1353~1359
- 4 Thomas JP, Dowell EH, Hall KC. Three-dimensional transonic aeroelasticity using proper orthogonal decomposition-based reduced-order models. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(3): 544~551
- 5 Cowan TJ, Andrew SAJ, Gupta KK. Accelerating computational fluid dynamics based aeroelastic predictions using system identification. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 81~87
- 6 Thomas J, Hall KP, Dowell EH. A harmonic balance approach for modeling nonlinear aeroelastic behavior of wings in transonic viscous flow. AIAA paper 2003-1924, 2003

GUST RESPONSE PREDICTION WITH CFD-BASED REDUCED ORDER MODELING¹⁾

Yang Guowei²⁾ Wang Jikang

(LHD of Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract Traditional gust responses are mainly analyzed based on linear aerodynamic load calculations in frequency-domain, which is unsuitable for and the viscous and transonic flows. Since gust response for aircraft design needs to be calculated for the many gust cases with various frequencies and shapes, direct CFD-based gust response predictions are huge time-consuming. In the paper, a new gust response method is developed based on CFD method coupled with ARMA reduced order model. CFD is only used once for a special gust to identify coefficients of ARMA model. The computational efficiency of gust response analysis for any shaped gust can be improved significantly based on the determined ARMA model compared with the direct CFD method. To validate the new developed method, first, for NACA0012 airfoil at Mach number of 0.11, the gust responses are analyzed through the comparisons of the results of CFD, ARMA model and an early incompressible analytic resolution. Then, the method is also testified to be valid for transonic flows.

Key words CFD, gust response, ARMA reduced order model, system identification, least-square algorithm

Received 10 May 2007, revised 30 September 2007.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10672168), the NSFC Foundation for Creative Research Groups (10621202).

2) E-mail: gwyang@imech.ac.cn