



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 118917003 B

(45) 授权公告日 2025. 03. 18

(21) 申请号 202411416156.8

G06F 113/08 (2020.01)

(22) 申请日 2024.10.11

G06F 119/14 (2020.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 118917003 A

(56) 对比文件

CN 112800543 A, 2021.05.14

CN 114896830 A, 2022.08.12

(43) 申请公布日 2024.11.08

审查员 姜贝贝

(73) 专利权人 西北工业大学

地址 710072 陕西省西安市碑林区友谊西路127号

(72) 发明人 詹浩 米百刚 白璇

(74) 专利代理机构 西安匠星互智知识产权代理有限公司 61291

专利代理师 陈星

(51) Int. Cl.

G06F 30/15 (2020.01)

G06F 30/28 (2020.01)

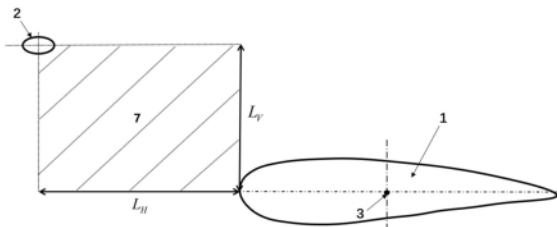
权利要求书3页 说明书15页 附图17页

(54) 发明名称

用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法

(57) 摘要

本发明提出一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法,首先对复合控制构型进行参数化设计,确定设计参数的含义及取值范围;其次在取值范围内逐一改变设计参数取值,并通过CFD方法对不同设计参数取值下的复合控制构型气动特性进行计算,得到时均气动系数;然后构建考虑设计参数之间影响的方程,并对方程中的未知参数进行辨识;最后基于考虑设计参数之间影响的方程表达式,构建前置椭圆翼-主翼复合控制构型最终的状态空间方程物理特性表征模型。所建模型具有较好的气动力预测能力和外插泛化特性,突破了现有大攻角气动力建模技术对复杂系统适用性的局限。



1. 一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法, 其特征在于: 包括以下步骤:

步骤1: 对前置椭圆翼-主翼复合控制构型进行参数化设计, 确定设计参数的含义及取值范围, 并将所有设计参数均进行无量纲化处理; 所述设计参数包括前置椭圆翼的攻角 α_{pre} 、前置椭圆翼中心距主翼前缘点的水平距离 L_H 和垂直距离 L_V ;

步骤2: 采用控制变量法, 在取值范围内逐一改变设计参数取值, 并通过数值模拟方法对不同设计参数取值下的前置椭圆翼-主翼复合控制构型气动特性进行计算, 得到不同设计参数取值下前置椭圆翼-主翼复合控制构型的时均气动力系数和气动力矩系数 $\overline{C_l}, \overline{C_d}, \overline{C_m}$, 其中 $\overline{C_l}$ 为时均升力系数, $\overline{C_d}$ 为时均阻力系数, $\overline{C_m}$ 为时均俯仰力矩系数;

步骤3: 构建描述单一设计参数对前置椭圆翼-主翼复合控制构型时均气动力影响的方程组:

$$\begin{cases} f_1(\overline{L_H}) = \delta_3(1 - (\delta_1\overline{L_H} - \delta_2))^2 e^{-(\delta_1\overline{L_H} - \delta_2)^2} \\ f_2(\overline{L_V}) = \delta_6(1 - (\delta_4\overline{L_V} - \delta_5))^2 e^{-(\delta_4\overline{L_V} - \delta_5)^2} \\ f_3(\overline{\alpha_{pre}}) = \delta_7 + \delta_8 \sin(\overline{\alpha_{pre}} + \delta_9) \end{cases}$$

其中, e 为自然常数, δ_1 和 δ_2 为用来修正 $\overline{L_H}$ 的取值范围并确定峰值位置的参数, δ_3 为用来控制函数 $f_1(\overline{L_H})$ 峰值高度的参数, δ_4 和 δ_5 为用来修正 $\overline{L_V}$ 的取值范围并确定峰值位置的参数, δ_6 为用来控制函数 $f_2(\overline{L_V})$ 峰值高度的参数, δ_7 为正弦函数 $f_3(\overline{\alpha_{pre}})$ 的中间取值, δ_8 为正弦函数 $f_3(\overline{\alpha_{pre}})$ 的振幅, δ_9 为正弦函数 $f_3(\overline{\alpha_{pre}})$ 的初相;

步骤4: 在步骤3中所建方程组的基础上构建考虑设计参数之间影响的方程:

$$\begin{cases} \overline{C_i} = F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}) = (A_i + B_i - C_i)D_i & i = l, d, m \\ A_i = \delta_{i,3}(1 - (\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2}))^2 e^{-(\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2})^2 - (\delta_{i,4}\overline{L_V} - \delta_{i,5} + 1)^2} \\ B_i = \delta_{i,6}(\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2} - (\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2})^3 - (\delta_{i,4}\overline{L_V} - \delta_{i,5})^5) e^{-(\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2})^2 - (\delta_{i,4}\overline{L_V} - \delta_{i,5})^2} \\ C_i = \delta_{i,10} e^{-(\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2} + 1)^2 - (\delta_{i,4}\overline{L_V} - \delta_{i,5})^2} \\ D_i = \delta_{i,7} + \frac{\delta_{i,8}}{\tan(\pi(\overline{L_H} + \overline{L_V})/0.8)} \sin(\overline{\alpha_{pre}} + \delta_{i,9}) \end{cases}$$

其中 $\delta_{i,1}, \delta_{i,2}, \delta_{i,3}, \delta_{i,4}, \delta_{i,5}, \delta_{i,6}, \delta_{i,7}, \delta_{i,8}, \delta_{i,9}, \delta_{i,10}$ 均为待辨识的未知参数;

步骤5: 在设计参数取值范围内, 通过正交试验设计法选取设计参数组合, 建立正交表;

步骤6: 利用数值模拟方法对正交表中不同设计参数组合下的前置椭圆翼-主翼复合控制构型气动特性进行计算, 得到正交表中不同设计参数组合下的气动力系数和气动力矩系数, 并依据得到的气动力系数和气动力矩系数, 对步骤4所建立方程中的未知参数进行辨识, 从而得到 $F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})$ 的表达式;

步骤7:根据步骤6得到的 $F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})$ 的表达式,构建前置椭圆翼-主翼复合控制构型最终的状态空间方程物理特性表征模型为:

$$\begin{cases} \tau_1 \frac{dx_i}{dt} + x_i = x_0(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha}, \overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}) = \frac{1}{1 + e^{\sigma(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha} - \alpha^* F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})) F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})}} \\ C_i(\overline{x_i}, \alpha, \dot{\alpha}) = C_{i0} + C_{i\alpha} \alpha + C_{i\dot{\alpha}} \hat{\alpha} + \frac{1}{2} [C_{i\alpha^2} \alpha^2 + 2C_{i\alpha\dot{\alpha}} \alpha \hat{\alpha} + C_{i\dot{\alpha}^2} \hat{\alpha}^2] \end{cases}$$

其中 x_i 为内部状态量,代表主翼上表面流动分离点位置到主翼前缘的距离, $\overline{x_i}$ 为 x_i 的无量纲表示; α 为主翼攻角, $\dot{\alpha}$ 为 α 的一阶变化率, $\hat{\alpha}$ 为 $\dot{\alpha}$ 的无量纲形式; τ_1, τ_2 均为时间常数; σ 为斜率因子, α^* 为对应于定常状态下分离点位置到达主翼翼型弦线中点时的攻角; C_{i0} 为常数,偏导数 $C_{i\alpha}, C_{i\dot{\alpha}}, C_{i\alpha^2}, C_{i\alpha\dot{\alpha}}, C_{i\dot{\alpha}^2}$ 均为 $\overline{x_i}$ 的函数;通过模型辨识得到的未知参数为 $C_{i0}, \tau_1, \tau_2, \sigma, \alpha^*$;所述状态空间方程物理特性表征模型的输入变量为 $\alpha, \dot{\alpha}$ 及设计参数 $\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}$,输出为气动力系数和气动力矩系数 C_i 。

2.根据权利要求1所述一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法,其特征在于:步骤1中,前置椭圆翼的攻角 α_{pre} 的取值范围为 $90^\circ \sim -90^\circ$,对应的无量纲参数为 $\overline{\alpha_{pre}} = \alpha_{pre} / \alpha_0$, α_0 为复合控制构型俯仰振荡的平均攻角;前置椭圆翼中心距主翼前缘点的水平距离 L_H 的取值范围为 $0 \sim 0.1c$,对应的无量纲参数为 $\overline{L_H} = L_H / c$, c 为主翼翼型弦长;前置椭圆翼中心距主翼前缘点的垂直距离 L_V 的取值范围为 $0 \sim 0.1c$,对应的无量纲参数为 $\overline{L_V} = L_V / c$ 。

3.根据权利要求2所述一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法,其特征在于:所述前置椭圆翼-主翼复合控制构型进行俯仰运动过程中,主翼绕力矩中心做往复的俯仰运动,前置椭圆翼相对静止。

4.根据权利要求1所述一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法,其特征在于:步骤4中建立的方程由 A, B, C, D 四个部分构成,其中 A, B, C 式共同构成了一个在局部区域内具有多个峰值的三维曲面,将 $\overline{L_H}, \overline{L_V}$ 通过椭圆方程及多项式相关联, D 式在将 $\overline{L_H}, \overline{L_V}$ 相关联的基础上加入了 $\overline{\alpha_{pre}}$ 的影响。

5.根据权利要求4所述一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法,其特征在于:步骤4中建立的方程,能够实现当 $\overline{L_H}, \overline{L_V}$ 的取值超出设计空间时,减弱 $\overline{\alpha_{pre}}$ 变化带来的影响。

6.根据权利要求1所述一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法,其特征在于:步骤7中,偏导数 $C_{i\alpha}, C_{i\dot{\alpha}}, C_{i\alpha^2}, C_{i\alpha\dot{\alpha}}, C_{i\dot{\alpha}^2}$ 采用二次多项式表达:

$$C_{i\alpha}(\bar{x}_i) = a_{i1} + b_{i1}\bar{x}_i + c_{i1}\bar{x}_i^2$$

$$C_{i\dot{\alpha}}(\bar{x}_i) = a_{i2} + b_{i2}\bar{x}_i + c_{i2}\bar{x}_i^2$$

$$C_{i\alpha^2}(\bar{x}_i) = 2(a_{i3} + b_{i3}\bar{x}_i + c_{i3}\bar{x}_i^2)$$

$$C_{i\alpha\dot{\alpha}}(\bar{x}_i) = a_{i4} + b_{i4}\bar{x}_i + c_{i4}\bar{x}_i^2$$

$$C_{i\dot{\alpha}^2}(\bar{x}_i) = 2(a_{i5} + b_{i5}\bar{x}_i + c_{i5}\bar{x}_i^2)$$

式中, a_{ij}, b_{ij}, c_{ij} 均为常数, $i = l, d, m, j = 1, 2, 3, 4, 5$; 且 a_{ij}, b_{ij}, c_{ij} 能够通过模型辨识得到。

7. 根据权利要求6所述一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法, 其特征在于: 步骤7中, $\dot{\alpha}$ 的无量纲形式 $\hat{\alpha} = \dot{\alpha}t^*$, $t^* = c/2V$ 表示流动的特征时间, V 为自由来流的速度。

8. 根据权利要求6所述一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法, 其特征在于: 步骤7中, 时间常数 τ_1 体现非定常平衡分离流的形成过程, τ_2 体现流动的分离滞后的特性。

用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法

技术领域

[0001] 本发明涉及非定常气动力建模技术领域,具体为一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法。

背景技术

[0002] 随着航空科技的发展,大攻角下的非定常气动力问题逐渐成为飞行器设计领域关注的焦点。尤其是以高机动飞行性能为代表的新一代飞行器,卓越的大攻角过失速飞行能力是衡量其综合特性的关键指标之一。飞行器在大攻角机动运动的过程中,气动力和运动高度耦合,其周围会出现不同于小攻角低速飞行时的复杂流场。在小攻角低速飞行时,飞行器周围流场分布稳定,气动力具有一定的线性特征。而大攻角机动飞行时,流场中存在大量的流动分离和涡破碎,产生了强非线性的瞬时气动力和力矩,直接影响飞行器的飞行包线拓展、飞行效能发挥以及生存力特性。因此,如何准确地预测大攻角下的非定常气动力,对提高飞行器的飞行性能、保障飞行安全有着重大意义,在进行飞行器设计时需要尤其关注飞行器在大攻角机动飞行过程中非定常气动力特性的评估与改善。

[0003] 目前,研究飞行器大攻角气动特性的方法主要分为三种:风洞试验、数值模拟方法和大攻角气动力建模。总体来看,在进行大攻角非定常气动力数据的获取分析时,动态风洞试验研究工作费时费力,代价过大,并且难以大规模开展,而计算流体力学(CFD)仿真也存在着精度和效率不足的问题,因此大攻角非定常气动力建模技术成为了当前先进飞行器气动力设计研究的热点。尽管现有的非定常气动力建模技术已经可以对大攻角动态气动力做出一定的表征,但是其在通用性、物理意义表征性、泛化特性等方面仍需要进一步的改进和优化。在大攻角飞行状态下,分离流导致的非定常气动力会严重降低飞行器在大攻角下的气动性能,通常需要借助在机翼上加装部件的主被动流动控制技术来改善大分离流场特性,以提升飞行器的大攻角非定常气动性能。此时机翼与流动控制部件共同形成了多体复合控制构型,其设计参数的变化与不同工况下的流动控制效果高度相关,进而影响全机的非定常气动力变化,因此有必要对将飞行器视为整体的气动力建模方法进行改进,建立一套针对多体复合控制构型的非定常气动力建模方法。

[0004] 与其他建模方法相比,状态空间模型以涡流的产生与破裂作为气动力变化的原因,构造涡流描述变量,并将涡流影响带入气动力模型中考虑,具有一定的物理意义,且通过参数辨识能够得到一个确定的气动力模型,避免了多项式模型人为设定影响,神经网络等智能方法物理意义不明的问题。但是在实际使用计算中,传统的建模方法一般从整体上考虑飞行器构型的几何、运动和气动力属性,以宏观的流场机理作为出发点,并且将气动力迟滞特性只作为攻角的因素考虑,难以对多体复合控制构型各个部件间存在的复杂的流场干扰以及设计参数对气动力特性的影响做出合理且明确的表述,也无法对系统设计参数改变后的非定常气动力进行预测。并且,由于原始状态空间方程中需要辨识的未知参数偏多,而复合控制构型的设计参数组合量巨大,若将其对气动特性的影响关系直接加入状态空间模型,则模型的解算速度和预测精度都会受到很大影响。因此,如何高效地提取复合控制构

型在大攻角机动运动过程中的关键参数,合理准确地描述设计参数对流场物理特性的影响,进而将其引入状态空间方程的内部状态量,是实现多体复合控制构型大攻角非线性气动力建模的关键。

[0005] 前置椭圆翼-主翼复合控制构型作为一种新型的主动流动控制手段,通过在主翼前缘加装分段式的小型振动椭圆翼形成复合控制构型,以达到提升气动性能的效果。常规模式下,椭圆翼也是升力部件,不降低整体构型的升阻性能,而在大攻角机动运动时,前置椭圆翼根据需要进行振动运动形成高能流动,抑制主翼的涡系分离,从而提高整个系统的瞬态气动力特性。相比常规的主动流动控制方法,前置椭圆翼-主翼系统依靠小的前置椭圆翼振动,与主翼之间形成流场干扰效应,达到提升主翼失速特性的目的,该构型是一种典型的复合流动控制构型,其流场控制的实现需要更为完整的流场感知、建模和控制策略的支撑。一方面,需要实时获取当前流场的信息,来为前置椭圆翼的运动设定输入条件,另一方面,需要融合完整的气动力模型来实时确定运动带来的气动力收益,并反馈给控制环节进行调整,达到最佳的大攻角非定常流动控制效果。因而,对前置椭圆翼-主翼复合控制构型开展大攻角非线性流场机理表征及建模研究可为先进飞行器的高效非定常气动力设计以及性能评估提供技术支撑。

[0006] 各类流动控制方法如要面向实际大攻角非定常机动运动中的流场调控实际应用,就必须明确运动环境中,部件参数的改变引起的气动力响应特征,这种高即时性的过程无法通过数值仿真实现,因此建立耦合主动流动控制构型的复杂系统大攻角非定常气动力模型是必要的。

[0007] 现在常用的大攻角非定常气动力建模手段有常规的微分方程、积分方程建模以及智能算法建模。随着流场复杂性的不断提高,特别是耦合了主动流动控制技术的复杂系统,其非线性流场的扰动参数剧增,基于智能算法的大攻角机动运动气动力建模得到了更加广泛的关注,先后发展了多种基于神经网络的气动力模型。然而,尽管近些年气动力建模发展较快,但是仍存在尚未解决的关键性技术难点,主要表现在以下方面:一是建模的精度和效率。传统模型受限于自身模型结构形式等,在气动力的预测精度方面还有待进一步改进,且传统的非定常气动力模型的未知参数较多,参数辨识方法存在效率低下的不足;二是模型的物理意义表达。传统模型物理意义较为明确,但模型中参数表达还不完全,而现代智能模型为“黑箱”模型,流场物理机理的表征能力很弱,很难了解其中的物理机理,并且二者的建模对象均是针对单一的整机构型,并不考虑多体部件的干扰效应;三是泛化能力。泛化能力主要体现在模型对未知状态的气动力结果的预测能力,当前无论是传统还是现代智能模型,都存在泛化能力不足的缺陷,尤其是外插预测能力,还有极大的提升空间。

发明内容

[0008] 针对现有技术存在的问题,本发明提出一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法,具有较好的气动力预测能力和外插泛化特性,突破了现有大攻角气动力建模技术对复杂系统适用性的局限,对复合控制构型的气动力特征表述兼顾物理意义及流场控制实用价值,同时也为复合流动控制构型的非定常流场动力学机理和综合流场调控研究提供了新的思路。

[0009] 本发明的技术方案为:

[0010] 所述一种用于大攻角机动的复合控制构型非定常气动力建模方法,包括以下步骤:

[0011] 步骤1:对前置椭圆翼-主翼复合控制构型进行参数化设计,确定设计参数的含义及取值范围,并将所有设计参数均进行无量纲化处理;所述设计参数包括前置椭圆翼的攻角 α_{pre} 、前置椭圆翼中心距主翼前缘点的水平距离 L_H 和垂直距离 L_V ;

[0012] 步骤2:采用控制变量法,在取值范围内逐一改变设计参数取值,并通过数值模拟方法对不同设计参数取值下的前置椭圆翼-主翼复合控制构型气动特性进行计算,得到不同设计参数取值下前置椭圆翼-主翼复合控制构型的时均气动力系数和气动力矩系数 $\overline{C_l}, \overline{C_d}, \overline{C_m}$, 其中 $\overline{C_l}$ 为时均升力系数, $\overline{C_d}$ 为时均阻力系数, $\overline{C_m}$ 为时均俯仰力矩系数;

[0013] 步骤3:构建描述单一设计参数对前置椭圆翼-主翼复合控制构型时均气动力影响的方程组:

$$[0014] \quad \begin{cases} f_1(\overline{L_H}) = \delta_3(1 - (\delta_1 \overline{L_H} - \delta_2))^2 e^{-(\delta_1 \overline{L_H} - \delta_2)^2} \\ f_2(\overline{L_V}) = \delta_6(1 - (\delta_4 \overline{L_V} - \delta_5))^2 e^{-(\delta_4 \overline{L_V} - \delta_5)^2} \\ f_3(\overline{\alpha_{pre}}) = \delta_7 + \delta_8 \sin(\overline{\alpha_{pre}} + \delta_9) \end{cases}$$

[0015] 其中, e 为自然常数, δ_1 和 δ_2 为用来修正 $\overline{L_H}$ 的取值范围并确定峰值位置的参数, δ_3 为用来控制函数 $f_1(\overline{L_H})$ 峰值高度的参数, δ_4 和 δ_5 为用来修正 $\overline{L_V}$ 的取值范围并确定峰值位置的参数, δ_6 为用来控制函数 $f_2(\overline{L_V})$ 峰值高度的参数, δ_7 为正弦函数 $f_3(\overline{\alpha_{pre}})$ 的中间取值, δ_8 为正弦函数 $f_3(\overline{\alpha_{pre}})$ 的振幅, δ_9 为正弦函数 $f_3(\overline{\alpha_{pre}})$ 的初相;

[0016] 步骤4:在步骤3中所建方程组的基础上构建考虑设计参数之间影响的方程:

$$[0017] \quad \begin{cases} \overline{C_i} = F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}) = (A_i + B_i - C_i)D_i & i = l, d, m \\ A_i = \delta_{i,3}(1 - (\delta_{i,1} \overline{L_H} - \delta_{i,2}))^2 e^{-(\delta_{i,1} \overline{L_H} - \delta_{i,2})^2 - (\delta_{i,4} \overline{L_V} - \delta_{i,5} + 1)^2} \\ B_i = \delta_{i,6}(\delta_{i,1} \overline{L_H} - \delta_{i,2} - (\delta_{i,1} \overline{L_H} - \delta_{i,2})^3 - (\delta_{i,4} \overline{L_V} - \delta_{i,5})^5) e^{-(\delta_{i,1} \overline{L_H} - \delta_{i,2})^2 - (\delta_{i,4} \overline{L_V} - \delta_{i,5})^2} \\ C_i = \delta_{i,10} e^{-(\delta_{i,1} \overline{L_H} - \delta_{i,2} + 1)^2 - (\delta_{i,4} \overline{L_V} - \delta_{i,5})^2} \\ D_i = \delta_{i,7} + \frac{\delta_{i,8}}{\tan(\pi(\overline{L_H} + \overline{L_V})/0.8)} \sin(\overline{\alpha_{pre}} + \delta_{i,9}) \end{cases}$$

[0018] 其中 $\delta_{i,1}, \delta_{i,2}, \delta_{i,3}, \delta_{i,4}, \delta_{i,5}, \delta_{i,6}, \delta_{i,7}, \delta_{i,8}, \delta_{i,9}, \delta_{i,10}$ 均为待辨识的未知参数;

[0019] 步骤5:在设计参数取值范围内,通过正交试验设计法选取设计参数组合,建立正交表;

[0020] 步骤6:利用数值模拟方法对正交表中不同设计参数组合下的前置椭圆翼-主翼复合控制构型气动特性进行计算,得到正交表中不同设计参数组合下的气动力系数和气动力矩系数,并依据得到的气动力系数和气动力矩系数,对步骤4所建立方程中的未知参数进行辨识,从而得到 $F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})$ 的表达式;

[0021] 步骤7:根据步骤6得到的 $F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})$ 的表达式,构建前置椭圆翼-主翼复合控制构型最终的状态空间方程物理特性表征模型为:

$$[0022] \quad \begin{cases} \tau_1 \frac{dx_i}{dt} + x_i = x_0 (\alpha - \tau_2 \dot{\alpha}, \overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}) = \frac{1}{1 + e^{\sigma(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha} - \alpha^* F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})) F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})}} \\ C_i(\overline{x_i}, \alpha, \dot{\alpha}) = C_{i0} + C_{i\alpha} \alpha + C_{i\dot{\alpha}} \hat{\alpha} + \frac{1}{2} [C_{i\alpha^2} \alpha^2 + 2C_{i\alpha\dot{\alpha}} \alpha \hat{\alpha} + C_{i\dot{\alpha}^2} \hat{\alpha}^2] \end{cases}$$

[0023] 其中 x_i 为内部状态量,代表主翼上表面流动分离点位置到主翼前缘的距离, $\overline{x_i}$ 为 x_i 的无量纲表示; α 为主翼攻角, $\dot{\alpha}$ 为 α 的一阶变化率, $\hat{\alpha}$ 为 $\dot{\alpha}$ 的无量纲形式; τ_1, τ_2 均为时间常数; σ 为斜率因子, α^* 为对应于定常状态下分离点位置到达主翼翼型弦线中点时的攻角; C_{i0} 为常数,偏导数 $C_{i\alpha}, C_{i\dot{\alpha}}, C_{i\alpha^2}, C_{i\alpha\dot{\alpha}}, C_{i\dot{\alpha}^2}$ 均为 $\overline{x_i}$ 的函数;通过模型辨识得到的未知参数为 $C_{i0}, \tau_1, \tau_2, \sigma, \alpha^*$;所述状态空间方程物理特性表征模型的输入变量为 $\alpha, \dot{\alpha}$ 及设计参数 $\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}$,输出为气动力系数和气动力矩系数 C_i 。

[0024] 进一步的,步骤1中,前置椭圆翼的攻角 α_{pre} 的取值范围为 $90^\circ \sim -90^\circ$,对应的无量纲参数为 $\overline{\alpha_{pre}} = \alpha_{pre} / \alpha_0$, α_0 为复合控制构型俯仰振荡的平均攻角;前置椭圆翼中心距主翼前缘点的水平距离 L_H 的取值范围为 $0 \sim 0.1c$,对应的无量纲参数为 $\overline{L_H} = L_H / c$, c 为主翼翼型弦长;前置椭圆翼中心距主翼前缘点的垂直距离 L_V 的取值范围为 $0 \sim 0.1c$,对应的无量纲参数为 $\overline{L_V} = L_V / c$ 。

[0025] 进一步的,所述前置椭圆翼-主翼复合控制构型进行俯仰运动过程中,主翼绕力矩中心做往复的俯仰运动,前置椭圆翼相对静止。

[0026] 进一步的,步骤4中建立的方程由 A, B, C, D 四个部分构成,其中 A, B, C 式共同构成了一个在局部区域内具有多个峰值的三维曲面,将 $\overline{L_H}, \overline{L_V}$ 通过椭圆方程及多项式相关联, D 式在将 $\overline{L_H}, \overline{L_V}$ 相关联的基础上加入了 $\overline{\alpha_{pre}}$ 的影响。

[0027] 进一步的,步骤4中建立的方程,能够实现当 $\overline{L_H}, \overline{L_V}$ 的取值超出设计空间时,减弱 $\overline{\alpha_{pre}}$ 变化带来的影响。

[0028] 进一步的,步骤7中,偏导数 $C_{i\alpha}, C_{i\dot{\alpha}}, C_{i\alpha^2}, C_{i\alpha\dot{\alpha}}, C_{i\dot{\alpha}^2}$ 采用二次多项式表达:

$$[0029] \quad \begin{aligned} C_{i\alpha}(\overline{x_i}) &= a_{i1} + b_{i1}\overline{x_i} + c_{i1}\overline{x_i}^2 \\ C_{i\dot{\alpha}}(\overline{x_i}) &= a_{i2} + b_{i2}\overline{x_i} + c_{i2}\overline{x_i}^2 \\ C_{i\alpha^2}(\overline{x_i}) &= 2(a_{i3} + b_{i3}\overline{x_i} + c_{i3}\overline{x_i}^2) \\ C_{i\alpha\dot{\alpha}}(\overline{x_i}) &= a_{i4} + b_{i4}\overline{x_i} + c_{i4}\overline{x_i}^2 \\ C_{i\dot{\alpha}^2}(\overline{x_i}) &= 2(a_{i5} + b_{i5}\overline{x_i} + c_{i5}\overline{x_i}^2) \end{aligned}$$

[0030] 式中, a_{ij}, b_{ij}, c_{ij} 均为常数, $i=l, d, m, j=1, 2, 3, 4, 5$; 且 a_{ij}, b_{ij}, c_{ij} 能够通过模型辨识得到。

[0031] 进一步的, 步骤7中, $\hat{\alpha}$ 的无量纲形式 $\hat{\alpha} = \alpha t^*$, $t^* = c/2V$ 表示流动的特征时间, V 为自由来流的速度。

[0032] 进一步的, 步骤7中, 时间常数 τ_1 体现非定常平衡分离流的形成过程, τ_2 体现流动的分离滞后的特性。

[0033] 本发明的关键技术点为:

[0034] 1、构建复合控制构型设计参数与气动系数之间方程的方法, 即首先针对单一设计参数对气动力的影响逐一建立方程组, 再利用数学形式将其合理关联为一个方程式。

[0035] 2、采用正交试验设计的方法减少数值模拟计算量, 并首先对所构建的设计参数方程进行辨识, 再将其加入内部状态量, 分步辨识的优点在于复合控制构型的状态空间模型相比原始模型没有增加未知参数, 能够减小参数辨识难度, 提高预测精度。

[0036] 3、通过对复合控制构型和原始翼型气动力系数迟滞环的对比分析, 明确设计参数改变后, 原始状态空间模型中与之关联的对气动力影响最大的物理量, 进而确定将所建立的复合控制构型设计参数方程加入原始状态空间模型内部状态量的位置及形式。

[0037] 有益效果

[0038] 本发明针对以前置椭圆翼-主翼复合控制构型为代表的新型流动控制技术的复杂流场特性, 融入非线性流场物理表征方法, 挖掘各种干扰参数的影响效果, 控制未知参数的个数增加以降低参数辨识难度, 并综合考虑模型预测精度以及泛化能力, 构建起高效实用且具备可解释性物理意义的大攻角非定常气动力模型, 为复合流动控制系统的动态气动力评估提供了一种新的方式, 同时为先进飞行器的大攻角非定常气动力设计、飞行动力学分析以及控制策略研究提供理论依据和技术支撑。

[0039] 本发明的附加方面和优点将在下面的描述中部分给出, 部分将从下面的描述中变得明显, 或通过本发明的实践了解到。

附图说明

[0040] 本发明的上述和/或附加的方面和优点从结合下面附图对实施例的描述中将变得明显和容易理解, 其中:

[0041] 图1: 前置椭圆翼-主翼复合控制构型流动控制机理;

[0042] 图中: 1、主翼; 2、前置椭圆翼; 3、力矩中心; 4、分离区; 5、椭圆翼尾涡; 6、缝道加速气流;

[0043] 图2: 前置椭圆翼-主翼复合控制构型方案示意图; 图中主翼绕力矩中心做往复的俯仰运动, 前置椭圆翼相对静止;

[0044] 图3: 前置椭圆翼-主翼复合控制构型位置参数示意图;

[0045] 图中, α 为主翼攻角; α_{pre} 为前置椭圆翼攻角;

[0046] 图4: 前置椭圆翼-主翼复合控制构型及设计空间示意图;

[0047] 图中, 7、设计空间; L_H 为前置椭圆翼中心距主翼前缘点的水平距离; L_V 为前置椭圆翼中心距主翼前缘点的垂直距离;

- [0048] 图5: $\overline{L_H}$ 对时均升力系数 $\overline{C_l}$ 的影响;
- [0049] 图6: $\overline{L_H}$ 对时均阻力系数 $\overline{C_d}$ 的影响;
- [0050] 图7: $\overline{L_H}$ 对时均俯仰力矩系数 $\overline{C_m}$ 的影响;
- [0051] 图8: $\overline{L_V}$ 对时均升力系数 $\overline{C_l}$ 的影响;
- [0052] 图9: $\overline{L_V}$ 对时均阻力系数 $\overline{C_d}$ 的影响;
- [0053] 图10: $\overline{L_V}$ 对时均俯仰力矩系数 $\overline{C_m}$ 的影响;
- [0054] 图11: $\overline{\alpha_{pre}}$ 对时均升力系数 $\overline{C_l}$ 的影响;
- [0055] 图12: $\overline{\alpha_{pre}}$ 对时均阻力系数 $\overline{C_d}$ 的影响;
- [0056] 图13: $\overline{\alpha_{pre}}$ 对时均俯仰力矩系数 $\overline{C_m}$ 的影响;
- [0057] 图14: 复合控制构型与原翼型的非定常升力系数对比;
- [0058] 图15: 复合控制构型与原翼型的非定常阻力系数对比;
- [0059] 图16: 复合控制构型与原翼型的非定常俯仰力矩系数对比;
- [0060] 图17: 算例1升力系数计算值与预测值的对比;
- [0061] 图18: 算例1阻力系数计算值与预测值的对比;
- [0062] 图19: 算例1俯仰力矩系数计算值与预测值的对比;
- [0063] 图20: 算例2升力系数计算值与预测值的对比;
- [0064] 图21: 算例2阻力系数计算值与预测值的对比;
- [0065] 图22: 算例2俯仰力矩系数计算值与预测值的对比;
- [0066] 图23: 算例3升力系数计算值与预测值的对比;
- [0067] 图24: 算例3阻力系数计算值与预测值的对比;
- [0068] 图25: 算例3俯仰力矩系数计算值与预测值的对比;
- [0069] 图26: 算例4升力系数计算值与预测值的对比;
- [0070] 图27: 算例4阻力系数计算值与预测值的对比;
- [0071] 图28: 算例4俯仰力矩系数计算值与预测值的对比;
- [0072] 图29: 算例5升力系数计算值与预测值的对比;
- [0073] 图30: 算例5阻力系数计算值与预测值的对比;
- [0074] 图31: 算例5俯仰力矩系数计算值与预测值的对比;
- [0075] 图32: 算例6升力系数计算值与预测值的对比;
- [0076] 图33: 算例6阻力系数计算值与预测值的对比;
- [0077] 图34: 算例6俯仰力矩系数计算值与预测值的对比;
- [0078] 图35: 算例7升力系数计算值与预测值的对比;
- [0079] 图36: 算例7阻力系数计算值与预测值的对比;
- [0080] 图37: 算例7俯仰力矩系数计算值与预测值的对比。

具体实施方式

[0081] 下面详细描述本发明的实施例,所述实施例是示例性的,旨在用于解释本发明,而不能理解为对本发明的限制。

[0082] 前置椭圆翼-主翼复合控制构型由主翼及在其前缘点前设置的椭圆翼两个部件构成,如图1所示,主要依赖二者之间形成的缝道及前置椭圆翼产生的动态尾流起到流动控制的效果,主要的影响参数体现在前置椭圆翼和主翼的相对几何参数、位置参数、运动参数等。当前置椭圆翼-主翼复合控制构型在做大攻角机动运动时,流场会呈现明显的“时空”干扰现象,而其设计参数的变化也会对复合控制构型的非定常气动力造成不同的干扰。对于前置椭圆翼,其下游主翼产生的亚声速气流扰动会向上游传播影响前置椭圆翼自身的升阻特性,并且前置椭圆翼与主翼间存在的缝道也会使得其后翼段的流动发生改变。而主翼的流场则受到前置椭圆翼扰动的剧烈影响,一方面,二者之间形成的缝道改变了主翼前缘来流品质,另一方面,前置椭圆翼的非定常尾流也会实时影响主翼上翼面的流动。该复合控制构型的整体气动力特性与部件间的相互干扰密切相关,且气动和运动高度耦合。需要注意的是,在流体力学以及飞行器设计领域,大攻角的概念是本领域技术人员清楚的概念,一般认为攻角达到 10° 以上,即为大攻角,当飞机进入大攻角状态时,机翼上翼面的气流会分离产生分离涡。

[0083] 尽管通过数值仿真的分析可以得到不同参数组合下复合控制构型的流场特性变化,但是难以直观地表述各个参数与气动力及流场特性之间的关系。因此,需要在流场机理研究的基础上,引入状态空间方程理论,以基本的状态空间方程原理为依据,考虑前置椭圆翼以及主翼之间单独以及关联性影响,将前置椭圆翼-主翼复合控制构型设计参数的物理量加入表征大攻角机动运动的气动力分离特性的内部状态量,用微分方程表述非定常流场分离的发展变化过程,建立适用于该复合控制构型的非定常流场物理表征方法。

[0084] 本实施例中,针对前置椭圆翼-主翼复合控制构型非定常气动力建模,主要包括以下步骤:

[0085] 步骤1:对前置椭圆翼-主翼复合控制构型进行参数化设计,明确各设计参数的含义及取值范围,并将所有设计参数均进行无量纲化处理。

[0086] 本发明以前置椭圆翼-主翼复合控制构型的相对位置参数作为设计参数进行研究,主翼翼型选用典型的NACA0012翼型,弦长为 c ,俯仰振荡平均攻角为 α_0 ,幅值为 α_m ,无量纲的角速度为 ω ,攻角 α 运动规律为 $\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t)$ 。前置椭圆翼的长轴长度为 $0.02c$,短轴长度为 $0.01c$ 。在复合控制构型俯仰运动过程中,主翼绕力矩中心做往复的俯仰运动,前置椭圆翼相对静止,如图2所示。相对位置参数包括前置椭圆翼的攻角 α_{pre} 、前置椭圆翼中心距主翼前缘点的水平距离 L_H 和垂直距离 L_V ,如图3和图4所示。

[0087] 表1给出了作为设计参数的前置椭圆翼-主翼复合控制构型相对位置参数以及各自的取值范围,为了深入探究前置椭圆翼与主翼之间关联性的影响,研究其客观规律,提高分析和建模的效率,对设计参数进行了无量纲化处理。

[0088] 表1 前置椭圆翼-主翼复合控制构型的设计参数

	设计参数	符号	取值范围	无量纲参数
[0089]	前置椭圆翼攻角	α_{pre}	$90^\circ \sim -90^\circ$	$\overline{\alpha_{pre}} = \alpha_{pre} / \alpha_0$
	前置椭圆翼中心距主翼前缘点的水平距离	L_H	$0 \sim 0.1c$	$\overline{L_H} = L_H / c$
	前置椭圆翼中心距主翼前缘点的垂直距离	L_V	$0 \sim 0.1c$	$\overline{L_V} = L_V / c$

[0090] 步骤2:采用控制变量法,在取值范围内逐一改变设计参数取值,利用高精度的数值模拟方法对不同设计参数取值下的复合控制构型气动特性进行计算,得到不同设计参数取值下复合控制构型的时均气动力系数和气动力矩系数。

[0091] 对前置椭圆翼-主翼复合控制构型进行数值模拟分析,计算工况为: $\alpha_0 = 14.91^\circ$, $\alpha_m = 9.88^\circ$, $k = 0.151$, $Ma = 0.283$, $Re = 3.45 \times 10^6$,初始的无量纲设计参数取值为 $\overline{L_H} = 0.01$, $\overline{L_V} = 0.045$ 和 $\overline{\alpha_{pre}} = -2$ 。采用控制变量法依次改变设计参数值,获得大攻角俯仰振荡下,不同设计参数组合复合控制构型的非定常气动力系数和力矩系数 C_l, C_d, C_m 以及在一个运动周期内的时均气动力系数和力矩系数 $\overline{C_l}, \overline{C_d}, \overline{C_m}$,其中 C_l 为非定常升力系数, C_d 为非定常阻力系数, C_m 为非定常俯仰力矩系数, $\overline{C_l}$ 为时均升力系数, $\overline{C_d}$ 为时均阻力系数, $\overline{C_m}$ 为时均俯仰力矩系数。以探究单一设计参数对复合控制构型气动性能的影响,并对复合控制构型与单独主翼的时均气动力系数和气动力矩系数进行对比,如图5-图13所示。

[0092] 步骤3:根据数值模拟结果,参考高斯混合模型,构建出一组包含未知参数的方程组,其中方程的自变量为设计参数,因变量为复合控制构型的气动力系数和气动力矩系数,方程个数与设计参数个数相同,以此方程组来描述单一设计参数对复合控制构型的时均气动力的影响。

[0093] 根据步骤2得到的不同设计参数取值下复合控制构型的时均气动力变化趋势可以看出, $\overline{L_H}$ 和 $\overline{L_V}$ 均存在一定的有效取值范围,在此范围内复合控制构型的时均气动力会随着单一设计参数的增大出现一个或多个峰值,而当 $\overline{L_H}$ 和 $\overline{L_V}$ 的取值超出其有效范围后,复合控制构型的时均气动力开始无限逼近一个靠近单独主翼时均气动力的常数,即可认为此时前置椭圆翼与主翼间的相互干扰已经足够小到可以被忽略,该数学特性可以采用以多个高斯分布叠加得到的高斯混合模型(Gaussian Mixed Model, GMM)进行描述。相比于 $\overline{L_H}$ 和 $\overline{L_V}$, $\overline{\alpha_{pre}}$ 为复合控制构型气动性能的次要影响因素,在固定的 $\overline{L_H}$, $\overline{L_V}$ 取值下,复合控制构型的时均气动力围绕某一中间值随 $\overline{\alpha_{pre}}$ 的取值变化上下波动,该数学特性则可以利用正弦函数近似表示。根据以上分析,初步构建出一组包含未知参数 δ_i 的方程,以描述单一设计参数对复合控制构型的时均气动力的影响:

$$[0094] \quad \begin{cases} f_1(\overline{L_H}) = \delta_3(1 - (\delta_1 \overline{L_H} - \delta_2))^2 e^{-(\delta_1 \overline{L_H} - \delta_2)^2} \\ f_2(\overline{L_V}) = \delta_6(1 - (\delta_4 \overline{L_V} - \delta_5))^2 e^{-(\delta_4 \overline{L_V} - \delta_5)^2} \\ f_3(\overline{\alpha_{pre}}) = \delta_7 + \delta_8 \sin(\overline{\alpha_{pre}} + \delta_9) \end{cases}$$

[0095] 其中, e 为自然常数, δ_1 和 δ_2 为用来修正 $\overline{L_H}$ 的取值范围并确定峰值位置的参数, δ_3 为用来控制函数 $f_1(\overline{L_H})$ 峰值高度的参数, 利用多项式的形式改变峰值形状变化, 以适应不同的气动力变化。同样地, δ_4 和 δ_5 为用来修正 $\overline{L_V}$ 的取值范围并确定峰值位置的参数, δ_6 为用来控制函数 $f_2(\overline{L_V})$ 峰值高度的参数。 δ_7 为正弦函数 $f_3(\overline{\alpha_{pre}})$ 的中间取值, 而 δ_8 为正弦函数 $f_3(\overline{\alpha_{pre}})$ 的振幅, δ_9 为正弦函数 $f_3(\overline{\alpha_{pre}})$ 的初相。

[0096] 步骤4: 利用多项式、椭圆分布等数学形式, 将设计参数相互关联, 在步骤3中所建方程组的基础上构建出一个考虑了设计参数间复杂影响的方程, 此方程的自变量为所有设计参数, 因变量为复合控制构型的气动力。

[0097] 实际上, 由于复合控制构型的气动特性会同时受到三个设计参数取值的影响, 且这些参数组合之间存在着复杂的相互干扰, 而并非简单的线性叠加, 因此需要对步骤3所建立的方程组进行进一步的改写, 将 $\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}$ 作为相互关联的自变量构建方程:

$$[0098] \quad \begin{cases} \overline{C_i} = F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}) = (A_i + B_i - C_i)D_i & i = l, d, m \\ A_i = \delta_{i,3}(1 - (\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2}))^2 e^{-(\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2})^2 - (\delta_{i,4}\overline{L_V} - \delta_{i,5} + 1)^2} \\ B_i = \delta_{i,6}(\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2} - (\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2})^3 - (\delta_{i,4}\overline{L_V} - \delta_{i,5})^5) e^{-(\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2})^2 - (\delta_{i,4}\overline{L_V} - \delta_{i,5})^2} \\ C_i = \delta_{i,10} e^{-(\delta_{i,1}\overline{L_H} - \delta_{i,2} + 1)^2 - (\delta_{i,4}\overline{L_V} - \delta_{i,5})^2} \\ D_i = \delta_{i,7} + \frac{\delta_{i,8}}{\tan(\pi(\overline{L_H} + \overline{L_V})/0.8)} \sin(\overline{\alpha_{pre}} + \delta_{i,9}) \end{cases}$$

[0099] 该方程基于高斯分布、多项式和椭圆形状, 由四个部分构成, 综合考虑了设计参数 $\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}$ 的关联性, 能够表征复合控制构型在不同设计参数组合下对主翼翼面分离的总体流动控制效果以及对系统气动系数的宏观影响。其中待辨识的未知参数 $\delta_{i,1}, \delta_{i,2}, \delta_{i,3}, \delta_{i,4}, \delta_{i,5}, \delta_{i,6}, \delta_{i,7}, \delta_{i,8}, \delta_{i,9}$ 的物理含义与步骤3相同, 未知参数 $\delta_{i,10}$ 与 $\delta_{i,3}, \delta_{i,6}$ 相似, 也是用以控制峰值高度, 而多项式部分则导致了波峰或波谷的形状变化。 A, B, C 式共同构成了一个在局部区域内具有多个峰值的三维曲面, 将 $\overline{L_H}, \overline{L_V}$ 通过椭圆方程及多项式相关联, D 式在此基础上加入了 $\overline{\alpha_{pre}}$ 的影响, 认为当 $\overline{L_H} + \overline{L_V} > 0.2$, 即 $\overline{L_H}, \overline{L_V}$ 的取值超出设计空间时, $\overline{\alpha_{pre}}$ 变化带来的影响将大幅减弱。

[0100] 步骤5: 由于设计参数的组合量巨大, 为减小计算代价, 利用正交试验设计法在取值范围内选取合适的参数组合, 建立正交表。

[0101] 在针对复合控制构型非定常气动力建模的过程中,首先需要根据数值模拟结果辨识方程式中的未知参数。为了减少计算量,节省计算时间,高效地提取不同设计参数组合对复合控制构型在大攻角机动运动过程中的流场特性变化造成的影响,根据已有的计算结果,在设计参数取值范围内,通过正交试验设计法选取设计参数组合,构建了一个三因素六水平的正交表 $L_{36}(6^3)$,如表2所示。

[0102] 表2正交实验的因素与水平

[0103]	因素	$\overline{L_H}$	$\overline{L_V}$	$\overline{\alpha_{pre}}$
	水平 1	0	0.015	6
	水平 2	0.01	0.03	4
	水平 3	0.02	0.045	2
	水平 4	0.03	0.06	0
	水平 5	0.04	0.075	-2
	水平 6	0.05	0.09	-4

[0104] 步骤6:利用数值模拟方法对正交表中不同设计参数组合下的前置椭圆翼-主翼复合控制构型气动特性进行计算,得到正交表中不同设计参数组合下的气动力数据,并利用这些数据对上文所建方程中的未知参数进行辨识,得到 $F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})$ 的表达式。

[0105] 对正交试验法选取的36组不同参数组合的复合控制构型进行计算,得到其对应的 $\overline{C_l}, \overline{C_d}, \overline{C_m}$,并利用这些数据,分别对方程式中的参数进行辨识,结果如表3所示。其中 $\overline{C_l}, \overline{C_d}$ 的相对误差均小于5%,而 $\overline{C_m}$ 的误差略大,但仍处于可接受的范围之内。采用以下参数值进行复合控制构型的非定常气动力建模,以减小因状态空间方程中未知参数增多而带来的辨识难度。

[0106] 表3 参数辨识结果

因变量	参数										误差
	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	δ_5	δ_6	δ_7	δ_8	δ_9	δ_{10}	e
[0107] $\overline{C_l}$	-21.409	1.672	0.847	39.439	2.119	2.006	0.963	0.001	1.645	0.447	3.8%
$\overline{C_d}$	-41.741	0.049	0.027	54.005	1.583	0.349	1.017	0.006	-7.483	0.076	4.2%
$\overline{C_m}$	55.397	0.535	0.209	-48.99	-1.32	-0.66	0.813	0.028	-1.074	0.611	6.1%

[0108] 步骤7:根据数值模拟结果,将不同设计参数的复合控制构型随攻角变化的气动力系数迟滞环与单个主翼随攻角变化的气动力系数迟滞环进行对比,探究设计参数变化对气动系数的最大相关影响量,为将设计参数加入原始状态空间模型的位置提供参考和依据。

[0109] 复合控制构型做俯仰运动时的非定常气动力与瞬时攻角密切相关,设计参数组合在不同攻角下对复合控制构型气动力变化的影响程度不同,图14-图16对比了初始设计参数取值下的复合控制构型以及单个主翼的气动力随攻角的变化。由于前置椭圆翼对主翼翼

面上的流动分离起到了一定的控制效果,因此在大攻角情况下,复合控制构型的迟滞环的形状相比单个主翼出现了大幅度的变化,而在小攻角情况下,主翼翼面上的流动为附着流,复合控制构型与单个主翼的非定常气动力比较接近。综上所述,在建立复合控制构型的状态空间模型时,为了准确表述复合控制构型在攻角变化过程中对主翼的流动控制效果,需要重点关注设计参数变化导致的流动分离点位置的变化。

[0110] 因此,以基本的状态空间方程原理为依据,将前置椭圆翼-主翼复合控制构型设计参数的物理量加入表征大攻角机动运动的气动力分离特性的内部状态量,完成复合控制构型的非定常气动力建模。

[0111] 以基本的状态空间方程原理为依据,将复合控制构型在大攻角机动运动下的气动力分离特性用内部状态量 x 表示。其中, x 代表主翼上表面流动分离点位置到主翼前缘的距离,内部状态量的无量纲表示为 $\bar{x} = x/c \in [0,1]$,其物理意义为主翼上表面流动分离点的相对位置。当 $\bar{x} = 1$ 时,此时对应小攻角下的附着流动,当 $\bar{x} = 0$ 时,此时对应流动分离点在前缘的完全分离流动。在基本的状态空间方程中,Goman等人经过大量的试验数据分析,用一个微分方程来描述流动的分离特性:

$$[0112] \quad \tau_1 \frac{dx}{dt} + x = x_0(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha})$$

[0113] 其中, τ_1, τ_2 均为时间常数, τ_1 体现非定常平衡分离流的形成过程, τ_2 体现流动的分离滞后的特性, $\dot{\alpha}$ 为攻角 α 的一阶变化率。函数 $x_0(\alpha)$ 为定常流动状态下流动分离点位置与攻角之间的关系,用一个自然函数来近似表达,其关系式为:

$$[0114] \quad x_0(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha}) = \frac{1}{1 + e^{\sigma(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha} - \alpha^*)}}$$

[0115] 其中, σ 为斜率因子, α^* 则对应于定常状态下分离点位置到达主翼翼型弦线中点时的攻角。

[0116] 将所构建的方程 $F(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})$ 加入函数 $x_0(\alpha)$, 引入各个设计参数组合对复合控制构型气动力及流场特性之间的影响,用微分方程表述非定常流场分离的发展变化过程。其中特别认为 $F(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})$ 对 α^* 的影响为二次关系,以凸显设计参数对分离点位置的影响:

$$[0117] \quad x_0(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha}, \overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}) = \frac{1}{1 + e^{\sigma(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha} - \alpha^* F(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})) F(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})}}$$

[0118] 结合状态空间模型的建模原理,可以将大攻角非定常气动力和力矩写成无量纲的内部状态量 $\bar{x}$ 和攻角多阶量 $(\alpha, \dot{\alpha}, \ddot{\alpha}, \dots)$ 的函数:

$$[0119] \quad C_i = C_i(\bar{x}_i, \alpha, \dot{\alpha}, \ddot{\alpha}, \dots) \quad i = l, d, m$$

[0120] 在实际的工作中,除了少数带有高频振动的情况,攻角的二阶变化率 $\ddot{\alpha}$ 及更高阶项对于气动力和力矩的影响不大,因此,将公式简化为:

$$[0121] \quad C_i = C_i(\bar{x}_i, \alpha, \dot{\alpha})$$

[0122] 将公式进行泰勒展开,写成多项式的形式,并取到二阶项:

$$[0123] \quad C_i(\bar{x}_i, \alpha, \dot{\alpha}) = C_{i0} + C_{i\alpha}\alpha + C_{i\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + \frac{1}{2}[C_{i\alpha^2}\alpha^2 + 2C_{i\alpha\dot{\alpha}}\alpha\dot{\alpha} + C_{i\dot{\alpha}^2}\dot{\alpha}^2]$$

[0124] 将简化后的表达式无量纲化,得到:

$$[0125] \quad C_i(\bar{x}_i, \alpha, \dot{\alpha}) = C_{i0} + C_{i\alpha}\alpha + C_{i\hat{\alpha}}\hat{\alpha} + \frac{1}{2}[C_{i\alpha^2}\alpha^2 + 2C_{i\alpha\hat{\alpha}}\alpha\hat{\alpha} + C_{i\hat{\alpha}^2}\hat{\alpha}^2]$$

[0126] 其中, $\hat{\alpha} = \dot{\alpha}t^*$ 为攻角的一阶变化率的无量纲形式, $t^* = c/2V$ 表示流动的特征时间, V 为自由来流的速度。各项中的偏导数都是无量纲的内部状态量 $\bar{x}_i$ 的函数,其具体形式均采用二次多项式来近似表达:

$$\begin{aligned} C_{i\alpha}(\bar{x}_i) &= a_{i1} + b_{i1}\bar{x}_i + c_{i1}\bar{x}_i^2 \\ C_{i\hat{\alpha}}(\bar{x}_i) &= a_{i2} + b_{i2}\bar{x}_i + c_{i2}\bar{x}_i^2 \\ [0127] \quad C_{i\alpha^2}(\bar{x}_i) &= 2(a_{i3} + b_{i3}\bar{x}_i + c_{i3}\bar{x}_i^2) \\ C_{i\alpha\hat{\alpha}}(\bar{x}_i) &= a_{i4} + b_{i4}\bar{x}_i + c_{i4}\bar{x}_i^2 \\ C_{i\hat{\alpha}^2}(\bar{x}_i) &= 2(a_{i5} + b_{i5}\bar{x}_i + c_{i5}\bar{x}_i^2) \end{aligned}$$

[0128] 式中, $a_{ij}, b_{ij}, c_{ij} (i=l, d, m, j=1, 2, 3, 4, 5)$ 均为常数。

[0129] 通过建立前置椭圆翼-主翼复合控制构型气动力的状态空间方程,再与输出方程联立,即可得到该复合控制构型最终的状态空间方程物理特性表征模型。表达式如下:

$$[0130] \quad \begin{cases} \tau_1 \frac{dx_i}{dt} + x_i = x_0(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha}, \overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}) = \frac{1}{1 + e^{\sigma(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha} - \alpha^* F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})) F_i(\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}})}} \\ C_i(\bar{x}_i, \alpha, \dot{\alpha}) = C_{i0} + C_{i\alpha}\alpha + C_{i\hat{\alpha}}\hat{\alpha} + \frac{1}{2}[C_{i\alpha^2}\alpha^2 + 2C_{i\alpha\hat{\alpha}}\alpha\hat{\alpha} + C_{i\hat{\alpha}^2}\hat{\alpha}^2] \end{cases}$$

[0131] 在上述前置椭圆翼-主翼复合控制构型的大攻角非定常气动力状态空间模型中,通过模型辨识得到的未知参数包括 $C_{i0}, \tau_1, \tau_2, \sigma, \alpha^*, a_{ij}, b_{ij}, c_{ij} (i=l, d, m, j=1, 2, 3, 4, 5)$, 与原始状态空间模型一致。模型的输入变量为 $\alpha, \dot{\alpha}$ 及复合控制构型的三个设计参数 $\overline{L_H}, \overline{L_V}, \overline{\alpha_{pre}}$, 模型输出为气动力系数和气动力矩系数 C_i 。

[0132] 仿真验证:

[0133] 基于上述复合控制构型的非定常气动力建模方法,下面采用CFD方法计算得到的前置椭圆翼-主翼复合控制构型俯仰运动的气动力算例检验本发明提出的针对多体复合控制构型的状态空间模型结构的合理性以及模型的精度和适用性。通过三组不同设计参数取值的算例测试模型的基础预测能力,并通过三组改变单一参数取值的算例和一组随机取值的算例测试模型的泛化能力。计算工况为: $\alpha_0 = 14.91^\circ$, $\alpha_m = 9.88^\circ$, $k = 0.151$, $Ma = 0.283$, $Re = 3.45 \times 10^6$ 。

[0134] (1) 模型基础预测能力验证

[0135] 针对前置椭圆翼-主翼复合控制构型,选取三组不同设计参数组合的简谐运动算

例,对所建立模型的基础预测能力以及预测精度进行验证。

[0136] 算例1: $\overline{L_H} = 0.01$, $\overline{L_V} = 0.045$, $\overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0137] 算例2: $\overline{L_H} = 0.03$, $\overline{L_V} = 0.065$, $\overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0138] 算例3: $\overline{L_H} = 0.01$, $\overline{L_V} = 0.045$, $\overline{\alpha_{pre}} = -4$

[0139] 图17-图25给出了算例1,2,3中复合控制构型气动系数的计算值与预测值的对比,可以看出,该状态空间模型很好地拟合出了复合控制构型非定常气动系数迟滞环的总体趋势,且预测值与计算值几乎吻合,表明了本发明建立的模型能够对不同参数的复合控制构型完成非定常气动力的预测,且精度较高。

[0140] 复合控制构型状态空间模型对气动系数预测结果的均方根误差和相对误差如表4所示。对于不同参数组合下的复合控制构型的升力系数和阻力系数,预测值与计算值的相对误差基本都小于1.5%,而俯仰力矩系数的误差则略微偏大。由于参数辨识方法精度有限,俯仰力矩系数的绝对数值的量级较小,导致不能得到完全精确的俯仰力矩系数模型,原始Goman状态空间模型在进行气动系数预测时也存在同样的问题。总体而言,复合控制构型状态空间模型具有基础的预测能力,建模结果较为理想。

[0141] 表4 气动系数预测误差对比

气动系数	C_l		C_d		C_m	
	e_{RMS}	e	e_{RMS}	e	e_{RMS}	e
[0142] 算例 1	0.0025	0.2%	0.0015	0.72%	0.0017	2.14%
算例 2	0.0052	0.43%	0.0034	1.32%	0.0031	4.55%
算例 3	0.0026	0.25%	0.0004	0.13%	0.0025	2.84%

[0143] (2) 模型泛化能力验证

[0144] 在确定了模型的预测精度后,以四组算例对模型的泛化能力进行验证,每个算例中包含两组训练数据和一组测试数据。

[0145] 算例4:

[0146] 训练数据的设计参数取值为:

[0147] $\overline{L_H} = 0.02$, $\overline{L_V} = 0.045$, $\overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0148] $\overline{L_H} = 0.04$, $\overline{L_V} = 0.045$, $\overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0149] 测试数据的设计参数取值为:

[0150] $\overline{L_H} = 0.03$, $\overline{L_V} = 0.045$, $\overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0151] 算例5:

[0152] 训练数据的设计参数取值为:

[0153] $\overline{L_H} = 0.01$, $\overline{L_V} = 0.05$, $\overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0154] $\overline{L_H} = 0.01, \overline{L_V} = 0.07, \overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0155] 测试数据的设计参数取值为:

[0156] $\overline{L_H} = 0.01, \overline{L_V} = 0.06, \overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0157] 算例6:

[0158] 训练数据的设计参数取值为:

[0159] $\overline{L_H} = 0.01, \overline{L_V} = 0.045, \overline{\alpha_{pre}} = 0$

[0160] $\overline{L_H} = 0.01, \overline{L_V} = 0.045, \overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0161] 测试数据的设计参数取值为:

[0162] $\overline{L_H} = 0.01, \overline{L_V} = 0.045, \overline{\alpha_{pre}} = -4$

[0163] 算例7:

[0164] 训练数据的设计参数取值为:

[0165] $\overline{L_H} = 0.01, \overline{L_V} = 0.045, \overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0166] $\overline{L_H} = 0.03, \overline{L_V} = 0.065, \overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0167] 测试数据的设计参数取值为:

[0168] $\overline{L_H} = 0.03, \overline{L_V} = 0.045, \overline{\alpha_{pre}} = -2$

[0169] 以上算例的预测结果与计算值的对比分别如图26-图37所示,其中算例4、5为内插预测,算例6、7为外插预测。可以看出,由复合控制构型状态空间模型输出的气动系数比较贴近计算值,并且准确预测了迟滞环上升或下降的趋势,说明改进后的状态空间模型物理意义进一步增强,改进方法合理。

[0170] 四组算例中复合控制构型状态空间模型对气动系数预测结果的均方根误差和相对误差如表5所示。相较于原始Goman状态空间模型,本发明提出的改进状态空间模型中额外包含了复合控制构型的设计参数,能够对不同参数取值的复合控制构型非定常气动力进行预测。虽然模型外插预测的误差相比内插预测偏大,误差主要来源于对大攻角下气动系数的预测,此时翼型表面流场状态复杂,迟滞效应增强,气动力的非线性也更突出;但相比于本领域中的原始Goman状态空间模型和其他方法,模型外插预测结果精度满足工程应用要求,综合来看,该复合控制构型状态空间模型具有泛化能力,预测误差在可接受范围之内。

[0171] 表5 气动系数预测误差对比

气动系数	C_l		C_d		C_m	
	e_{RMS}	e	e_{RMS}	e	e_{RMS}	e
[0172] 算例 4	0.0272	2.16%	0.0161	3.79%	0.0169	5.91%
算例 5	0.0244	1.93%	0.0132	3.15%	0.0159	6.89%
算例 6	0.0348	3.32%	0.0174	5.35%	0.0096	8.37%
算例 7	0.0861	6.83%	0.0629	12.05%	0.0391	17.29%

[0173] 本发明从两翼流场干扰的物理机理出发,构建了一种前置椭圆翼-主翼复合控制构型的大攻角非定常气动力状态空间模型。通过分析前置椭圆翼和主翼的扰动参数关联关系,重新定义状态空间方程的分离点方程,该模型由物理机理出发,对该复合控制构型具有较好的气动力预测能力和一定的外插泛化特性。基于CFD仿真结果对该方法进行验证,结果表明,对于原始样本数据的升阻力和力矩系数的回溯预测最大均方根误差不超过0.01,对变参后的其他复合控制构型的泛化预测最大均方根误差不超过0.1。可见该建模方法突破了现有大攻角气动力建模技术对复杂系统适用性的局限,对复合控制构型的气动力特征表述兼顾物理意义及流场控制实用价值,同时也为复合控制构型的非定常流场动力学机理和综合流场调控研究提供了新的思路。

[0174] 尽管上面已经示出和描述了本发明的实施例,可以理解的是,上述实施例是示例性的,不能理解为对本发明的限制,本领域的普通技术人员在不脱离本发明的原理和宗旨的情况下在本发明的范围内可以对上述实施例进行变化、修改、替换和变型。

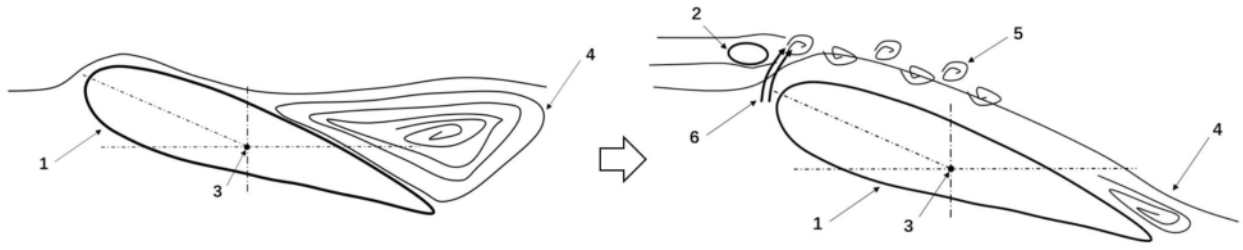


图1

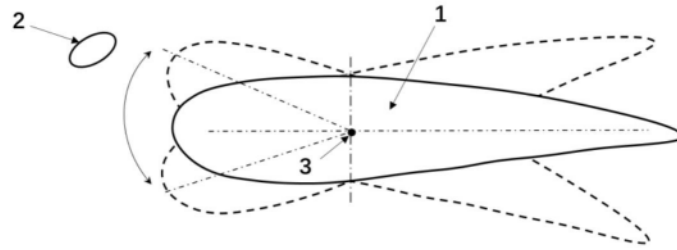


图2

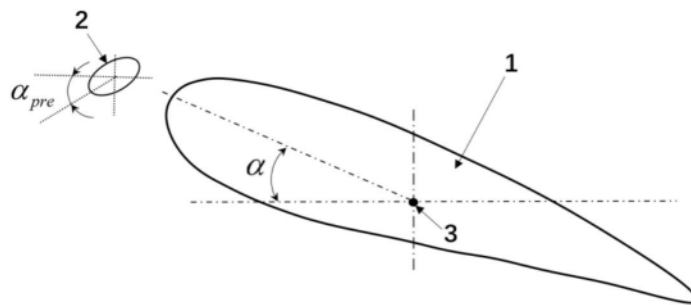


图3

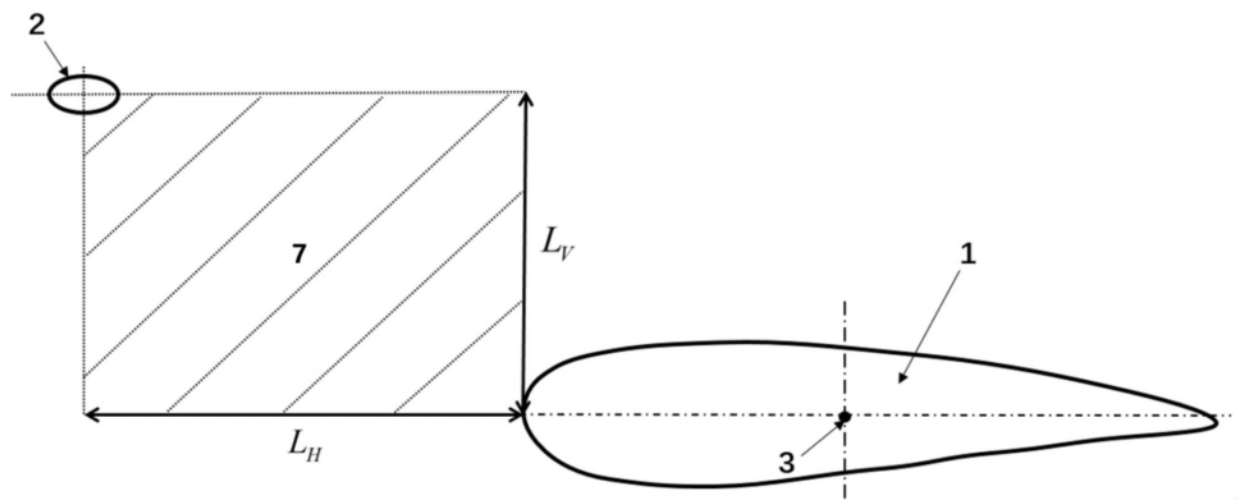


图4

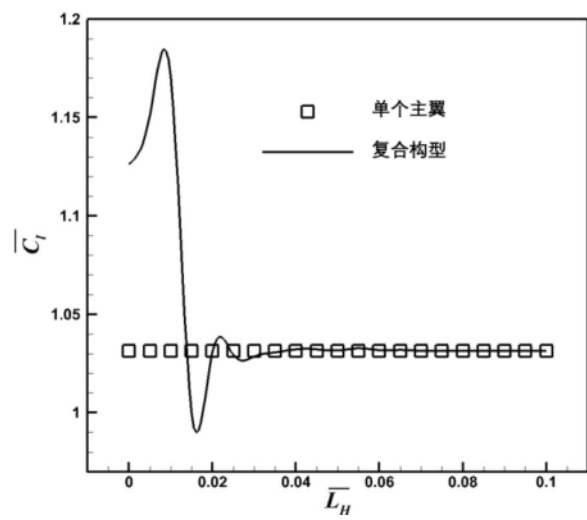


图5

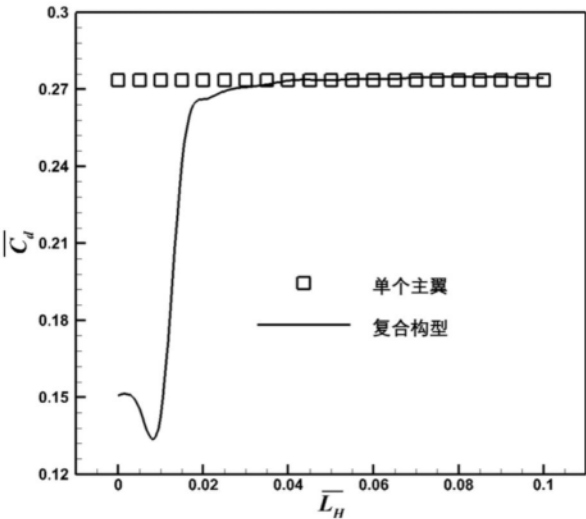


图6

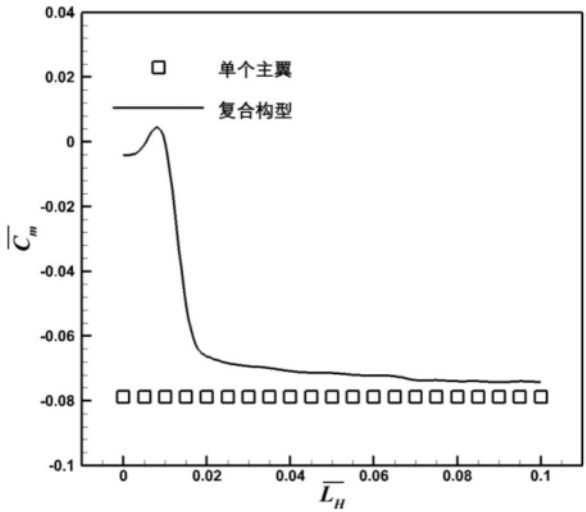


图7

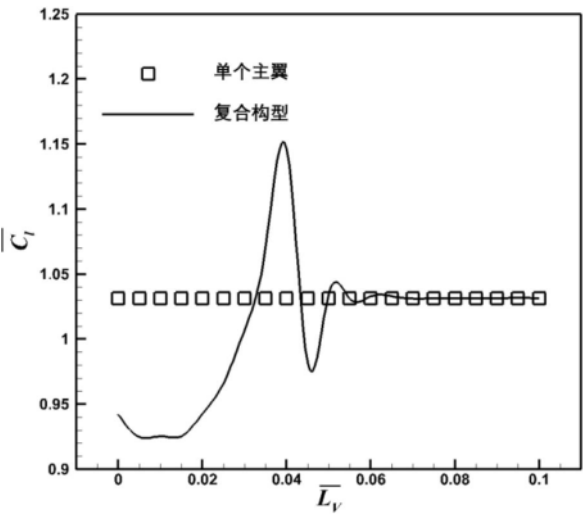


图8

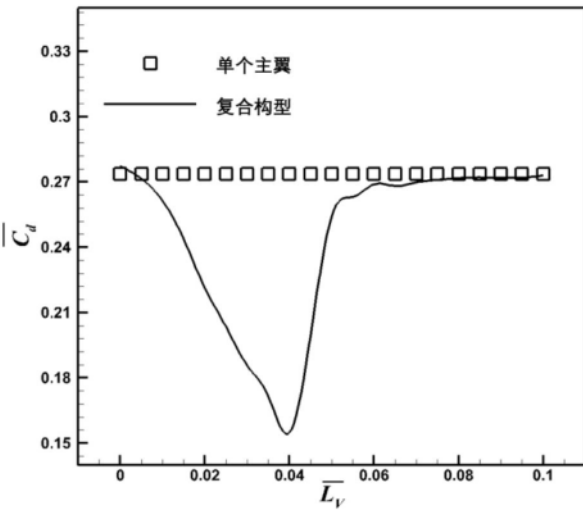


图9

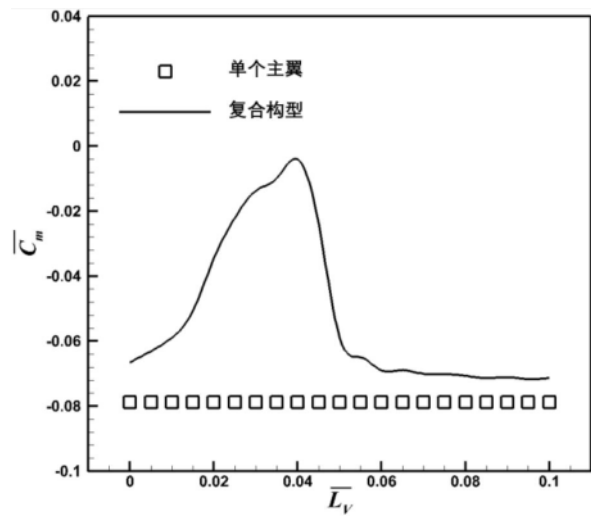


图10

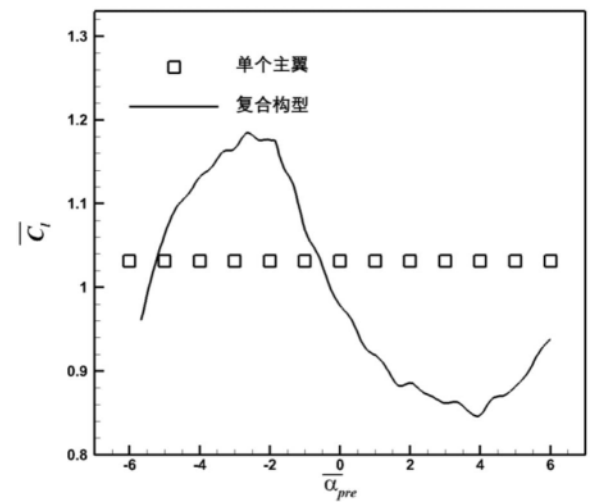


图11

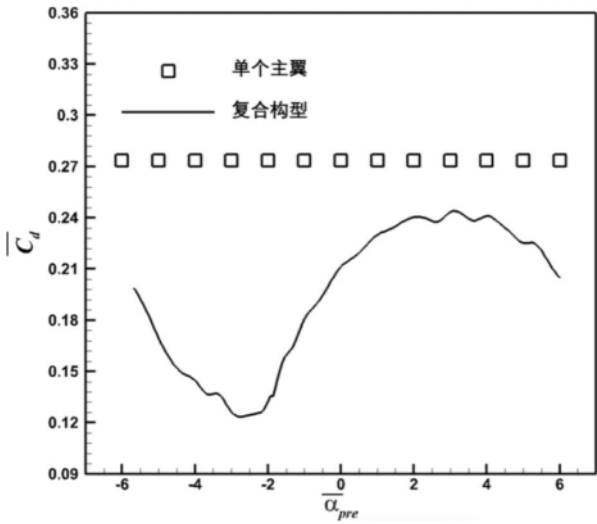


图12

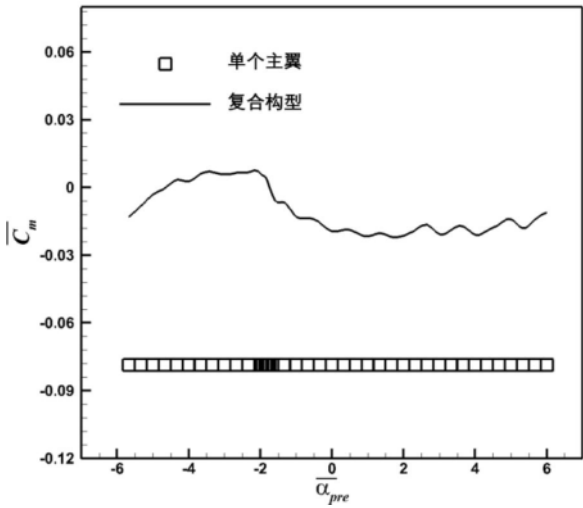


图13

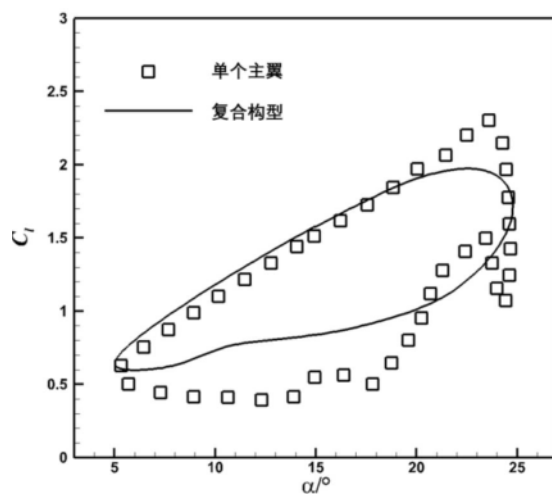


图14

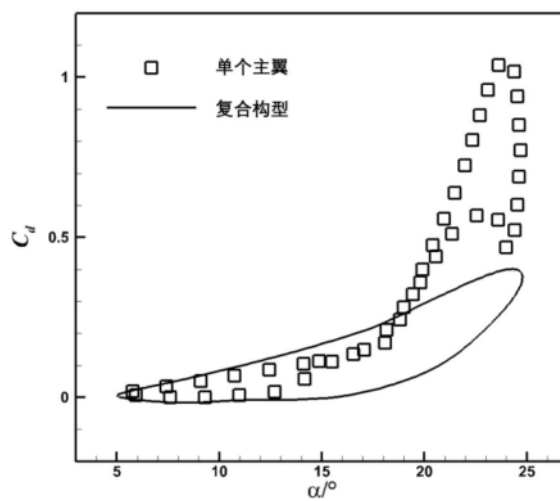


图15

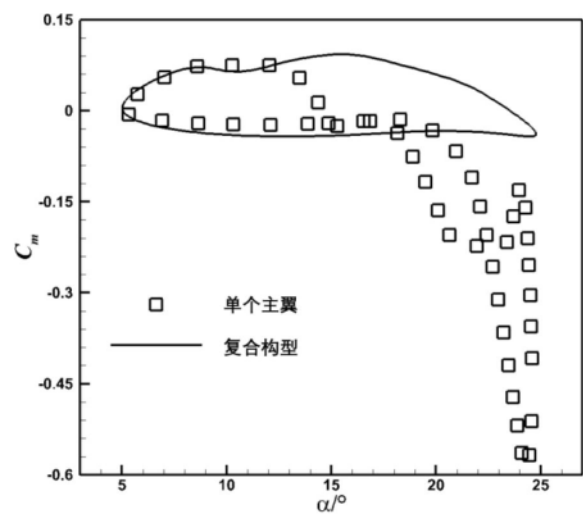


图16

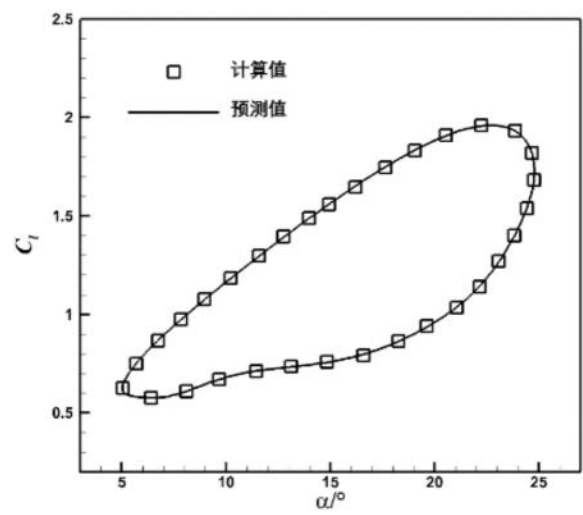


图17

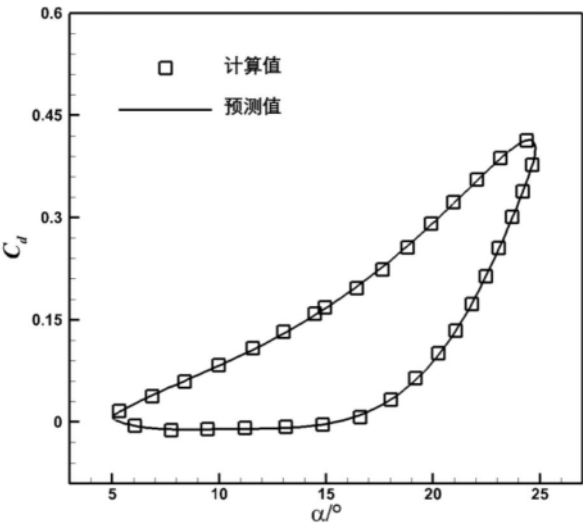


图18

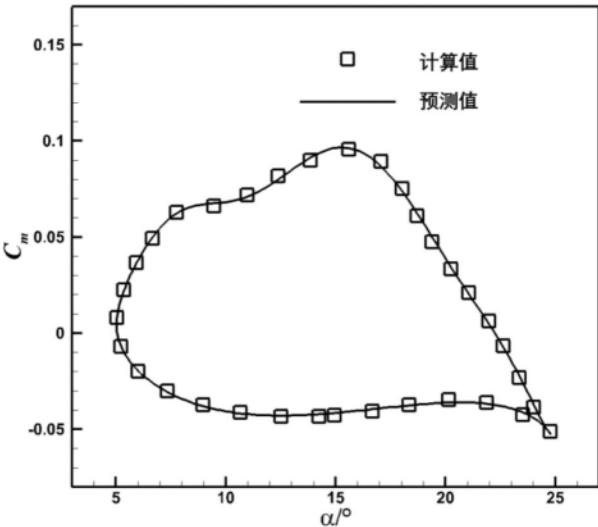


图19

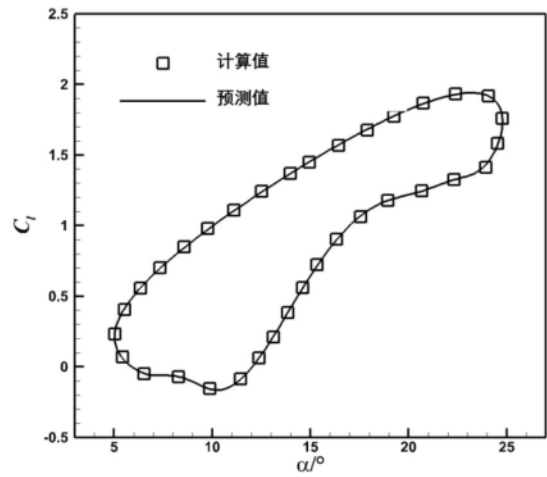


图20

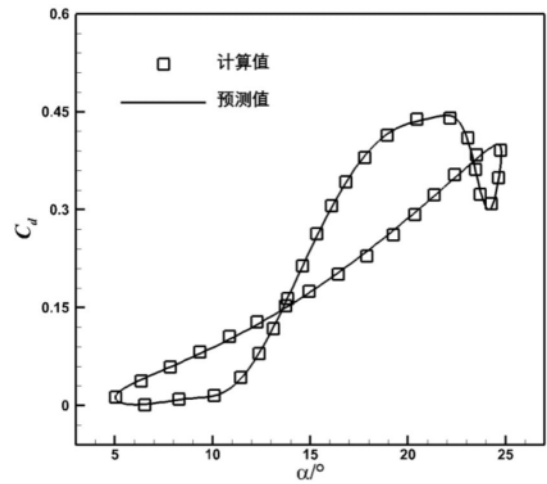


图21

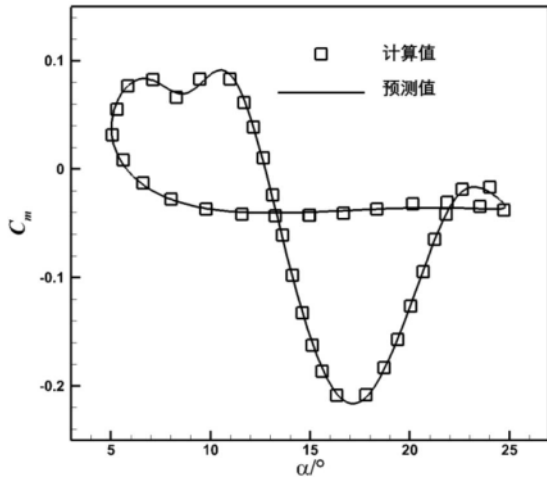


图22

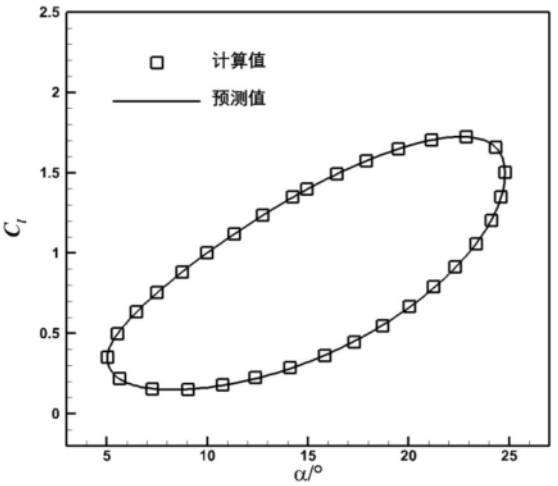


图23

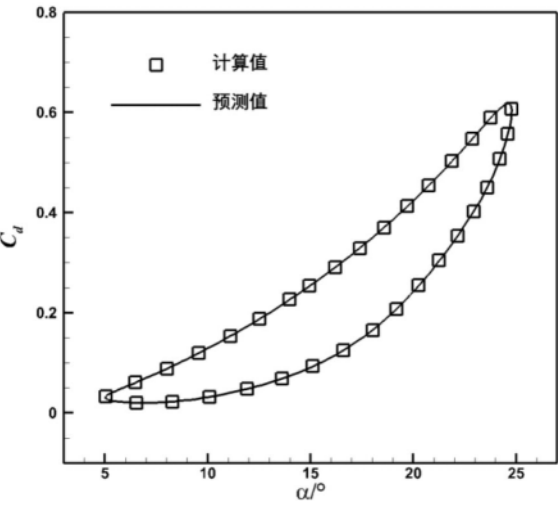


图24

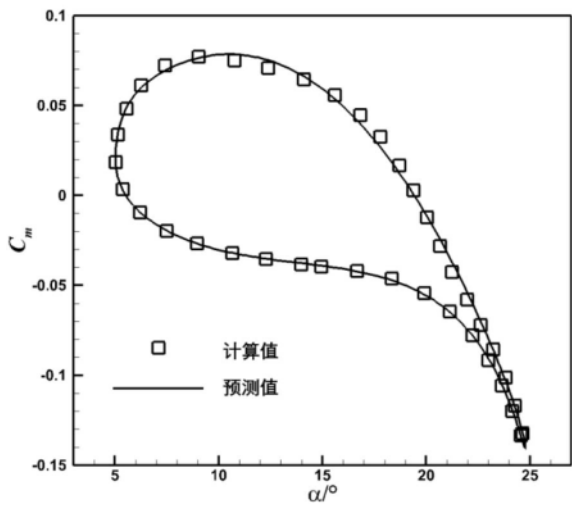


图25

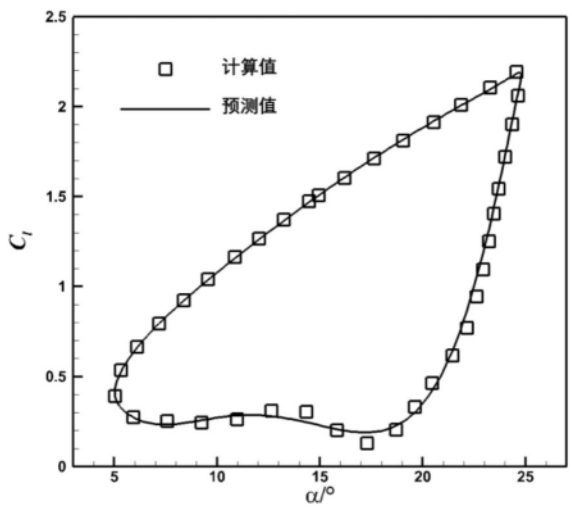


图26

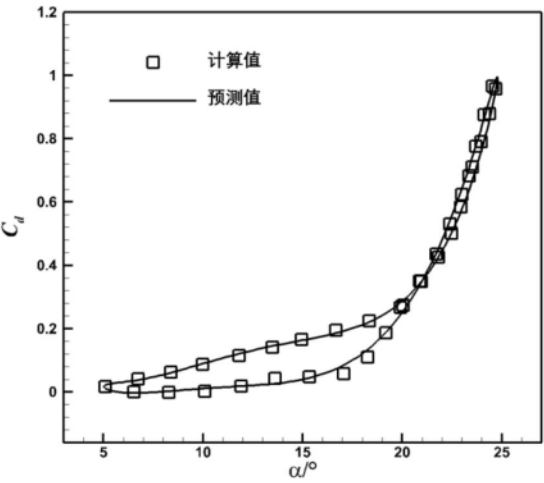


图27

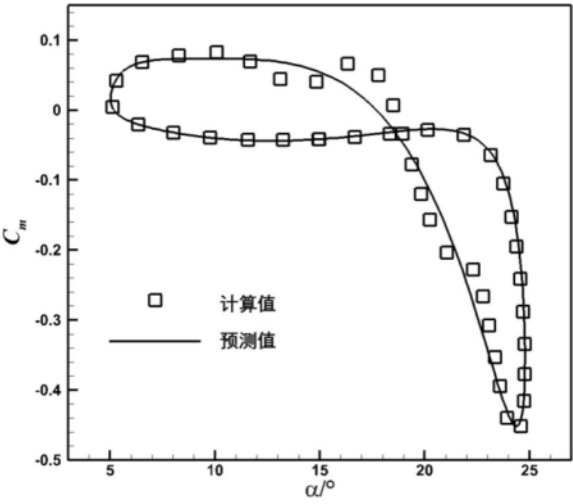


图28

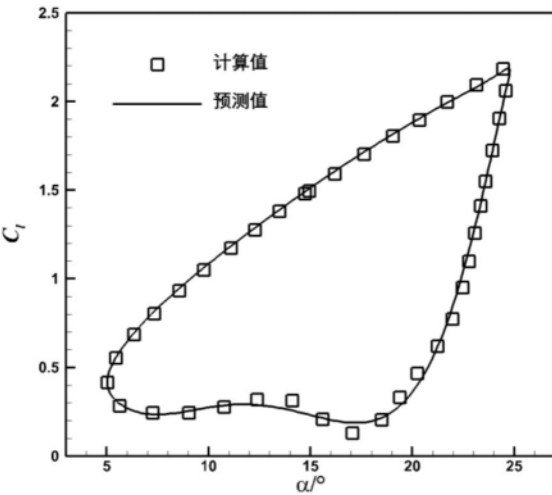


图29

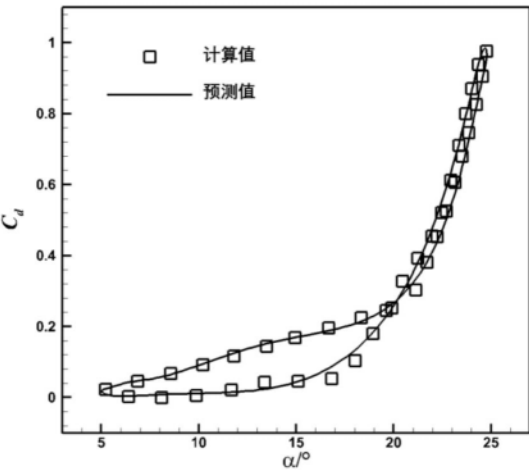


图30

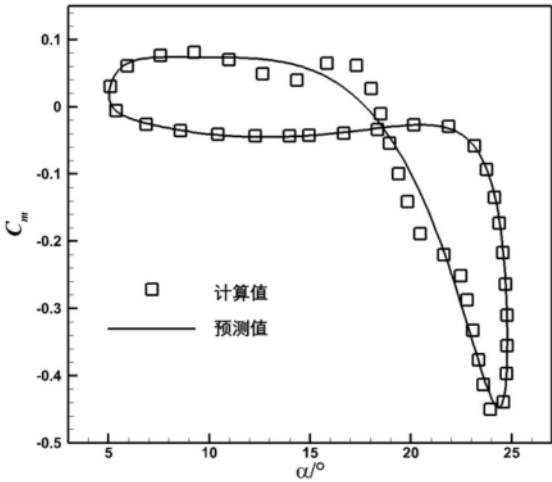


图31

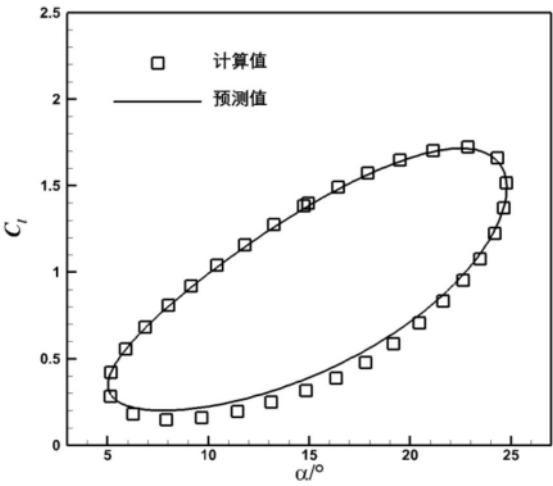


图32

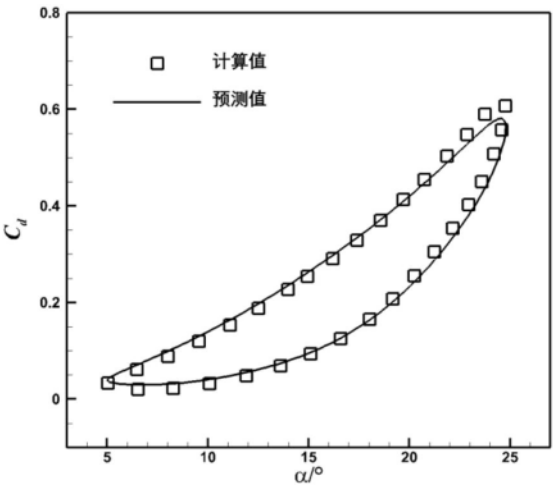


图33

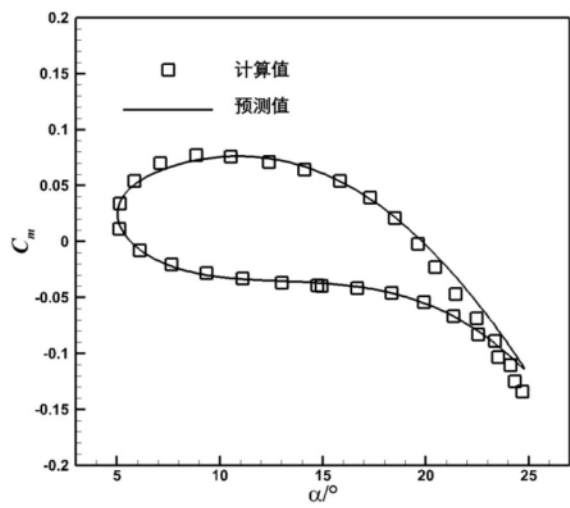


图34

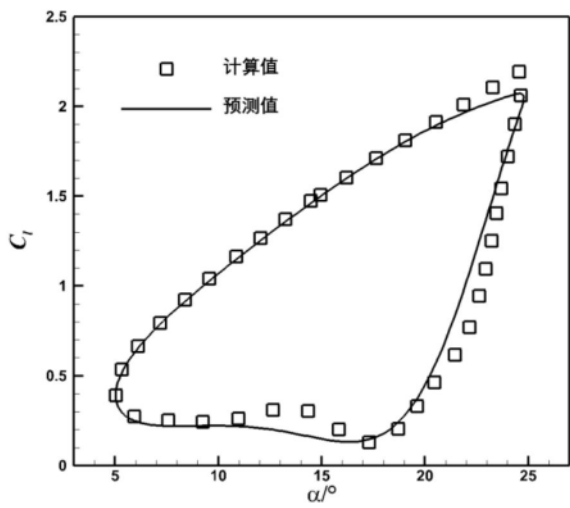


图35

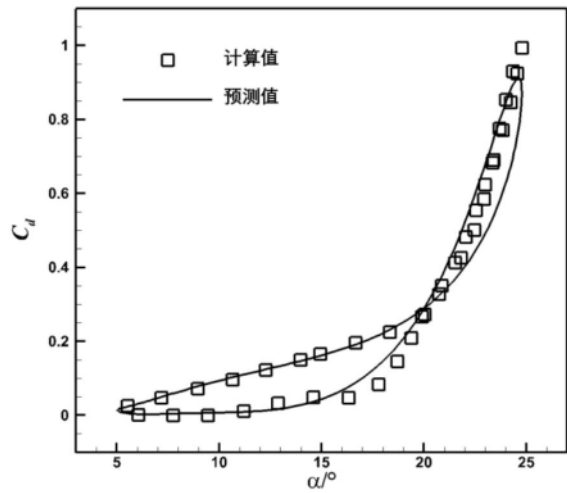


图36

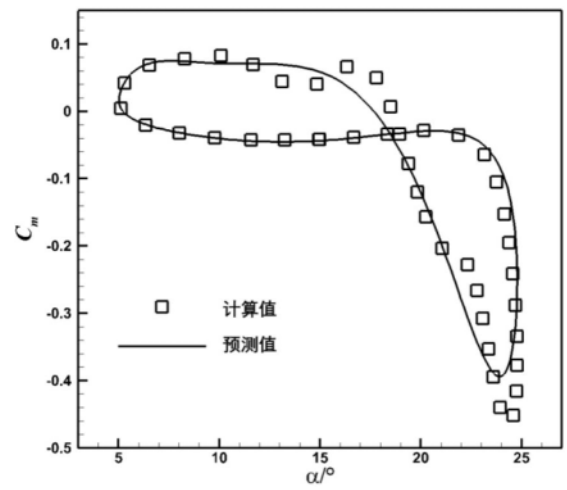


图37