

文章编号: 1000-8055(2008)03-0496-09

# 翼型动态失速的变下垂前缘控制 数值模拟

黄 勇, 牟 斌, 陈作斌, 刘 刚

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

**摘 要:** 用 CFD 方法对 VR-12 翼型可压缩动态失速的变下垂前缘控制概念进行了数值模拟研究. 模拟结果显示, 变下垂前缘控制能在最大升力下降不大的情况下, 非常显著地降低最大阻力, 减小俯仰力矩负峰值, 明显改善动态失速的负面效应. 在流动机理上, 变下垂前缘控制完全消除了动态失速涡. 对参数影响的模拟研究表明, 变下垂前缘控制的优势对马赫数、简缩频率或下垂控制方式的变化不敏感, 是一种健壮的翼型可压缩动态失速控制手段.

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 翼型; 动态失速; 流动控制; 数值模拟

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

## Numerical investigation of dynamic stall control using variable droop leading edge airfoil

HUANG Yong, MOU Bin, CHEN Zuobin, LIU Gang

(Computational Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** Numerical simulation for the variable droop leading-edge (VDLE) concept proposed to control the compressible dynamic stall of the VR-12 airfoil was presented. Computational results validate that VDLE can decrease considerably the maximum drag and improve the minimum pitching moment simultaneously while the lift is maintained almost at the same high level. The reason for VDLE having achieved these benefits, from the perspective of flow mechanism, is its ability to eliminate completely the dynamic stall vortex occurred on the baseline. Investigation of the effects of parameters shows that the control benefits of VDLE are not sensitive to the variation of Mach number, reduced frequency or drooping control methods, which implies that the VDLE is a robust control method for the compressible dynamic stall of airfoil.

**Key words:** aerospace propulsion system; airfoil; dynamic stall; flow control; numerical simulation

翼型动态失速指迎角或来流条件急剧变化时绕流附面层大范围分离带来的一种非定常流动现象, 通常在翼型上表面伴随有在前缘产生不断向

后缘发展的动态失速涡, 它可以显著提高翼型的最大升力(某些情况下, 接近两倍定常流中的最大升力), 但一旦离开翼型后缘流向下游, 会伴随升

收稿日期: 2007-03-19; 修订日期: 2007-06-15

基金项目: 西北工业大学翼型、叶栅空气动力学实验室基金(51462010305KG2901)

作者简介: 黄勇(1970-), 男, 四川内江人, 副研究员, 博士, 主要从事计算空气动力学应用研究.

力急剧下降、阻力迅速增大、低头俯仰力矩剧烈增大的失速或抖振现象。动态失速现象通常发生在直升机旋翼的后行桨叶上,限制了直升机的飞行包线(机动、高速、沙漠/山区的飞行能力受限);同时,动态失速也会减小涡轮机、风力机叶片的运行范围;另外,对具有高机动能力的战斗机,快速拉起(瞬时俯仰机动)产生的动态失速能增加升力。因此,研究翼型动态失速,改进高阻力、大低头俯仰力矩的劣势,充分利用其动态升力,有利于直升机旋翼、涡轮机和风力机的设计和改进,提高先进战斗机的过失速机动能力。

翼型动态失速的风洞试验研究需要复杂昂贵的仪器设备<sup>[1]</sup>,利用数值模拟技术研究翼型动态失速,相比更为经济。文献[2]对对称翼型 NACA0012 进行了跨声速动态失速模拟。文献[3]对 NACA0012 翼型低速流动中的动态失速进行了数值模拟,着重研究了  $k-\omega$  系列湍流模型的影响。与国外研究工作相比,国内对翼型动态失速的流动控制研究开展得不多。

国外 Chandrasekhara M S 等人 1987~2004 年间做了大量翼型动态失速的研究工作<sup>[1]</sup>,研究发现<sup>[4]</sup>,在通常较高雷诺数下,前缘强逆压梯度和激波诱导分离是两种主要的可压缩动态失速涡形成机理。实用的动态失速控制方案必须对所有这些触发机理都有效。非定常运动减小了翼型的有效迎角,是失速延迟的主要原因。但当瞬时俯仰超过静态失速迎角后,非定常的涡通量急剧增加,通常在不到  $0.5^\circ$  的迎角增量里,大小超过某个临界阈值,形成或发展成动态失速涡;同时该过程强烈依赖于马赫数大小。之后,动态失速涡流过翼型上表面,进入后缘下游,引起俯仰力矩的剧烈变化,需要有效的控制手段予以遏制。

经过对翼型动态失速机理的研究以后,国外学者认为翼型动态失速控制应该操纵上表面的涡量场<sup>[1]</sup>。由此围绕翼型表面流动加速和质量输运两种方式,对翼型动态失速的各种控制概念开展了广泛研究。从不可压缩到可压缩的动态失速控制,进行了动态变形前缘(DDLE)控制、前缘缝翼(Slatted airfoil)控制、变下垂前缘(VDLE)控制的试验和数值模拟研究,脉冲喷流(Pulsating jets)控制、合成喷流(Synthetic jets)控制的数值模拟研究等。这些研究表明结构相对简单的变下垂前缘(VDLE)控制最为成功。合成喷流由于需要较大动量通量和较高频率,控制能力有限<sup>[1]</sup>。定常吹气或吸气,在较高的自由流速中,要求很高的

吹/吸气速度,不如非定常的脉冲喷流,后者在结构实现上又不如合成喷流简单。前缘缝翼控制增加了阻力,对旋翼前行桨叶尤其不利。动态变形前缘控制需要柔性的前缘表面<sup>[5]</sup>,结构和材料上受限制。所以,尽管以上手段对不可压缩到可压缩的动态失速控制都有效,变下垂前缘(VDLE)控制近年来更受重视。

在翼型动态失速控制的流动机理方面,开展试验研究代价过于昂贵。国外经验表明:数值模拟工作能比较成功地进行参数研究,基于非定常雷诺平均纳维尔-斯托克斯(URANS)方程的数值计算能定性预测复杂流动控制的试验结果。另外,在协助非定常气动力的测量,研究试验难以获得的频率、雷诺数和马赫数相似性的影响两方面,数值模拟研究都是有价值的<sup>[1]</sup>。

本文利用基于 URANS 方程求解的翼型动态失速模拟软件,对 VR-12 翼型的可压缩动态失速及其变下垂前缘控制概念进行了数值模拟研究。首先简要介绍本文采用的数值模拟方法,然后给出典型的动态失速控制模拟结果,重点讨论了变下垂前缘的控制机理、简缩频率、马赫数及前缘下垂方式对变下垂前缘控制动态失速的影响。

## 1 数值模拟方法

### 1.1 几何外形与计算网格

本文考虑的 Boeing VR-12 翼型是一种具有代表性的直升机旋翼翼型,它具有弯度,在旋翼前行流动条件下性能优异<sup>[5,6]</sup>。动态失速主要是前缘强逆压梯度引起俯面层分离而发展成动态失速涡的失速现象,所以,变下垂前缘控制概念仅对前缘 25% 弦长的外形进行动态下垂控制。为保证外形斜率和曲率的连续,本文采用 3 次 B 样条曲线描述翼型外形,表达式为

$$p(u) = \sum_{i=0}^m d_i N_{i,k}(u), \quad u \in [0, 1]$$

其中  $p$  为参数节点  $u$  对应的翼型外形点矢量;  $d_i$  为控制点,有  $m+1$  个;  $N_{i,k}(u)$  是  $k$  次规范 B 样条基函数,可用 de Boor-Cox 递推公式计算。通过对弦线上  $c/4$  点之前的控制点做旋转,旋转角度为前缘下垂的偏转角,能实现翼型前缘的下垂控制,如图 1 所示。不同时刻,前缘下垂的偏转角不同,用上述方法得到不同的前缘下垂翼型,如图 2 所示。

计算网格通过 Grid6 程序解双曲方程生成 C 型网格。翼型弦长规范为 1,后缘厚度近似为零。上下翼面各 105 个点,在前后缘加密。尾迹区布置

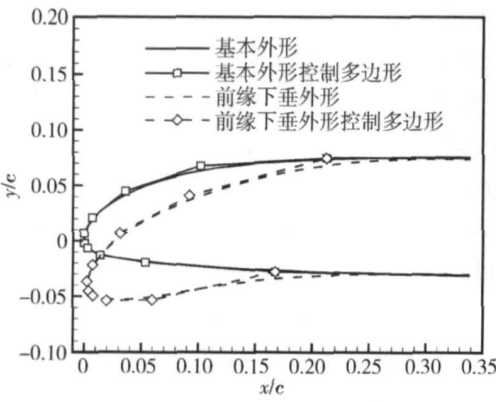


图 1 翼型前缘下垂控制示意

Fig. 1 Control for drooping of VRt 12 leading edge

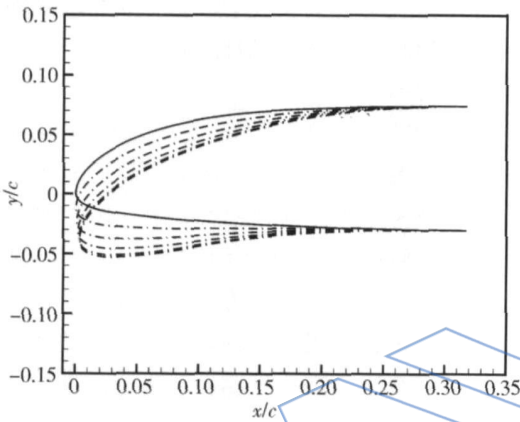


图 2 翼型前缘变下垂示意

Fig. 2 Process of drooping leading edge

65 个点,也在后缘附近加密.远场边界取 30 倍弦长,法向布置 81 个点,第一层格子距离为  $1.0 \times 10^{-6}$ ,按双曲正切函数分布,以保证对附面层有足够的分辨率( $y^+ = 0.05$ ).前缘下垂外形的网格使用同样的参数生成  $337 \times 81$  的高质量网格.在不同时刻首先生成不同前缘下垂的翼型外形,再调用 Grid6 程序生成相应的计算网格,最后,对应当时的迎角,所有网格点绕弦线上  $c/4$  点做适当的刚性旋转,得到计算用的网格.

1.2 变下垂前缘控制的时间窗口

通常,翼型俯仰简谐振动规律通过其迎角随时间变化规律给出,如

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(2\pi \cdot f^* \cdot t^*)$$

这是带量纲的表达式(上标\* 表示带量纲),其中  $\alpha_0$  是平均迎角,  $\alpha_m$  为迎角振幅,  $f^*$  是振动频率,  $t^*$  为时间.假设方程无量纲化用的参考长度是翼型弦长  $c^*$ ,参考时间是  $c^*/a^*$ ,则有

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(2k \cdot t \cdot Ma_\infty)$$

其中简缩频率( Reduced frequency)

$$k = \pi \cdot f^* \cdot c^* / U_\infty^*$$

本文模拟的翼型俯仰简谐振动规律为

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(2k \cdot t \cdot Ma_\infty),$$
$$\alpha_0 = 10^\circ, \alpha_m = 10^\circ \tag{1}$$

根据文献[ 5], 马赫数  $Ma = 0.3$  和  $Ma = 0.4$ , 以及简缩频率  $k = 0.1$  是 UH-60A Black Hawk 直升机典型后行桨叶失速的代表性的飞行条件.本文计算模拟的飞行条件由此确定.

为方便与文献[ 5-6] 比较,本文确定了三种前缘下垂规律(控制时间窗口),用于比较前缘下垂控制方式的影响.如图 3 所示,其中

TW1

$$\delta = \begin{cases} \alpha_m \sin(2k \cdot t \cdot Ma_\infty) & \sin(2k \cdot t \cdot Ma_\infty) > 0 \\ 0 & \sin(2k \cdot t \cdot Ma_\infty) \leq 0 \end{cases} \tag{2}$$

TW2

$$\delta = 0.5 \cdot [\alpha_0 + \alpha_m \sin(2k \cdot t \cdot Ma_\infty)] \tag{3}$$

TW3

$$\delta = \alpha_0 + \alpha_m \sin(2k \cdot t \cdot Ma_\infty) \tag{4}$$

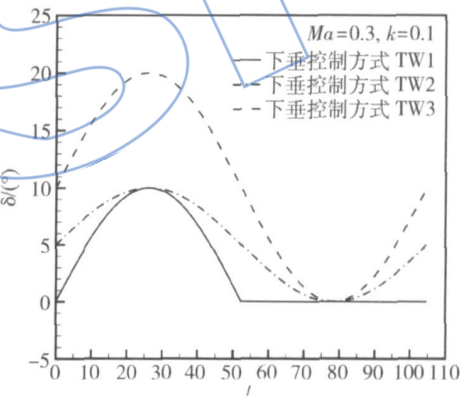


图 3 翼型前缘变下垂规律

Fig. 3 Law of leading edge drooping

本文模拟用翼型  $10^\circ$  迎角的流场做初场.下垂方式 TW1 在迎角  $10^\circ$  以上进行前缘下垂控制,  $20^\circ$  迎角时最大下垂偏角为  $10^\circ$ .下垂方式 TW2 在整个俯仰振动控制,  $0^\circ$  迎角时前缘没有下垂,  $20^\circ$  迎角时最大下垂偏角为  $10^\circ$ .下垂方式 TW3 也在整个俯仰振动中进行控制,方式同文献[ 5, 7] 的风洞试验,  $0^\circ$  迎角时前缘不下垂,在  $20^\circ$  迎角时最大下垂偏角为  $20^\circ$ ,即前缘与来流夹角始终为  $0^\circ$ ,其它部分做简谐运动偏转.

1.3 流动主控方程的数值模拟方法

应用有限体积法求解 URANS 方程进行翼型动态失速及其变下垂前缘控制的数值模拟.非定常计算通过双时间步方法实现,对流项离散采

用 JST 格式, 粘性项用中心差分离散. 流场用 LU-SGS 方法求解, 通过多重网格进行每个虚拟时间步的迭代加速. 湍流模拟应用二方程  $k-\omega$  SST 模型做全湍流计算, 求解过程与流动控制方程求解过程松耦合. 计算 2 到 3 个周期, 气动力的迟滞环收敛. 详细的方法和数值计算验证, 包括几何守恒律和动边界的问题, 参见文献 [8].

2 算例结果与分析

2.1 变下垂前缘控制的模拟结果

本节对马赫数  $Ma=0.3$  和  $Ma=0.4$ , 在简谐频率  $k=0.1$ , 简谐振动方式 (1) 情况下的动态失速及其变下垂前缘控制 (4) 的非定常流动进行了数值模拟, 并与文献 [5] 的计算和试验数据进行了比较.

与文献计算相比, 图 4 显示, 本文计算的迟滞环规律与试验更为一致, 升力线上仰阶段斜率更靠近试验结果, 但最大升力不如文献计算接近试

验值; 与试验相比, 文献计算与本文计算在预测失速方面均有滞后. 下面就本文计算与文献 [5] 试验的气动特性结果进行详细的比较.

从图 5 的试验结果可以看出, VDLE 的升力线斜率比基本外形小, 最大升力有些下降, 但失速迎角一致. 对基本外形, 本文计算的上仰段升力线斜率较小, 但最大升力与试验接近. 对 VDLE 的计算, 尽管上仰段升力线斜率好些, 但升力减小不如试验结果大, 而预测的最大升力比试验值大. 同文献一样, 计算的失速有所延迟, 文献 [5] 怀疑是洞壁干扰没有计入计算, 也有可能是计算为全湍流计算, 附面层分离稍晚所致. 对  $Ma=0.3$  的情况数值模拟没有显示出失速之前升力曲线的双峰, 说明后缘分离对动态失速涡形成与发展的影响没有充分给予模拟.

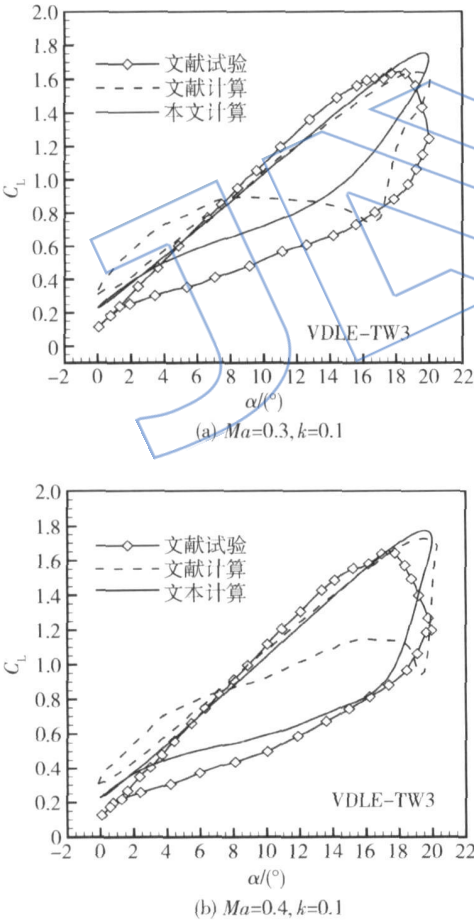


图 4 变下垂前缘控制升力迟滞环  
试验与计算结果比较

Fig. 4 Comparison of lift hysteresis loop between  
CFD and WT results

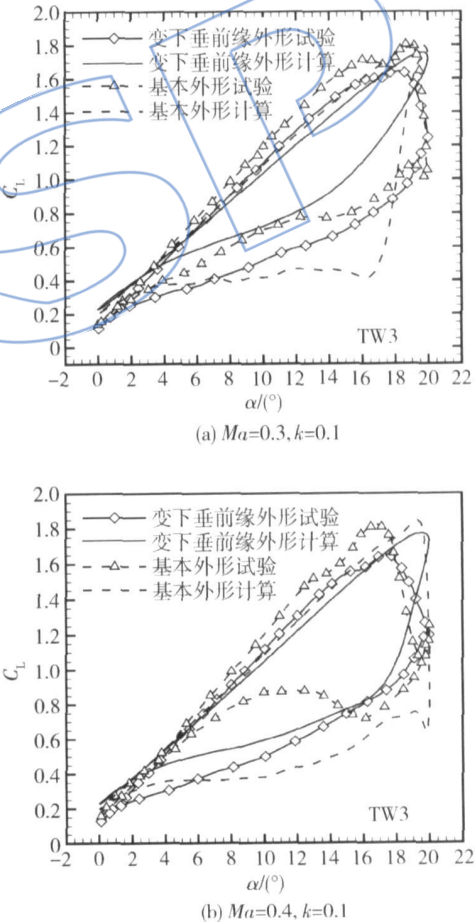


图 5 变下垂前缘控制的升力特性

Fig. 5 Lift coefficient of VDLE airfoil

图 6 中的试验和计算都表明, VDLE 能显著减小  $Ma=0.3$  和  $Ma=0.4$  情况下的最大阻力. 对  $Ma=0.3$  情况下基本外形的最大阻力, 计算预测得比较好. 但对  $Ma=0.4$  的基本外形最大阻力, 计算预测结果较大而且滞后. 对 VDLE 最大

阻力的预测情况恰好相反, 马赫数为 0.4 的情况好于 0.3 的情况.

对力矩特性, 首先图 7 中的试验和计算都表明, VDLE 能显著大幅减小俯仰力矩的负峰值. 试验结果还显示 VDLE 消除了基本外形中俯仰力矩迟滞环交叉带来的负俯仰阻尼, 可以改善与俯仰阻尼有关的旋翼桨叶气动弹性失稳. 本文对 VDLE 的计算结果在这方面有所反映, 但力矩迟

滞环仍有交叉. 而且即使在小迎角, 本文计算结果与试验结果也有较大差异, 文献[5]的计算结果似乎有同样的差异, 但由于坐标比例的关系, 显得没有本文突出.

表 1 比较了 VDLE 控制效率的计算与试验结果. 在  $Ma=0.3$  的情况中, 试验发现 VDLE 减小最大升力约 8%, 文献[5]的计算估计有 11%, 本文只分辨出了 3% 的减小, 这可能与我们控制

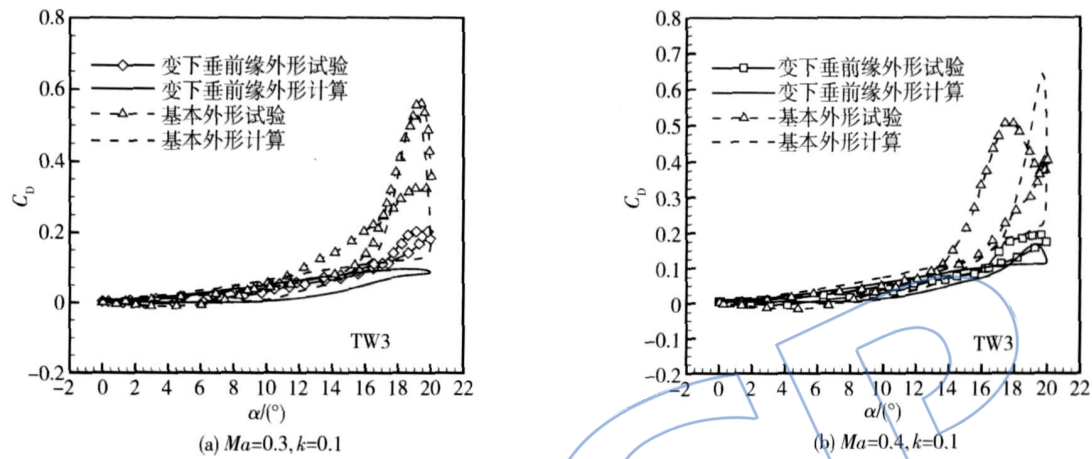


图 6 变下垂前缘控制的阻力特性  
Fig. 6 Drag coefficient of VDLE airfoil

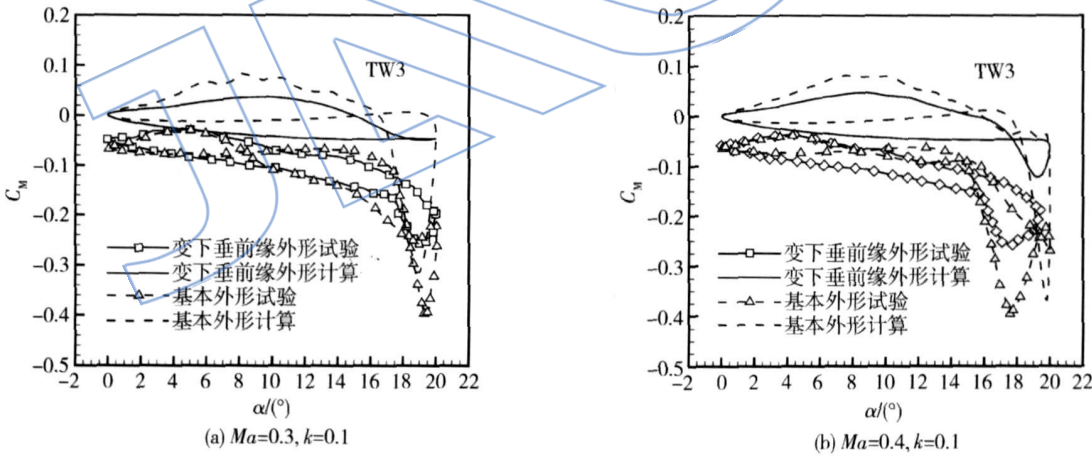


图 7 变下垂前缘控制的俯仰力矩特性  
Fig. 7 Pitching moment coefficient of VDLE airfoil

表 1 VDLE 控制效率的试验与计算比较

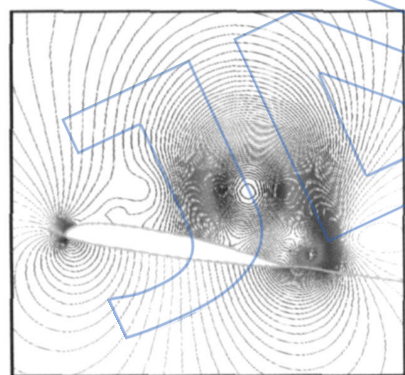
Table 1 Comparison of efficiency obtained with CFD and WT

| $Ma$ |                    | $\Delta C_{Lmax}$ | $\Delta C_{Dmax}$ | $-\Delta C_{Mmin}$ |
|------|--------------------|-------------------|-------------------|--------------------|
| 0.3  | 试验                 | -0.14(8%)         | -0.35(63%)        | -0.11(31%)         |
|      | CFD <sup>[5]</sup> | -0.22(11%)        | -0.49(72%)        | -0.32(68%)         |
|      | CFD 本文             | -0.05(3%)         | -0.44(82%)        | -0.27(84%)         |
| 0.4  | 试验                 | -0.15(8%)         | -0.36(63%)        | -0.15(37%)         |
|      | CFD <sup>[5]</sup> | -0.20(10%)        | -0.39(56%)        | -0.20(43%)         |
|      | CFD 本文             | -0.07(4%)         | -0.48(74%)        | -0.25(67%)         |

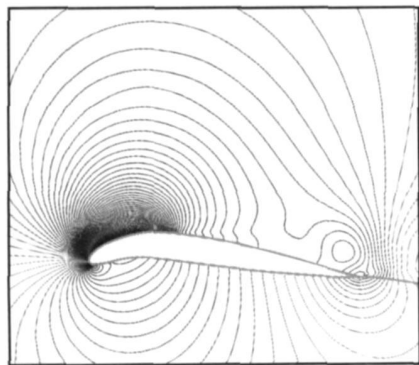
前缘下垂的方式有关,增加了前缘的弯度.对VDLE减小最大阻力的估计,试验预测有63%的减小,文献[5]是72%,本文计算有82%.试验还测得了31%的力矩负峰值减小,文献[5]和本文的计算估计分别为68%和84%.相比之下, $Ma=0.4$ 的计算情况要好些.从这些数据显然可以看出,计算预测过高估计了VDLE的优势,但VDLE控制动态失速的能力确实十分显著.变下垂前缘控制能在最大升力下降不大的情况下,非常显著地降低最大阻力,减小俯仰力矩峰值,明显改善动态失速的负面效应.计算结果同文献[5]一样,能定性地反映试验结果.

## 2.2 变下垂前缘控制的流动机理

本节主要对马赫数 $Ma=0.3$ ,在简缩频率 $k=0.1$ ,简谐振动方式(1)情况下的动态失速及其变下垂前缘控制(4)的非定常流动进行了数值模拟.图8给出了迎角下俯 $18.09^\circ$ 时基本外形与VDLE外形的压力等值线.该图显示VDLE外形抑制了俯仰简谐振动中动态失速涡的出现.这是它能在最大升力下降不大的情况下,非常显著地降低最大阻力,减小俯仰力矩负峰值的主要原因.



(a) 基本外形( $Ma=0.3, k=0.1$ )



(b) 变下垂控制外形

下垂控制方式 TW3;  $Ma=0.1, k=0.1$

图8 基本外形与VDLE外形压力等值线比较

Fig.8 Pressure contour of baseline and VDLE airfoil

对基本外形,数值模拟的动态失速涡在迎角超过最大值 $20.0^\circ$ 以后的下俯过程中形成和发展的;但在文献[5]的试验中,动态失速是后缘分离随迎角增大逐渐向前缘发展引发的, $20.0^\circ$ 迎角时已经形成了动态失速涡.本文数值模拟出了这一过程,但相对滞后,因此计算的动态失速滞后于试验结果.对VDLE外形,数值模拟显示,上表面后缘由于弯度反弯,分离较早,而且随迎角增大有向上游发展趋势,但也仅就于此,没有超过弦线 $c/4$ 点,更没形成动态失速涡.

## 2.3 简缩频率对变下垂前缘控制的影响

文献[5]利用试验比较了固定下垂和变下垂前缘的控制能力,发现变下垂更有优势.文献[7]给出了简缩频率对变下垂前缘控制升力特性的影响,频率越大,升力迟滞环越大.但简缩频率对变下垂前缘控制的阻力和力矩特性的影响文献[7]没有给出.下面我们对基本外形和VDLE外形用数值模拟给出这些影响.模拟条件为 $Ma=0.3$ 和 $Ma=0.4$ ,简谐振动采用方程(1),VDLE变下垂规律用方程(4),模拟的简缩频率包括: $k=0.1, 0.075, 0.05$ .

图9显示,无论基本外形还是VDLE外形,提高简缩频率都能增加最大升力和对应迎角,但失速后二者的特点有所不同.对基本外形,在 $Ma=0.3$ 的情况里,高频的失速较为温和,低频的失速更为剧烈, $Ma=0.4$ 的情况则相反,高频对应剧烈的升力失速,低频有稍微温和的失速.对VDLE外形,简缩频率的影响比较一致,高频不仅提高了最大升力,而且失速特性也相对温和.

图10说明,对基本外形, $Ma=0.3$ 时,高频的阻力失速相对温和, $Ma=0.4$ 时,高频的阻力失速更为剧烈,阻力增加又快又大.对VDLE外形,简缩频率对阻力影响不大,在 $Ma=0.3$ 时,高频的阻力峰值小些,在 $Ma=0.4$ 时,高频阻力失速温和些,峰值大小没什么变化.

图11中显示的简缩频率对力矩失速特性的影响与对阻力失速的影响类似.VDLE外形的力矩和阻力失速特性一样,受简缩频率变化的影响不大.

这项模拟工作显示,VDLE控制动态失速的优异能力在简缩频率变化的环境中仍能得到完整保持.

## 2.4 变下垂前缘控制时间窗口的影响

为考虑前缘变下垂规律对控制动态失速能力的影响,本文设计了TW1, TW2, TW3三种前缘

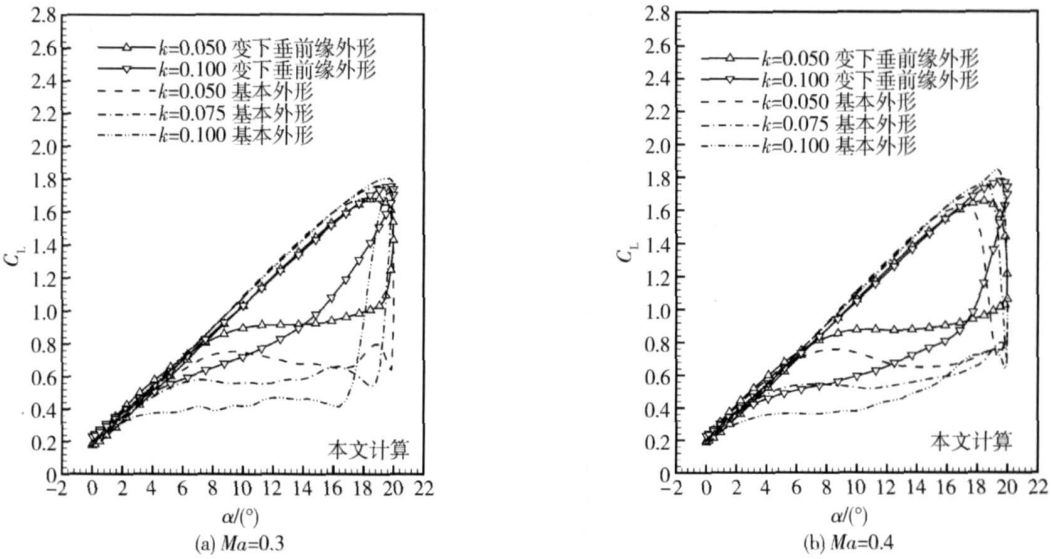


图 9 简缩频率对 VDLE 外形升力特性影响

Fig. 9 Effect of reduced frequency on lift coefficient of VDLE airfoil

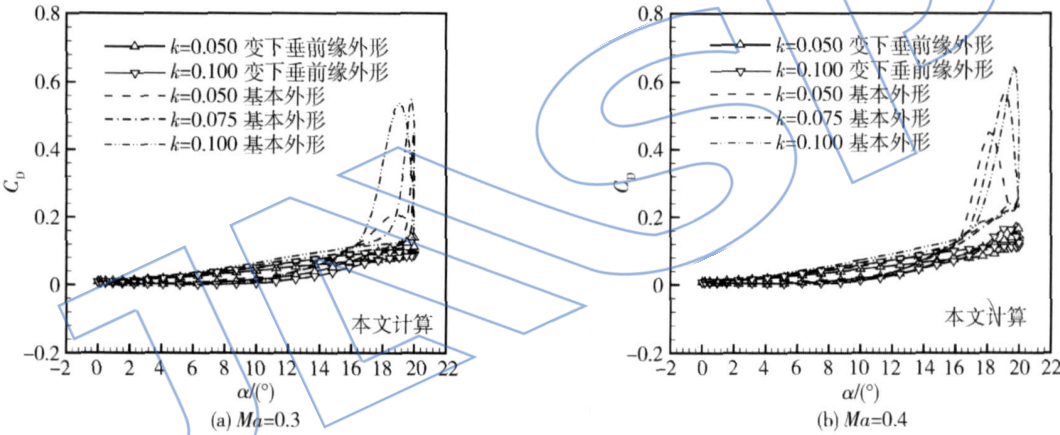


图 10 简缩频率对 VDLE 外形阻力特性影响

Fig. 10 Effect of reduced frequency on drag coefficient of VDLE airfoil

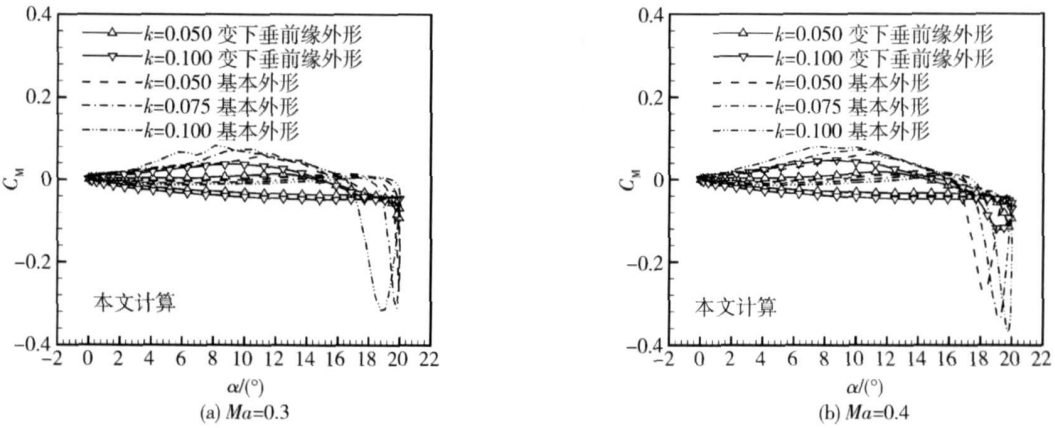


图 11 简缩频率对 VDLE 外形力矩特性影响

Fig. 11 Effect of reduced frequency on pitching moment of VDLE airfoil

下垂规律. TW1 是在迎角较大的情况下让前缘下垂, TW2 和 TW3 在整个俯仰振动中都进行前缘下垂, 只是 TW2 的下垂偏角为 TW3 的一半. 对这三种下垂控制方式, 本文在马赫数  $Ma=0.3$ ,

$k=0.1$ 的简谐振动规律(1)的条件下进行了数值模拟。

图12的迟滞升力线显示,三种控制方式对VDLE的升力特性影响不大.主要受前缘下垂偏角的影响,最大偏角为 $20^\circ$ 的TW3得到的最大升力比 $10^\circ$ 最大偏角的TW2和TW1稍小.小迎角下,前缘是否下垂对升力特性影响较小。

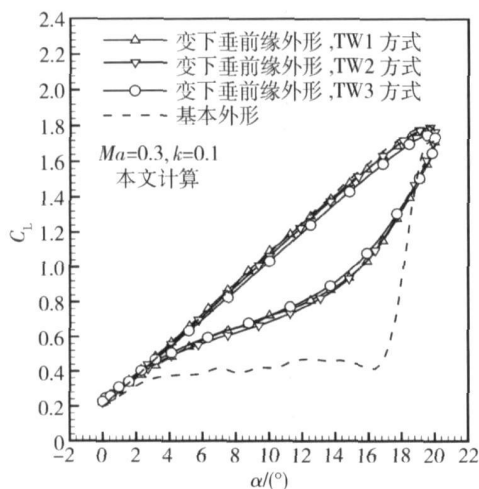


图12 控制时间窗口对VDLE外形升力特性影响

Fig. 12 Effect of time window on lift

在图13中, $20^\circ$ 最大前缘下垂偏角的TW3在减小阻力失速峰值方面得到了回报,最大前缘下垂偏角较小的TW1和TW2的阻力峰值明显要高些.小迎角下,前缘是否下垂对阻力特性没什么影响。

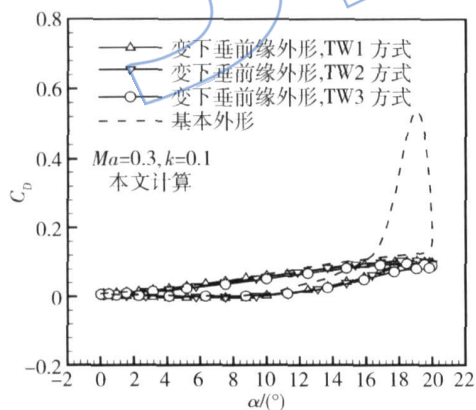


图13 控制时间窗口对VDLE外形阻力特性影响

Fig. 13 Effect of time window on drag

前缘下垂偏角对力矩特性的影响甚小,如图14所示。

这一节的比较说明,VDLE控制动态失速的优异能力对控制方式的变化也不敏感。

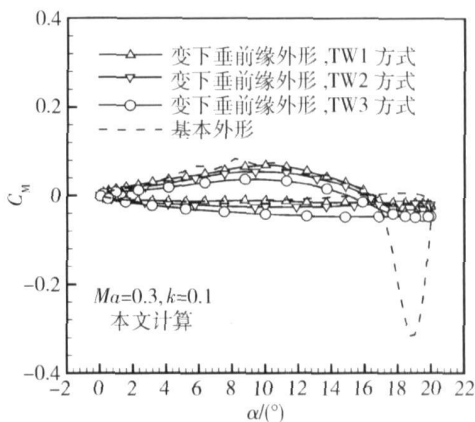


图14 控制时间窗口对VDLE外形俯仰力矩特性影响

Fig. 14 Effect of time window on pitching moment

### 3 结论

大幅振荡的翼型动态失速涉及大范围的非定常分离流,精确的试验和计算都很困难,本文的数值模拟取得了与试验定性一致的结果,用于参数影响研究不仅经济,而且有一定可靠性.经过上述工作,可以得到如下结论:

(1) 数值模拟结果表明,变下垂前缘控制对翼型动态失速的控制效果非常明显;可以在最大升力下降不大的情况下,非常显著地降低最大阻力,减小俯仰力矩峰值,明显改善动态失速的负面效应;

(2) 与试验结果相比,数值模拟高估了变下垂前缘控制能力,能定性的反映翼型动态失速和变下垂前缘控制的规律;改善数值模拟精度,可能需要高时空分辨率的算法和更好的湍流/转捩模型;

(3) 在流动机理上,变下垂前缘控制完全消除了本文研究的俯仰振荡中产生的动态失速涡,从而获得了优异的控制性能;

(4) 变下垂前缘控制对本文考虑的马赫数、简缩频率以及前缘变下垂控制方式的变化不敏感,是一种健壮的翼型动态失速控制手段。

致谢:本文工作是在气动中心计算所江雄博士的建议下开展的.同事钱炜祺博士、袁先旭博士对本文工作给了很好的建议,在此表示感谢。

### 参考文献:

- [1] Ekaterinaris J A, Chandrasekhara M S, Platzer M F. Recent development in dynamic stall measurements, computations and control [R]. AIAA Paper 2005-1296, 2005.
- [2] 郭广利,杨永年,叶正寅.翼型跨声速动态失速过程的数值研究[J].空气动力学学报,1998,16(2):205-209.  
GUO Guangli, YANG Yongnian, YE Zhengyin. Numerical simulation on the dynamic stall process of airfoils in

transonic flow [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1998, 16 (2): 205-209.

[ 3 ] 钱炜祺, 符松, 蔡金狮. 翼型动态失速的数值研究[J]. *空气动力学学报*, 2001, 19(4): 427-433.

QIAN Weiqi, FU Song, CAI Jinshi. Numerical study of airfoil dynamic stall [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2001, 19(4): 427-433.

[ 4 ] Chandrasekhara M S, Wilder M C, Carr L W. Compressible dynamic stall control: A comparison of different approaches [R]. *AIAA Paper 99-3122*, 1999.

[ 5 ] Martin P B, Mcalister K W, Chandrasekhara M S. Dynamic stall measurements and computations for a VR-12 airfoil with a variable droop leading edge [C]// *American Helicopter Society 59th Annual Forum Proceedings*. Phoenix, Arizona: AHS, May 6-8, 2003.

[ 6 ] Geissler W, Trenker M. Numerical investigation of dynamic stall control by a nose drooping device [C]// *American Helicopter Society Aerodynamic, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialist Meeting*. San Francisco, CA: AHS, Jan 23-25, 2002.

[ 7 ] Chandrasekhara M S, Martin P B, Tung C. Compressible dynamic stall control using a variable droop leading edge airfoil [R]. *AIAA Paper 2003-0048*.

[ 8 ] 牟斌. 主动流动控制数值模拟研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2006.

MOU Bin. Numerical simulation and investigation of flow control [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2006.

