

航空航天

# 基于转捩点位置的动态失速模型数值建模方法研究

费云飞 李高华 陈国栋 李源 王福新\*

(上海交通大学航空航天学院,上海 200240)

**摘要** 通过实验可得到翼型动态失速的相关数据,但是由于多数的动态失速计算方法使用全湍流模型或半经验转捩模型,数值计算一直没有得到与实验结果非常吻合的计算结果。提出了基于转捩点位置的动态失速模型数值建模方法来提高数值计算的准确性,通过使用 Winsock 网络协议实现 FLUENT 和 MATLAB 之间的数据传输,再使用曲线拟合与梯度下降法实现转捩点位置的优化计算,最终通过得到的转捩点的位置信息使得计算结果更加准确,为其他研究人员将转捩点作为动态失速理论分析的一个因素提供良好的数据基础。

**关键词** 动态失速 最优优化算法 转捩点  
**中图分类号** V211.3; **文献标志码** A

动态失速是指一个振荡(或做其他非定常运动)的压力面在超过其临界迎角时绕流流场发生非定常分离和失速的现象,例如,军机过失速机动、直升机桨叶旋转、航空发动机的涡轮和风机叶片的颤振等流动中都会发生动态失速<sup>[1]</sup>。对于动态失速的实验研究早在 1982 年就已经有了业内认可的成果,McCroskey 等人已经获得大量动态失速实验数据。然而对于动态失速的数值计算结果一直与实验结果不能够非常吻合,很多学者使用全湍流模型对动态失速进行了数值模拟,而为了进一步提高模拟准确度,部分学者开始引入半经验转捩模型。

Ekaterinaris J A 等采用 Baldwin-Barth 湍流模型和 Chen-Thysson 转捩模型对 NACA0012 翼型的动态失速进行了模拟,通过数值模拟指出前缘转捩区的模拟对翼型绕流的解算结果有很大影响。王强等人采用一种基于流场当地变量的 Gamma-Theta 转捩模型配合 SST  $k-\omega$  湍流模型进行数值模拟,也进一步证实了转捩区域对动态失速现象的数值模拟确实有着很大的影响<sup>[2,3]</sup>。

通过学者们的研究,可以知道转捩区域对于研究动态失速现象有着很大的影响,然而由于目前的实验条件有限,无法准确得到转捩点的数据,这对学

者们研究转捩区域对动态失速过程的研究造成了很大难度。所以寻求一种方法来总结出动态失速过程中转捩点的位置规律,将对提高数值计算准确度有很大帮助。现通过使用 Winsock 实现 FLUENT 和 MATLAB 间的数据实时传输,结合曲线拟合和梯度下降法,实现了针对特定翼型转捩点规律数值模拟。最终实现在知道翼型动态失速实验数据的基础上,能够总结出其转捩点规律的数值模拟方法,通过该数值模拟方法,不仅能够提高翼型动态失速计算的准确性,也能够为学者们将转捩区域作为一个重要参数研究动态失速提供了数据基础。

## 1 动态失速数值建模方法

### 1.1 算法设计思路

目前已有二维翼型动态失速相关实验数据,其中包括翼型振荡过程中升力与迎角之间的关系数据。然而,低速实验中一定会存在转捩和过渡区,所以目前所使用的全湍流模型进行数值模拟一直无法计算得出与实验结果匹配度很高的计算结果。如果能够在数值模拟中加入转捩点位置信息,计算结果将会更加准确。由于目前的实验技术还无法测量得到转捩点的位置,所以需要一种方法总结出转捩点变化的规律,这就是本算法的主要目的。

首先使用 MATLAB 中的曲线拟合工具箱进行转捩点位置规律曲线的拟合,即得到转捩点位置和迎角的关系曲线,在 FLUENT 计算中使用 SA 全湍流模型,使用 UDF 对模型中各网格的湍流黏度系数

2014年11月19日收到 国家自然科学基金(11372178)资助  
第一作者简介:费云飞,男,硕士研究生。研究方向:飞行器空气动力学。E-mail: francis1990@163.com。

\* 通信作者简介:王福新,男,研究员。研究方向:飞行器空气动力学、动力学等。E-mail: fuxinwang@sjtu.edu.cn。

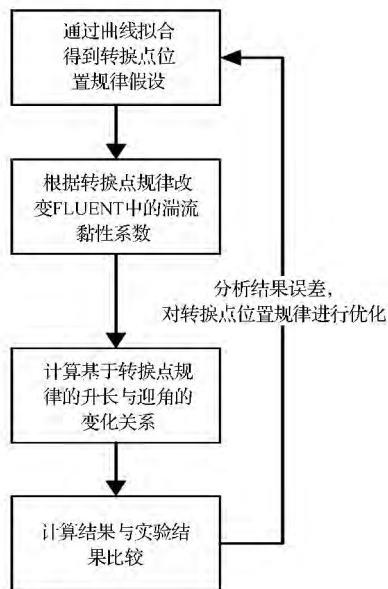


图 1 转捩点位置优化算法

Fig. 1 Transition point optimization

进行修改,将转捩点前面网格的湍流黏度系数修改为零,转捩点后面网格的湍流黏度系数保持 SA 算法,就可以模拟层流湍流同时存在的流场。使用混合流场进行计算得到俯仰振荡过程中升力与迎角的关系曲线,将计算结果与实验结果进行对比,得到结果曲线的面积差,将面积差作为目标误差值,对拟合曲线使用梯度下降法进行优化,最终得出使得计算结果最贴近实验结果的转捩点位置规律。

通过优化算法的设计思路可知,实现转捩点位置的优化,关键技术有三: FLUENT 与 MATLAB 间的实时数据传输、转捩点位置的曲线拟合、梯度下降法进行转捩点位置优化。

### 1.2 FLUENT/MATLAB 数据实时传输设计

实现 FLUENT 和 MATLAB 之间的数据实时传输,即是在保证 FLUENT 和 MATLAB 实时同步运行的前提下,两者的数据能够高效稳定的传输。应用 Internet 网络通信传输数据的方法,在 Windows 仿真平台下,同一台计算机上给两软件分配不同的网络端口,设计合理的网络通信函数嵌入两软件的接口函数中,通过控制网络通信协议传输数据的方式,就能够实现 FLUENT 与 MATLAB 的数据传输<sup>[4]</sup>。

Windows 下网络编程的规范 - Windows Sockets 是 Windows 下得到广泛应用的、开放的、支持多种协议的网络编程接口。通过在 Windows 环境下使用 Windock 来简历 TCP/IP 协议通信,自行编写应答规则实现 Fluent 和 MATLAB 间的数据实时传输。

TCP/IP 协议是当今最为广泛应用的网络互联协议,包括应用层、传输层、互连网络层和网络接口

层。传输层提供了节点间的数据传送服务,这一层负责传送数据,主要包括传输控制协议(TCP)和用户数据报协议(UDP)。在 TCP/IP 协议组中,TCP 是一种面向连接的协议,为用户提供可靠的、全双工的字节流服务,具有确认、流控制、多路复用和同步功能<sup>[3]</sup>。UDP 协议则是无连接的,每个分组都携带完整的目的地址,各分组在系统中独立传送,它不能保证分组的先后顺序,不进行分组出错的恢复与重传。所以为了保证数据传输的可靠性,这里选用 TCP 协议实现数据传输。

现将 MATLAB 设置为服务器端,而将 FLUENT 设置为客户端。MATLAB 是美国 MathWorks 公司出品的商业数学软件,用于算法开发、数据可视化、数据分析以及数值计算的高级技术计算语言和交互式环境。MATLAB 本身由 C 语言看法,经过多年的发展,MATLAB 已经添加了非常丰富的接口供用户直接使用,其中 Winsock 接口就已经集成在了 MATLAB 软件中,使用 tcpip() 函数就可以制定 IP 和端口,设置 MATLAB 作为服务器等待接受数据。

FLUENT 软件采用基于完全非结构化网格的有限体积法,能够很好地模拟流体和传热分布参数模型的定常或非定常问题,它是用 C 语言开发的,其常规功能不支持外部接口,但为用户提供了自定义函数(UDF),为 FLUENT 二次开发提供了条件。使用 FLUENT 提供的自定义函数功能,能够根据具体算例的需求,对某些特定参数进行自定义的修改,比如通过设定动网格的运动规律实现机翼振荡,通过修改湍流黏度系数来控制流场特性,实现层流和湍流的自由变换和模拟等,而 UDF 除了可以修改 FLUENT 流体计算中的内部参数以外,结合 Visual C++ 编译器可以进行 C 语言编译实现对 Window API 接口的使用,其中就包括 Winsock。所以使用 UDF 功能能够实现本课题需求的对模型系统参数的获取和修改,也能够实现使用 Winsock 进行数据实时传输。MATLAB 和 FLUENT 之间进行实时通信的基本原理如图 2。

### 1.3 转捩点位置曲线拟合

使用 MATLAB 的曲线拟合工具箱对转捩点位置进行曲线拟合,使用的是三次样条插值法。该曲线表现的是转捩点位置与机翼迎角之间的关系,如图 3。曲线横轴表示机翼的当前迎角,而纵轴表示转捩点位置距离机翼前缘的距离  $x$  除以弦长  $c$  的比值,即  $x/c$ 。在研究初期为了缩短收敛时间,选取了五个特征点进行曲线拟合。

由于 MATLAB 需要在每个时间步长均检测当前迎角,并且根据转捩点位置曲线确定转捩点位置

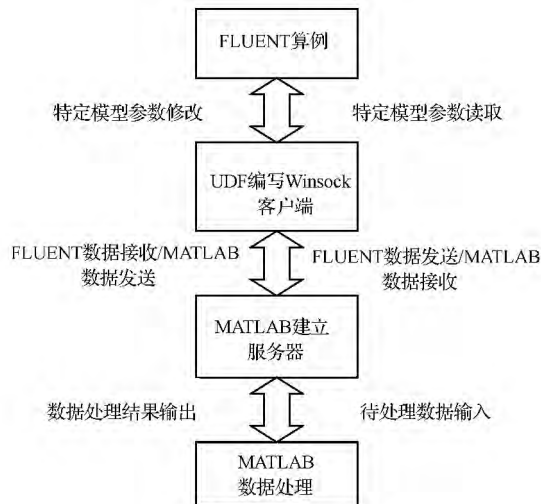


图2 FLUENT/MATLAB 数据实时通信原理图

Fig. 2 Schematic of FLUENT/MATLAB data communication

修改湍流黏度, 所以我们需要得到拟合后曲线上每一点的值, 所以使用 MATLAB 曲线拟合工具箱中的  $csapi()$  函数进行曲线拟合。使用  $fnval()$  函数来得到拟合后曲线上的任意点的函数值。

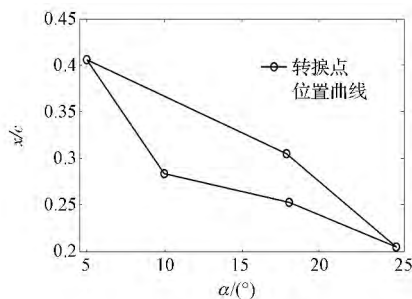


图3 转捩点位置曲线拟合

Fig. 3 Curve-fitting of transition point

#### 1.4 梯度下降法进行转捩点位置优化

利用函数在其负梯度方向函数值下降最快这一局部性质, 将  $n$  维无约束极小化问题转化为一系列沿目标函数负梯度方向一维搜索寻优, 这就成为梯度法的基本构想。梯度下降法的公式为

$$X^{k+1} = X^k - a^k \frac{\nabla F(X^k)}{\|\nabla F(X^k)\|},$$

$$S^k = \frac{\nabla F(X^k)}{\|\nabla F(X^k)\|}.$$

式中  $S^k$  为搜索方向,  $a^k$  为最优步长因子。

算例的目标函数是用曲线拟合得到的转捩点位置规律曲线, 所以需要对曲线拟合的特征点进行优化, 而由于本算例无法使用对函数求导的方式计算梯度, 考虑通过求导的基本原理来进行搜索方向的判断, 有公式如下

$$\frac{\partial F(X_1)}{\partial X_1} = \frac{F(X_1 + \Delta X) - F(X_1)}{\Delta X}.$$

即可以通过分别对每个点进行振荡求得偏导数, 偏导数求和可以求得梯度

$$\nabla F(X) = \sum \frac{\partial F(X_k)}{\partial X_k}.$$

最后可以求得第  $k$  次优化的搜索方向

$$S^k = \frac{\nabla F(X^k)}{\|\nabla F(X^k)\|}.$$

而传统最优步长因子可以通过两种方式获得: 沿负梯度方向进行一维搜索、微分法确定最优步长因子。

一维搜索在算例中需要非常长的计算时间, 所以现实中不能够满足需求; 由于目标函数是一个未知的黑盒子, 是曲线拟合的特征点, 所以微分法也无法使用。综上, 只能通过估计和不断尝试的方式来确定最优步长因子。

图4为本算例使用梯度下降法的优化实现过程:

- 1) 首先使用初始的特征点进行曲线拟合, 使用该曲线作为转捩点位置规律进行 FLUENT 计算, 得到升力与迎角的对应关系, 根据计算得到的升力曲线和实验数据计算面积差, 得到结果误差  $S_0$ ;
- 2) 对第  $i$  个点进行振荡, 即将第  $i$  个特征点的位置移动一小段距离, 重新拟合曲线;
- 3) 根据将点振荡后的曲线作为转捩点位置规律进行 FLUENT 计算, 得到相应的升力与迎角的对应关系;
- 4) 根据 3) 中的计算结果, 求得相应的计算升力曲线和实验数据计算面积差  $S_i$ ;
- 5) 将振荡后求得的面积差  $S_i$  和初始曲线求得的面积差  $S_0$  相减, 然后除以振荡步长, 得到目标函数在第  $i$  点上的偏导数;
- 6) 循环 2) ~ 5) 直到所有的特征点均振荡一次, 得到所有特征点对应的偏导;
- 7) 代入公式求得各特征点对应的搜索方向。

## 2 算例验证与结果分析

为了验证本文所建立的研究方法, 针对 NACA0012 翼型的动态失速进行了基于转捩点位置的优化计算。基于 FLUENT 中的 Spalart-Allmaras 模型, 以网格坐标为判据, 设置每个网格的湍流黏度系数, 转捩点位置之前的网格中湍流黏度系数设置为零, 是指按照层流计算; 转捩点之后的网格中湍流黏度系数按照 SA 模型进行计算。动网格实现翼型的俯仰振荡, 网格使用结构网格, 取振幅为  $10^\circ$ , 初始

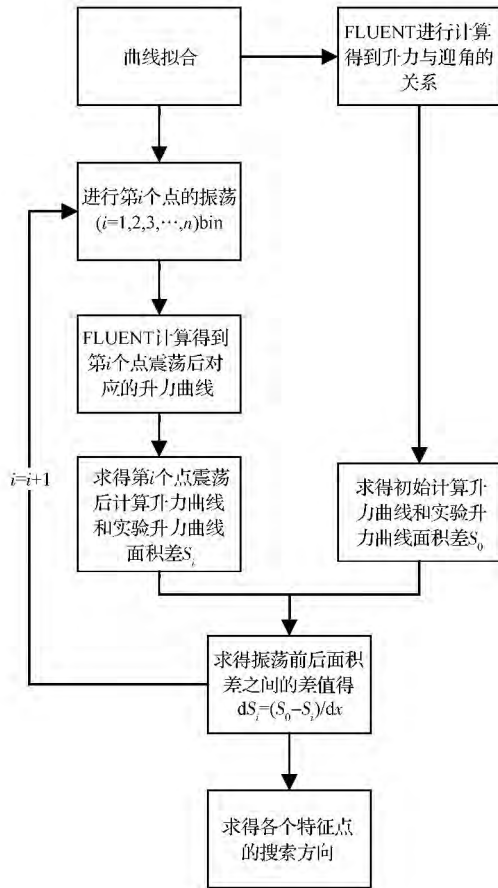


图4 梯度下降法实现过程

Fig. 4 Schematic of gradient descent method

角为 15°, 减缩频率为 0.01, 则可以算得本算例的翼型运动规律为  $15 + 10\sin(6.944t)$ , 旋转中心为四分之一弦线处。来流流速为 0.1 马赫数。

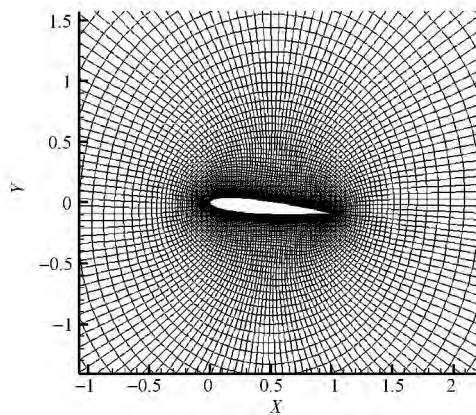


图5 NACA0012 动态失速网格

Fig. 5 CFD grid for NACA0012 in dynamic stall

首先不使用优化算法, 仅仅使用 Spalart-Allmaras 全湍流模型进行计算<sup>[5]</sup>, 可得到升力曲线如图 6。可以看出计算得到的升力曲线和实验得到的升力曲线有一定的差距, 所以需要对计算方法进行优

化。然后使用基于转捩点位置信息的优化算法进行流场分割后的计算, 针对转捩点位置控制流场的湍流黏度系数, 如在小迎角状态下, 人为设定转捩点位置为现场的 20% 处, 从图 7 中可以看出流场的湍流黏度系数按照转捩点的信息改变了规律。之后使用优化算法分别得到第一次、第二次和第三次优化的后的计算结果, 升力曲线如图 8。

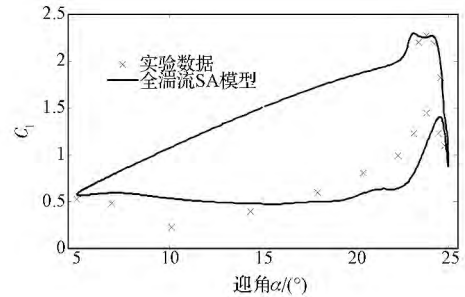


图6 Spalart-Allmaras 全湍流模型计算结果

Fig. 6 Lift coefficient vs. AOA with Spalart-Allmaras viscous model

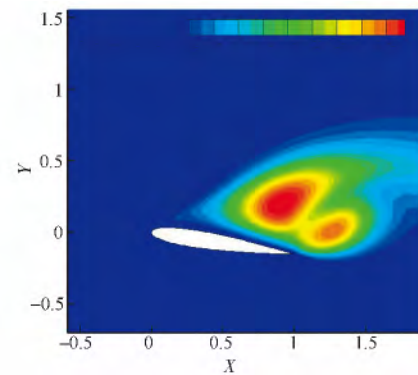


图7 基于转捩点位置优化后流场中湍流黏度系数的分布

Fig. 7 Turbulent viscosity distribution based on transition point optimization

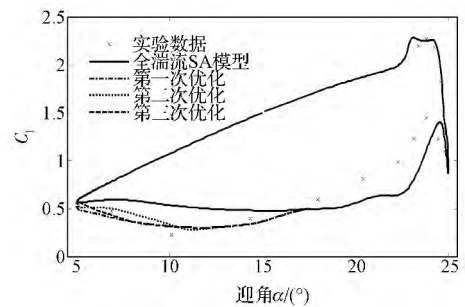


图8 优化后的升力曲线结果

Fig. 8 Lift coefficient vs. AOA with suggested method

从图中可知, 在低迎角部分优化效果明显, 使用了优化算法的升力曲线在优化过程中不断向实验数

据曲线靠拢,而大迎角部分基本没有变化,这是由于在大迎角情况下,流场基本为全湍流,所以基于转捩点位置的优化算法对这部分计算结果优化作用不明显。

通过优化计算,最终可以得到更加准确的转捩点位置信息曲线,如图9。随着优化计算的进行,转捩点规律曲线也越来越趋向于真实流场中的转捩点规律,本算例只使用了五个点进行转捩点规律曲线的拟合,使用的关键点数量越多,曲线的细节表现越好。

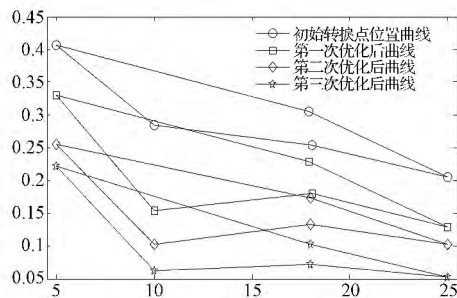


图9 转捩点位置优化曲线

Fig. 9 Transition Point vs. AOA with suggested method

### 3 结论

目前研究出了很多湍流模型和转捩模型,但是对动态失速的计算一直无法做到非常精确<sup>[6]</sup>,针对二维翼型动态失速的数值计算,提出了一个新的研究方法,基于转捩点位置的动态失速模型数值建模方法,并且通过算例对该方法进行了验证,可见这种方法可以使得小迎角状态下层流湍流混合流场的计算更加准确,而对于大迎角状态下,流场基本为全湍流,该优化方法作用并不明显,而计算的准确性更多地是依赖于所使用的湍流模型。

提出的数值计算方法可以为研究翼型的动态失速提供新的思路,可以通过数值上的优化得到特定翼型的转捩点规律数据库,数据库的建立对于动态失速的机理分析提供了数据分析基础,为理论研究动态失速现象时,将转捩点作为一个因素放到理论分析中做了准备,这将推动动态失速的理论研究。

### 参考文献

- 1 钱炜祺,符松,蔡金狮,等. 翼型动态失速的数值研究. 空气动力学学报, 2001; 19(4): 427—433  
Qian Weiqi, Fu Song, Cai Jinshi. Numerical study of airfoil dynamic stall. Acta Aerodynamica Sinica, 2001; 19(4): 427—433
- 2 王强,赵宁,王同光,等. 考虑转捩的风力机翼型动态失速数值模拟. 太阳能学报, 2012; 33(1): 113—119  
Wang Qiang, Zhao Ning, Wang Tongguang, et al. Numerical simulation of wind turbine airfoil dynamic stall with transition modeling. Acta Energize Solaris Sinica, 2012; 33(1): 113—119
- 3 Ekaterinaris J A, Sorensen N N. Numerical investigation of airfoil dynamic stall in simultaneous harmonic oscillatory and translatory motion. Journal of Solar Energy Engineering, 1998; 120(1): 75—83
- 4 鲍文,李伟鹏,常军涛,等. 基于 FLUENT/MATLAB 接口的分布参数系统闭环控制仿真. 系统仿真学报, 2008; 20(11): 2851—2855  
Bao Wen, Li Weipeng, Chang Juntao, et al. Closed-loop control simulation technology of distributed parameter system based on FLUENT/MATLAB interface. Journal of System Simulation, 2008; 20(11): 2851—2855
- 5 McCroskey J W J, McAlister K W, Carr L W, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections (Volume 1). Summary of the Experiment. NASA Technical Memorandum, July 1982
- 6 钱炜祺, Randolph C K. 考虑转捩影响的翼型动态失速数值模拟. 空气动力学学报, 2008; 26(1): 50—55  
Qian Weiqi, Randolph C K. Numerical simulation of airfoil dynamic stall incorporating transition modeling. Acta Aerodynamica Sinica, 2008; 26(1): 50—55

## Method to Study Airfoil Dynamic Stall Based on Transition Point

FEI Yun-fei, LI Gao-hua, CHEN Guo-dong, LI Yuan, WANG Fu-xin

(Department of Aeronautics and Aerospace, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, P. R. China)

**[Abstract]** Researchers have already got experimental data for airfoil dynamic stall. For the weakness of turbulent model and presented transition model, data from calculation cannot fit data from experiment well. A method was found to improve the accuracy of calculation to airfoil dynamic stall by using transition point. Use Winsock network communication to connect FLUENT and MATLAB, transition point information was gotten by curve-fitting and gradient decent method, then accuracy of calculation with transition point information was improved. The transition point information will help researchers to analyze physical schematic of airfoil dynamic stall.

**[Key words]** dynamic stall optimization transition point