

# 基于改进涡格法的飞翼布局飞机稳定性导数计算

宋磊 杨华 解静峰 黄俊

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京, 100191)

**摘要:** 由于没有垂直安定面, 无尾飞翼布局飞机航向安定性通常接近中立或略微为负, 造成了其横航向稳定性与常规布局飞机具有很大区别。因此无尾飞翼布局飞机在概念设计阶段, 必须在进行气动性能优化的同时, 计算获得较为准确的气动导数数据以对飞机横航向稳定性进行分析, 这对气动计算软件计算精度和效率提出了很高的要求。本文在现有涡格法计算软件的基础上, 提出了改进算法。以一概念飞翼布局飞机为算例进行计算, 结果与风洞实验结果的对比证明: 飞机具有侧滑角的情况下, 改进算法比原算法计算精度有明显提高。

**关键词:** 涡格法; 稳定性; 无尾飞翼布局; 飞行器

中图分类号: V211.4

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2014)03-0457-06

## Predicting Stability Derivatives of Flying Wing Aircraft Based on Improved Vortex Lattice Method

Song Lei, Yang Hua, Xie Jingfeng, Huang Jun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing, 100191, China)

**Abstract:** Because the absence of vertical stabilizer causes neutral or slightly negative yaw stiffness, the flying wing aircraft differs from conventional configuration aircraft in lateral directional stability. Thus in the conceptual design stage of tailless aircraft, not only aerodynamic characteristics need to be optimized, but also the relatively accurate stability derivatives are necessary to analyze the dynamic stability of aircraft. It requires higher accuracy and efficiency of aerodynamic calculation program. An improved vortex lattice algorithm is proposed in this paper. A certain tailless aircraft is chosen to be tested in wind tunnel and calculated with the improved algorithm. The comparison of the results shows that the improved algorithm has made progress in accuracy during sideslip.

**Key words:** vortex lattice method; stability; tailless; aircraft

飞翼布局飞机由于其外形简练, 具有很高的气动效率和结构效率, 在军用飞机和民用飞机领域研究中都得到了广泛的关注。民用飞翼布局飞机包括波音 X-48 项目<sup>[1-2]</sup>, 以及克兰菲尔德的低噪声运输机研究<sup>[3-4]</sup>、俄罗斯中央流体力学研究所(TsAGI)也在该方面开展了许多研究<sup>[5]</sup>。在军用飞机方面, 各国研制的无人作战飞机中很多都采用了飞翼布局, 如 X-45<sup>[6-7]</sup>、X-47B<sup>[8]</sup>、神经元、以及其他国家的飞翼布局方案<sup>[9-10]</sup>等。

理想的飞翼布局飞机其机翼和机身融合为一个升力体, 没有单独的平尾和垂尾。这样的布局与常规布局飞机相比, 外形更为光顺, 具有十分可观的气动效率及隐身优势。但与此同时, 没有尾翼的飞翼布局飞机往往存在稳定与控制方面的问题——由于缺少垂尾, 飞机航向稳定性通常接近中立甚至轻微为负, 十分容易造成飞机横航向荷兰滚模态的发散。因此, 飞翼布局飞机在设计过程中必须将飞机操稳特性与气动特性放在同一层面进行

考虑。

获得气动导数是进行飞机操稳特性分析的基础。目前在飞机概念设计阶段比较常用的气动导数求解方法是基于半经验的 DATCOM 方法。该方法诞生于 20 世纪 70 年代,是由当时麦道公司与莱特-帕特森空军基地飞行力学实验室基于大量实验结果统计总结完成的。对飞翼布局飞机而言, DATCOM 算法中包含求解单独机翼各个横航向稳定性导数的方法,但只适用于形状比较简单的单段后掠翼,无法解决目前绝大多数采用多段后掠的飞翼布局飞机求解问题。

涡格法在处理飞行器低速、小迎角气动力求解问题情况下,与求解 NS 方程的一般 CFD 方法相比两者在计算精度差距不大的同时,涡格法具有十分可观的计算效率。利用涡格法可以十分便捷地求解各种外形飞翼布局飞机的气动参数,而其单个问题的计算时间在个人电脑上可以在数十秒内完成。

本文从理论角度分析了利用涡格法计算飞翼布局飞机各气动导数的可行性,在此基础上借鉴了目前较为流行开源涡格法计算程序,在修正其算法中错误的同时,对其进行了进一步的完善。通过对一风洞模型进行分析计算的实例证明,经过改进的涡格法程序能够较为准确地计算出飞翼布局飞机在中小迎角下气动导数,能够在飞机概念设计阶段对飞机飞行品质分析提供有力支持。

## 1 涡格法计算飞翼布局飞机气动导数可行性分析

对于一般飞机而言,为了对其进行飞行品质分析,通常需要计算获得其纵向和横航向有关气动导数。纵向导数主要包括迎角导数  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{D\alpha}$  和  $C_{m\alpha}$ , 速度导数  $C_{L_V}$ ,  $C_{D_V}$  和  $C_{m_V}$  以及动导数  $C_{L\dot{\alpha}}$ ,  $C_{m\dot{\alpha}}$ ,  $C_{L\dot{q}}$  和  $C_{m\dot{q}}$ 。以上各导数对于飞翼布局飞机而言,当空速到达阻力发散马赫数前,速度导数均可视为零;由于飞翼布局飞机没有尾翼,因此可以忽略洗流时差力矩  $C_{L\dot{\alpha}}$  和  $C_{m\dot{\alpha}}$  的影响。迎角导数均源自升力以及升致阻力随迎角的变化。阻尼导数  $C_{L\dot{q}}$  和  $C_{m\dot{q}}$  源自飞机俯仰运动时沿机身轴线上附加速度带来的升力改变。横航向导数主要包括侧滑导数  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{l\beta}$  和  $C_{n\beta}$ , 动导数  $C_{Y\dot{\beta}}$ ,  $C_{Y\dot{r}}$ ,  $C_{l\dot{\beta}}$ ,  $C_{n\dot{\beta}}$ ,  $C_{l\dot{r}}$  和  $C_{n\dot{r}}$ 。由于没有垂直尾翼,飞翼布局飞机的各横航向稳定性导数均来自于机翼处在横航向非对称流场的扰动下,作

用在两侧机翼的升力或升致诱导阻力差带来的力或力矩。

在飞机巡航构型且迎角和侧滑角不大的情况下,由于飞机所受零升阻力大部分来自于蒙皮气动摩擦阻力<sup>[11]</sup>,因此可以近似推论在小扰动情况下,飞机零升阻力不随姿态发生改变,也就是说飞机的主要气动稳定性导数只与作用在飞机上的升力和升致阻力变化有关。鉴于在没有达到阻力发散马赫数的情况下,升力和升致阻力求解与附面层流动关系不大这一推论,利用基于求解位势流方程的气动计算方法就能够比较准确地进行气动导数的求解。与求解 NS 方程的气动计算方法相比,求解位势流方程的计算方法其计算效率能有极大的提高,这样能够满足工程设计中快速进行迭代优化的要求。

涡格法为求解位势流方程的重要方法之一。Tomas Melin 开发了涡格法计算程序 Tornado<sup>[12]</sup>。该软件与传统涡格法通过求解 Trefftz 平面上的诱导速度从而求解诱导阻力的方法<sup>[13]</sup>不同,通过求解涡线处诱导流场与来流速度叠加获得每个涡线上的当地速度,以此与涡向量矢量相乘求出每个涡线上产生的表面力。再将表面力向风轴系中的 3 个方向上投影,从而求出作用在飞机上的升力、阻力和侧力。从理论分析角度上看, Tornado 软件中使用的涡格法改进是可行的,但由于软件源程序编写中存在一部分疏漏,使得该软件算出的横侧气动导数与实验数据存在一定的差距。为此,本文提出了针对 Tornado 中算法进行改进的具体思路,使用改进后的计算程序对某飞翼布局飞机气动力进行计算并与实验数据进行对比,以证明改进算法对计算精度的影响。

## 2 涡格法的改进计算方法

飞行器气动力的求解从本源上都是对空间 NS 方程的求解。当飞行器处于低速小迎角状态下时,可将机身附面层以外的流场简化为理想不可压流体,在此进一步引入无旋假设则可将气动力方程进一步简化为全位势流方程即拉普拉斯方程。拉普拉斯方程具有包括涡在内的多种形式的基本解。涡格法其核心思想即在满足亥姆霍兹定理的条件下,通过在流场中飞行器相应位置布置一系列涡强不同的涡线,在特定位置设置控制点,通过求

解控制点处不可穿越这一边界条件从而求得各个涡线涡强大小,最后利用茹科夫斯基升力定理求出作用在飞机上的升力及其他气动力。

### 2.1 涡线布置方法

基于薄翼理论假设,在低速情况下飞机升力只与翼型的弯度有关,因此为简化计算而只考虑机翼弯度的作用。相对于传统涡格法将涡线全部布置在机翼弦平面的方法,为进一步提高在选用大弯度翼型时的气动力计算精度,本改进方法改为在机翼中弧面布置涡线。对于一个已经将中弧面进行了网格划分的机翼而言,存在两种涡线布置方法如图 1 所示。

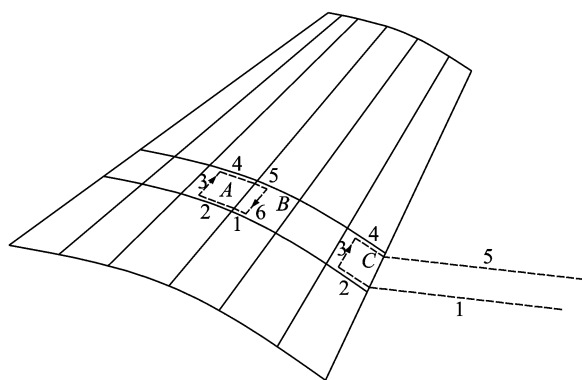


图 1 两种典型涡线布置形式

Fig. 1 Two typical vortex lattice layouts

其中,位于后缘以前的网格,其涡线布置方法为:以网格 A 对应的涡线为例,其涡线起始于其后网格 B 内侧 1/4 弦长处,先后经网格 A 内侧后缘点、网格 A 的内侧 1/4 弦长处、网格 A 外侧 1/4 弦长处、网格 A 外侧后缘点、网格 B 外侧 1/4 弦长处,最后回到网格 B 内侧 1/4 弦长处,形成一个闭合的涡环。对于后缘处的网格,其涡线布置方法为从后方无穷远处沿机翼来流方向到达网格 C 后缘,之后经网格 C 内侧 1/4 弦长处、网格 C 外侧 1/4 弦长处、网格 C 外侧后缘点,最后沿来流方向到达后向无穷远处。

闭合涡环与开放马蹄涡协调布置的方法,能够保证位势流方程的基本解没有违反亥姆霍兹定理。同时从数学上可以严格证明,这种涡线布置方法与传统涡格法中设置马蹄涡的方法完全等效<sup>[14]</sup>。由于采用了闭合涡环,使得程序运行中数据点数大大减少且程序结构更为紧凑,从而提升了软件的运行效率。

### 2.2 网格上气动分布力求解方法

在控制点的选择上,本文所属方法与传统涡格法完全相同,控制点被设置在每个网格 4/3 弦线连线处的中点。对于任意涡线段 AB 对控制点 C 处的诱导速度(见图 2),根据毕奥-萨瓦定理,有

$$V_n = \frac{\Gamma_n}{4\pi} \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|^2} [\mathbf{r}_0 \cdot (\frac{\mathbf{r}_1}{r_1} - \frac{\mathbf{r}_2}{r_2})] = C_n \times \Gamma_n \quad (1)$$

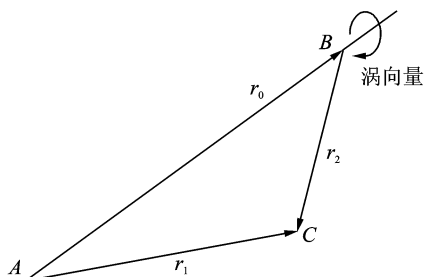


图 2 涡线段对点的诱导速度

Fig. 2 Velocity on a certain point induced by a line vortex segment

将全部网格上的所有涡线段对每个控制点处求解诱导速度,将诱导速度与来流速度叠加,为了满足控制点处表面不可穿透边界条件,则需求解线性方程组有

$$[C_C \times \mathbf{\Gamma} + \mathbf{V}_\infty] \cdot \mathbf{N} = 0 \quad (2)$$

式中: $C_C$  为控制点处诱导速度项的系数矩阵; $\mathbf{\Gamma}$  为每个涡线涡强组成的列向量; $\mathbf{V}_\infty$  为每个控制点处的来流速度矩阵; $\mathbf{N}$  为控制点处单位法向量矩阵。

考虑到机翼诱导流场的下洗作用,升力方向会从最初的垂直于来流方向而偏折形成侧力和阻力。该部分诱导气动力对于没有垂直尾翼的飞翼布局飞机而言,是其横航向气动导数的重要组成部分。因此求解升力的过程中必须考虑到诱导流场在每个升力作用点上的诱导速度。对于每一个网格而言,其升力作用点可视为每一个涡线段的中点。该点处升力向量为

$$l_n = \rho_\infty (\mathbf{V}_\infty + \mathbf{C}_{v_n} \times \mathbf{\Gamma}) \times \Gamma_n \quad (3)$$

式中: $l_n$  为涡线段上的升力; $\rho_\infty$  为来流密度; $\mathbf{V}_\infty$  为来流速度; $\Gamma_n$  为当前涡段上的涡强; $\mathbf{C}_{v_n}$  为当前涡线段中点处诱导速度项的系数矩阵。

当飞机不存在侧滑时,对于每个涡环侧缘上的涡线段(图 1 中对应的 1, 2, 4, 5 段)上产生的气动力(图 3)。由于来流速度与当地诱导速度叠加后,相对于当地坐标系下洗速度带来的升力沿 y 轴分量因无侧滑时左右机翼流场对称而正好抵消。上

反带来的侧洗速度远小于当地下洗速度,因此升力沿当地坐标系  $z$  轴分量可近似忽略不计。主要来流方向与侧缘涡段共线,由其带来的升力为零。正是综合以上几点原因,传统涡格法计算中只对马蹄涡中沿展向段进行升力的求解(图1中对应3,6段)。当飞机出现侧滑后,由于左右两侧机翼的涡强不再对称,作用在涡环侧缘上涡线段上的下洗速度将产生侧向气动力。对飞翼布局而言,此部分侧向气动力占全机侧力的绝大部分。

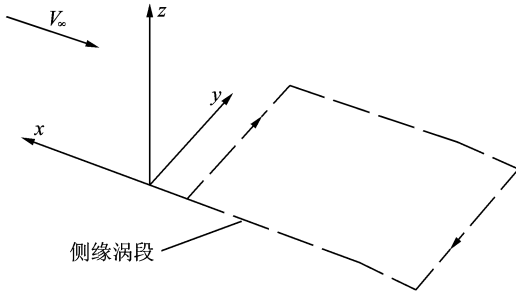


图3 涡环侧缘段上的气动力

Fig. 3 Aerodynamic force on the side-edge of a vortex ring

Tornado 软件中虽然加入了侧滑角下的气动力求解内容,但由于其遗漏了对侧缘涡线上升力的求解,造成了侧滑条件下气动力计算的系统误差。针对飞翼布局飞机的气动力生成特点,必须将网格侧缘处产生的升力纳入考虑。在完成气动力的求解过程后,气动导数的求解可通过对两个状态点间气动力插商求出。

### 3 验证算例

以一飞翼布局飞机为研究对象,计算其在 50 m/s 下的气动特性。全机沿弦向按弦向百分比均匀划分为 5 段,展向根据翼面情况划分为 18 段,共

计生成网格 90 个(图4)。在 CPU 主频为 2.83 GHz 的个人电脑上,每个状态点下的气动力计算时间约为 3 s。

侧滑角为  $0^\circ$ ,迎角从  $0^\circ$  到  $20^\circ$  范围内飞机纵向相关气动参数见图5,计算结果中零升阻力数据由当量蒙皮摩擦阻力法获得<sup>[11]</sup>。由于计算对象翼型弯度较小,无法体现改进算法在机翼中弧面布涡带来的计算精度提升,改进算法与 Tornado 中涡格法计算精度基本相似。与风洞实验对比,升力和俯仰力矩系数在  $15^\circ$  迎角以内都保持较高精度。阻力在  $8^\circ$  迎角以内精度较高,随着迎角进一步增加,风洞实验结果明显超过计算,这主要是由于粘性分离带来的阻力增量造成的。

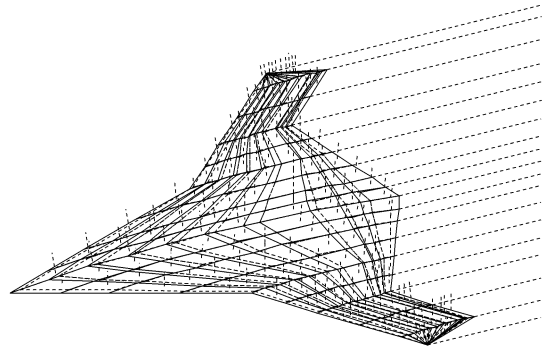


图4 验证算例网格和涡线布置图

Fig. 4 Vortex lattice layout of validation example

飞机在  $5^\circ$  迎角下,侧滑角从  $-20^\circ$  到  $+20^\circ$  变化过程中飞机横航向相关气动数据见图6。当飞机存在侧滑时,其气动侧力主要来自于左右机翼非对称侧缘涡在下洗作用下产生的侧向气动力。由于 Tornado 中遗漏的对侧缘涡段的求解,因此其基本无法计算单独机翼在侧滑下产生的侧力大小。在这一点上,改进算法对其进行了明显的提高。此外

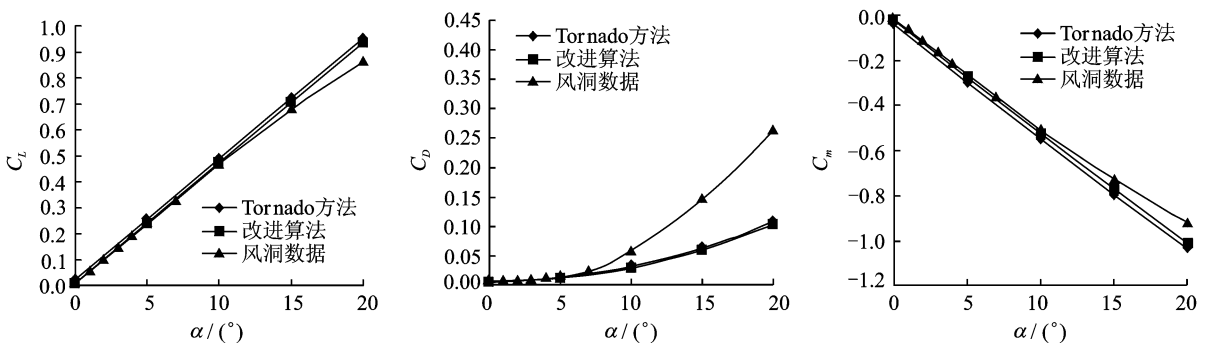


图5 纵向气动数据计算与实验对比

Fig. 5 Comparison of computation and experimental longitudinal aerodynamic coefficients

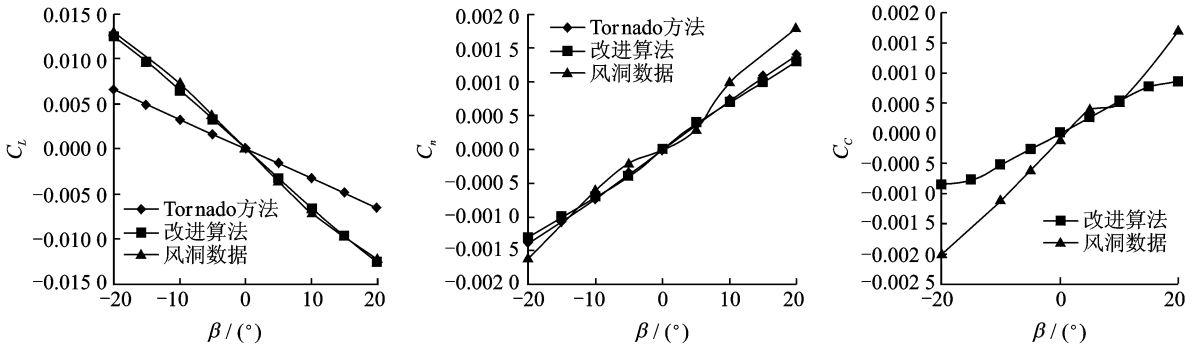


图 6 横航向气动数据计算与实验对比

Fig. 6 Comparison of computation and experimental lateral-directional aerodynamic coefficients

表 1 各种方法稳定性导数对比

Tab. 1 Comparison of stability derivatives provided by each method

计算方法	$C_{L\alpha}$	$C_{D\alpha}$	$C_{m\alpha}$	$C_{C\beta}$	$C_{l\beta}$	$C_{n\beta}$
Tornado 方法	0.046 864	0.002 690	-0.050 658	0.000 000	-0.000 323	0.000 073
改进方法	0.046 850	0.002 530	-0.050 650	0.000 054	-0.000 660	0.000 080
风洞数据	0.042 360	0.045 300	-0.044 920	0.000 100	-0.000 720	0.000 050

在滚转力矩系数的计算上,由于侧缘涡段的气动力修正,使改进算法与风洞试验结果更为接近。偏航力矩由于主要为侧滑时机翼两侧诱导阻力不对称造成的,而与诱导阻力大小关系最大的为展向涡段,因此改进算法在偏航力矩方面的提升相对不高。

通过对不同迎角、侧滑角下气动力系数进行插商,即可获得气动导数大小。以研究对象在  $5^\circ$  迎角下为例,其各个稳定性导数见表 1。从表中可见,改进方法对横航向稳定性导数计算的准确性提升比较明显。

## 4 结 论

本文提出了一种面向飞翼布局飞机气动导数快速求解的改进涡格法计算模型。通过对现有涡格法算法的改进,减少了程序运行过程中的数据量,提升了运算效率。与此同时,也实现了在有侧滑条件下气动力计算精度的提升。通过以某飞翼布局飞机作为对象进行计算和实验对比,证明改进后的算法具有以下特点:

(1)改进算法能够在具有较高运行速度的同时,对飞翼布局飞机小迎角下的气动力进行较高精度的求解。相对于现有涡格法计算软件,飞机在侧滑下的气动力求解精度明显提升。

(2)改进算法的计算精度和求解速度能够适应飞机在概念设计阶段方案迭代过程中对气动力求解效率的要求,能够对飞机在中低速条件下的气动力和飞行品质进行快速评估。

(3)本文提出的改进涡格算法在低速下大迎角和速度接近临界马赫数的时的计算精度还有待通过增加粘性和压缩性修正方法实现进一步提升。

## 参考文献:

- [1] Risch T, Cosentino G, Regan C D. X-48B flight-test progress overview [R]. AIAA Paper 2009-934, 2009.
- [2] Taylor R B, Yoo S Y. Engine yaw augmentation for hybrid-wing-body aircraft via optimal control allocation techniques[R]. AIAA Paper 2011-6253, 2011.
- [3] Rahman N U, Whidborne J F. Propulsion and flight controls integration for a blended-wing-body transport aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 895-903.
- [4] Mistry S, Smith H, Fielding J P. Development of novel aircraft concepts to reduce noise and global warming effects[R]. AIAA Paper 2007-7753, 2007.
- [5] Bolsunovsky A L, Buzoverya N P, Gurevich B I, et al. Flying wing problems and decisions[J]. Aircraft Design, 2001(4):193-219.

- [6] Wise K A. X-45 program overview and flight test status[R]. AIAA Paper 2003-6645, 2003.
- [7] Davidson R W. Flight control design and test of the joint unmanned combat air system (J-UCAS) X-45A [R]. AIAA Paper 2004-6557, 2004.
- [8] Whittenbury J R. Configuration design development of the navy UCAS-D X-47B[R]. AIAA Paper 2011-7041, 2011.
- [9] Stenfelt G, Ringertz U. Lateral stability and control of a tailless aircraft configuration[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(6):2161-2163.
- [10] Stenfelt G, Ringertz U. Yaw control of a tailless aircraft configuration[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(5):1807-1810.
- [11] Raymer D P. Aircraft design: a conceptual approach [M]. 2nd ed. Washington DC: AIAA Inc, 1992: 280-297.
- [12] Melin T. Avortexlattice MATLAB implementation for linear aerodynamic wing applications[D]. Stockholm: Dept of Aeronautical and Vehicle Engineer, Kungliga Tekniska Högskolan (KTH), 2000.
- [13] Katz J, Plotkin A. Low-speed aerodynamics [M]. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2001:201-204.
- [14] 徐华舫, 张炳轩, 朱自强. 亚、超音速定常位流的面元法[M]. 北京:国防工业出版社, 1981.  
Xu Huafang, Zhang Bingxuan, Zhu Ziqiang. The panel method for subsonic and supersonic constant potential flow[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1981.

