

耦合转捩自动判断的机翼粘性绕流计算与优化设计

宋文萍*, 朱震, 张坤, 韩忠华

西北工业大学 航空学院 翼型叶栅空气动力学国家级重点实验室, 陕西 西安 710072

摘 要: 具有边界层转捩自动判断功能的三维雷诺平均Navier—Stokes方程(RANS)方程求解器是自然层流机翼设计的必要手段。将一种基于线性稳定性理论的 N_{TS}/N_{CF} 转捩判断方法与RANS求解器耦合,以提高求解器的计算精度。通过求解三维稳定性方程,然后使用包络线方法计算对应Tollmien—Schlichting不稳定性的 N_{TS} ,使用固定 β 方法计算对应横流不稳定性的 N_{CF} ,然后根据转捩阈值 $(N_{TS})_{tr}$ 和 $(N_{CF})_{tr}$ 判断转捩位置。在上述工作的基础上,开展了自然层流机翼平面形状优化的气动减阻设计研究。

关键词: 转捩判断; e^N 方法; RANS求解器; Kriging模型; 优化

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2015) 11-0023-07

飞机设计中,提高飞行器性能的同时减少飞机对环境的污染(如二氧化碳的排放)已经成为飞机设计师的一个重要的任务,完成这个任务的关键就是要减小飞机的飞行阻力。一般来说,典型的后掠机翼运输机在巡航状态下,其摩擦阻力占总阻力的35%^[1],所以在各种减阻技术中,通过保持机翼表面较大范围的层流流动来减小摩擦阻力实现减阻的潜力最大。设计中想要保持大范围层流的自然层流机翼必须有可靠的转捩判断方法。换句话说,给出准确判断边界层流动转捩位置的方法是自然层流机翼设计的关键技术。

由于从层流到湍流的转捩过程非常复杂,目前为止还不能从机理上对转捩进行完全的解释。不过,通过半个多世纪的理论与实验研究,对转捩机理的认识不断深入,发展了许多边界层转捩判断方法。在这些方法中,由Smith, Gamberoni^[2]和Van Ingen^[3]提出的基于线性稳定性理论的 e^N 转捩预测方法在航空工业中得到了广泛的应用。在 e^N 转捩预测方法被成功地用于二维边界层流动转捩判断之后, Malik、Mack、Arnal以及 Cebeci等人^[4-7]将 e^N 转捩预测方法推广应用于三维问题中。近几十年来,德国宇航中心(DLR)、

法国宇航研究院(ONERA)等研究机构均开展了相关研究,将转捩判断方法与三维RANS求解器耦合以提高计算精度。Krumbein^{[8],[9]}将 e^N 数据库方法与RANS求解器耦合来提高机翼与三维增升装置计算的精度。Perraud等人^[10]在RANS求解器中加入了简化的转捩判断工具。他们所使用的是简化的 e^N 转捩判断方法和转捩判断经验准则。

本文将一种 N_{TS}/N_{CF} 转捩判断方法耦合到三维RANS求解器中来提高求解器的精度。 N_{TS}/N_{CF} 转捩判断方法需要计算两个 N 值,一个对应流向速度型的Tollmien-Schlichting (TS)扰动,就是 N_{TS} ,另一个对应横流速度型的横流扰动,就是 N_{CF} 。这里两个 N 值不是用简化的 e^N 转捩判断方法或者转捩判断经验值计算得到的,而是通过求解三维线性稳定性方程得到的。

基于高可信度CFD的气动优化设计研究,面临优化时间过长的问题。传统的优化方法难以进行全局优化设计,而基于代理模型的优化设计方法具有效率高、优化具有全局性的特点,因而在气动设计中发挥着越来越重要的作用。本文采用基于Kriging代理模型的优化设计方法^[11-13],开展自然层流机翼减阻设计。

收稿日期: 2015-07-01; 录用日期: 2015-08-31

基金项目: 航空科学基金(1998ZA53002, 2009ZA53008)

*通讯作者: Tel: 029-88491144 E-mail: wpsong@nwpu.edu.cn

引用格式: SONG Wenping, ZHU Zhen, ZHANG Kun, et al. Simulations of the viscous flow around swept wings and optimization design using the RANS solver with automatic transition prediction [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(11): 23-29. 宋文萍, 朱震, 张坤, 等. 耦合转捩自动判断的机翼粘性绕流计算与优化设计[J]. 航空科学技术, 2015, 26(11): 23-29.

1 耦合转捩判断的RANS求解器

在求解三维RANS方程的过程中使用 e^N 方法判断转捩点位置是一个迭代的过程。每次迭代的过程包括三个步骤,下面进行详细的介绍。

1.1 三维RANS求解器

本文所采用的是课题组开发的三维非定常可压缩RANS方程求解器^[14],求解器采用有限体积法进行空间离散,LU-SGS方法进行时间推进,多重网格技术加速收敛,湍流模型采用SA湍流模型。在边界层理论中,压力沿着壁面法向的方向导数为零,因此,可以用RANS方程计算得到的壁面压力分布作为1.2节求解边界层方程的外边界条件。

1.2 三维层流边界层方程求解器

使用 e^N 方法对机翼绕流进行转捩判断需要层流边界层中的速度型与温度型。一般有两种方法获得速度型与温度型,一种是通过直接求解RANS方程得到,另一种是通过求解边界层方程得到。本文采用后一种方法来获得速度型与温度型,因为前一种方法需要在边界层区域内布置大量的网格点才能获得准确的边界层信息,这样会带来非常大的计算量^[15]。为了求解任意机翼的边界层,采用非正交贴体坐标系为求解机翼边界层方程的坐标系统,引入“BOX”方法对方程进行了数值离散,采用牛顿法线性化非线性方程组,块消去法求解线性化后的控制方程组。

1.3 转捩判断

本文求解空间模式的三维稳定性方程。采用 e^N 方法判断边界层转捩可分两个步骤进行:第一步,计算中性曲线,中性曲线是稳定区域和不稳定区域的分界线,且其上的扰动拥有最长的放大历程,计算出中性曲线就可以得到最有可能导致边界层转捩的扰动;第二步计算扰动累积放大因子 N ,通过求解稳定性方程得到中性曲线上不同频率的扰动振幅的放大率,按照某种积分策略对扰动放大率沿着扰动传播路径进行积分,即可得到扰动累积放大因子 N 。根据事先给定的转捩放大因子 N_{tr} 判断边界层的转捩位置。对扰动放大率不同积分策略就形成了不同的 e^N 转捩判断方法。

1.3.1 包络线方法

求解三维线性稳定性方程需要补充额外的条件,即复波数 α 和 β 之间的关系式。这里补充的CS特征值关系式由Cebeci和Stewartson^[7]利用波包理论并采用鞍点法推导得到。该特征关系式表明扰动沿着 $\partial\alpha/\partial\beta$ 为实数的方向增长,可以沿着这一方向计算幅值放大因子。 $\partial\alpha/\partial\beta$ 与扰动方向 ϕ 关系如下:

$$\left(\frac{\partial\alpha}{\partial\beta}\right)_{\omega,R} = -\tan\phi \quad (1)$$

式(1)提供了扰动在两个方向上的波数的关系。

第一步,计算被Cebeci称为“zarf”的绝对中性曲线,可以通过补充式(1)提供的关系式求解稳定性方程得到。第二步,计算从中性曲线下半支发出的不同频率的扰动振幅的放大率。这里定义三维边界层内扰动放大率 Γ 的表达式为:

$$\Gamma = -\alpha_i + \beta_i \left(\frac{\partial\alpha}{\partial\beta} \right)_{\omega,R} \quad (2)$$

利用包络线方法计算累积放大因子 N 的公式如下:

$$N = \max_f \left[\int_{x_0}^x \max_{\phi} \Gamma dx \right] \quad (3)$$

式中: f 是无量纲化频率 $\omega^*/2\pi$, ω^* 是无量纲化圆频率, x_0 对应中性曲线上扰动放大率为0的 x 位置。一旦扰动累积放大因子 N 超过事先给定的临界值 N_{tr} ,认为转捩发生。

通过研究发现,对于TS波不稳定性导致的转捩,包络线方法可以给出可靠的临界值 N_{tr} 。因此我们使用包络线方法计算流向速度型不稳定扰动的累积放大因子 N_{TS} 。然而对于CF波不稳定性导致的转捩,此方法计算出来的 N 因子变化范围很大,很难给出临界值。

1.3.2 固定 β 方法

在这种 N 值积分策略中,通过搜索一系列不同有量纲频率 f 的扰动及其不同有量纲展向波数 β_i 以获得最不稳定的扰动在最不稳定的展向波数下的累积放大因子 N 。 N 因子积分公式如下:

$$N = \max_f \left[\max_{\beta_i} \int_{x_0}^x \Gamma dx \right] \quad (4)$$

第一步仍然采用CS特征关系式来计算绝对中性曲线“zarf”来获得一系列的不稳定扰动频率 f_i 。然后求解每一个固定频率 f 的中性曲线,获得一系列的最有可能导致转捩的波数 β_i 。

由于需要考虑非常多的 f 与 β 的组合关系,计算量非常巨大。本文仅仅计算频率为0Hz时的扰动。因为频率为0时的横流波,即横流驻波是导致三维边界层转捩的主要原因。

通过这种方法计算出的 N 因子变化范围较小,可以给出可靠的临界值 N_{tr} 。所以通过这种方法来计算由横流速度型不稳定扰动的累积放大因子 N_{CF} 。

1.3.3 N_{TS}/N_{CF} 方法

这种方法显式的将TS扰动与CF扰动分开,使用两个临界值 $(N_{TS})_{tr}$ 与 $(N_{CF})_{tr}$ 来判断转捩点。对于一个给定的问题,用两套方法同时对该边界层进行分析,分别计算出 N_{TS} 与 N_{CF} 。如果预测TS波的转捩方法计算得到的累积放大因子先达到事先给定的转捩放大因子 $(N_{TS})_{tr}$,那么认为该边界层的转捩由TS波主导;如果是预测CF波的转捩方法计算得到的累积

放大因子先达到事先给定的转捩放大因子 $(N_{CF})_tr$,那么认为该边界层的转捩由CF波主导。

1.4 耦合策略

将RANS求解器、层流边界层方程求解器和 e^N 转捩判断方法耦合起来,其耦合流程如图1所示。第一步,由固定转捩开始RANS方程的计算。初始转捩位置尽量靠近机翼的后缘从而为边界层转捩预测方法提供足够大的层流范围。当流场解基本收敛时,通过翼面的压力分布计算出用于求解三维层流边界层方程的边界层外边界参数值。第二步,调用三维层流边界层方程求解模块,计算出沿流向的每个边界层站位处的沿物面法向分布的速度型、温度型以及它们沿物面法向的一阶、二阶导数值。同时,由层流边界层方程求解得到层流分离点。第三步,调用基于稳定性理论的转捩预测模型,可确定边界层转捩位置。第四步,如果转捩未在分离前发生,将边界层方程计算得到的层流分离点作为边界层转捩点的一个近似。第五步,将最新的边界层转捩信息反馈给RANS方程求解器。重复前五步直至机翼边界层的转捩位置不再发生变化,此时可认为机翼边界层的转捩位置收敛,流场计算流程不再调用机翼边界层预测模块。依据收敛的转捩信息继续RANS方程的迭代求解,直至达到流场最终收敛标准。

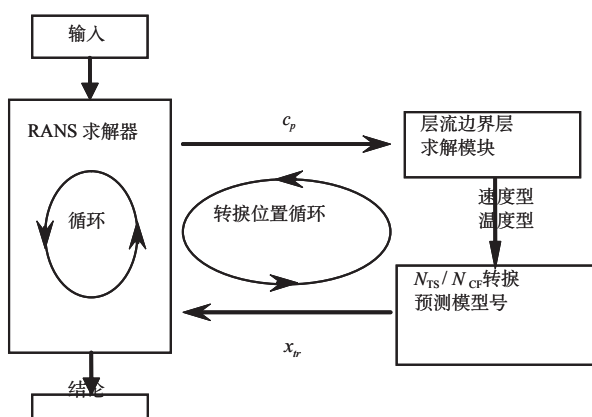


图1 RANS求解器与转捩判断方法耦合流程

Fig.1 Flow Chart of the RANS solver coupled with the transition prediction method

1.5 算例验证

截面为R.A.E.101翼型的有限翼展后掠机翼在R.A.E. Bedford 的 $3.96\text{m} \times 5.79\text{m}$ 低速风洞进行了实验^[6]。R.A.E.101机翼后掠角为 45° ,展弦比为5.0,梢根比为1.0,其流向剖面翼型为12%厚度的R.A.E.101翼型。机翼模型外形如图2所示。实验的雷诺数为 2.1×10^6 ,计算网格为C-H型结构化网格,网格大小 $233 \times 105 \times 49$,如图3所示。采用 N_{TS}/N_{CF} 方法进行转捩判断,转捩临界值设定为(5, 4)。

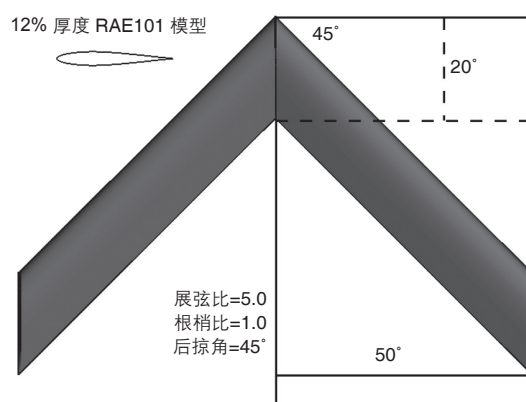


图2 有限翼展后掠机翼外形示意图

Fig.2 Sketch of the finite back-swept wing configuration

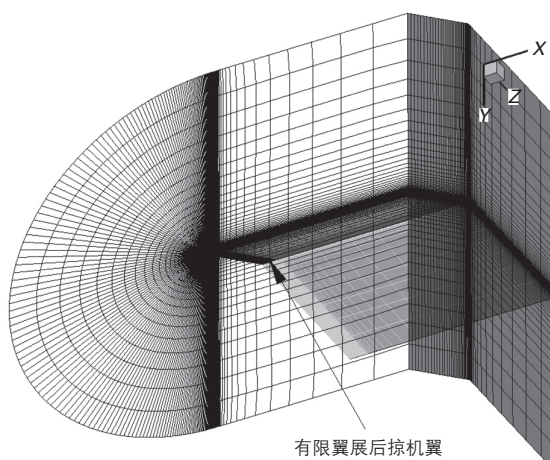


图3 有限翼展后掠机翼绕流数值模拟计算C-H 结构化网格

Fig.3 C-H type grids for simulating the flow around the finite back-swept wing by RANS solver

图4、图5和图6给出了实验测量得到的有限翼展后掠机翼的气动特性与计算得到的结果的比较,计算分别采用了全湍流计算和自由转捩计算。通过与实验数据的比较可以看出,全湍流计算和自由转捩计算出的升力系数都与实验数据吻合良好,不过考虑转捩的计算结果吻合的更好,如图4所示。

图5给出了全湍流计算和自由转捩计算出的阻力系数与实验数据的比较。考虑转捩的计算结果与实验值吻合较好,而全湍流计算结果与实验数据存在较大偏差。在图6的升阻特性中也显示了相同的情况。

2 基于Kriging模型的优化设计方法

2.1 Kriging模型

Kriging模型是由Kriging^[17]提出的一种统计学插值模型,并由Sacks^[18]最早应用于计算机实验设计与分析。随后被作

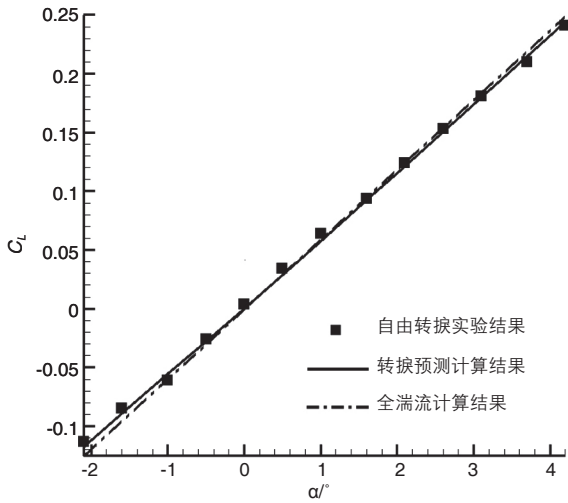


图4 有限翼展后掠机翼的升力系数计算结果与实验值比较
Fig 4 Comparison between measured and computed lift coefficients of the finite back-swept wing

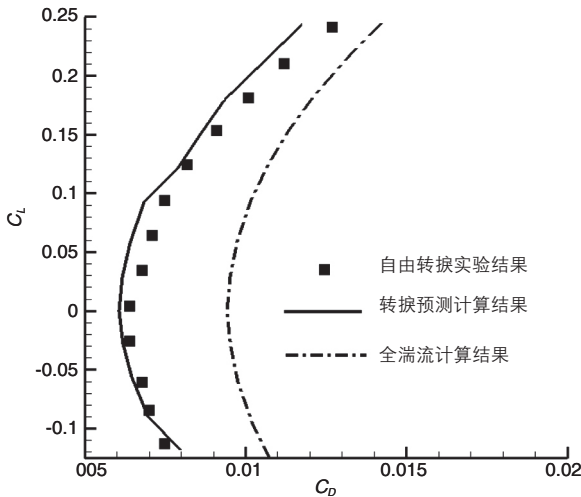


图5 有限翼展后掠机翼的阻力系数计算结果与实验值比较
Fig 5 Comparison between measured and computed drag coefficients of the finite back-swept wing

为一种代理模型技术广泛应用于响应值的预测以及优化与分析中。本文采用普通Kriging模型。

该模型中,系统响应值对应如下随机过程:

$$y(\mathbf{x}) = \beta + z(\mathbf{x}) \quad (5)$$

式中: $y(\mathbf{x})$ 为未知的Kriging模型, β 为全局趋势模型(这里为待定常数); 式右端第二项 $z(\mathbf{x})$ 为静态随机过程, 代表局部偏差。预测近似模型可写为:

$$\hat{y} = \hat{\beta} + \mathbf{r}^T(\mathbf{x})\mathbf{R}^{-1}(\mathbf{y}_s - \mathbf{1}\beta) \quad (6)$$

式中: $\mathbf{y}_s$ 为样本点响应量矩阵; $\mathbf{1}$ 表示全为1的列向量; $\mathbf{R}$ 为样本点相关矩阵, 即:

$$\mathbf{R} := [R(\mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)})]_{ij} \in \mathbf{R}^{n \times n} \quad (7)$$

式中: n 为样本点个数, $R(\mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)})$ 表示任意两个样本点 $\mathbf{x}^{(i)}$ 和 $\mathbf{x}^{(j)}$

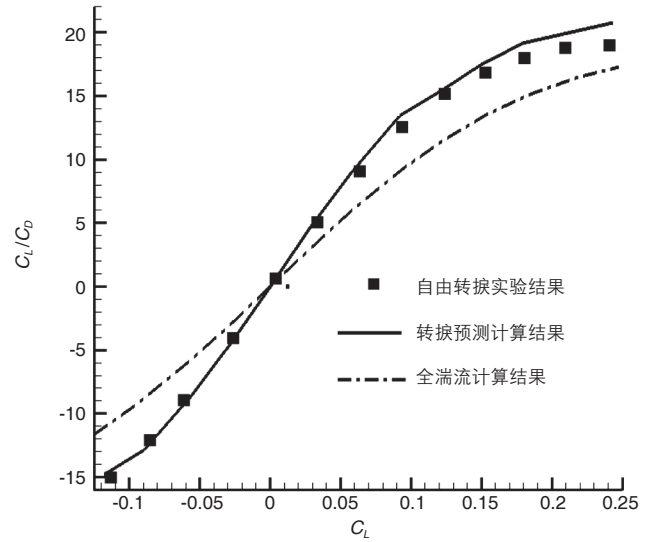


图6 有限翼展后掠机翼的升阻特性计算结果与实验值比较
Fig 6 Comparison between measured and computed lift to drag ratios of the finite back-swept wing

间的相关函数, 本文采用如下相关函数:

$$R(\mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)}) = \prod_{k=1}^{n_v} R_k(\theta_k, \mathbf{x}_k^{(i)} - \mathbf{x}_k^{(j)}) \quad (8)$$

式中:

$$R_k = \begin{cases} 1 - 15\zeta_k^2 + 30\zeta_k^3 & 0 \leq \zeta_k \leq 0.2 \\ 1.25(1 - \zeta_k)^3 & 0.2 < \zeta_k < 1 \\ 0 & \zeta_k \geq 1 \end{cases}, \quad \zeta_k = \theta_k |\mathbf{x}_k^{(i)} - \mathbf{x}_k^{(j)}| \quad (9)$$

此外, $\mathbf{r}(\mathbf{x})$ 为样本点和预测点之间的相关向量:

$$\mathbf{r}(\mathbf{x}) = [R(\mathbf{x}, \mathbf{x}^{(1)}), R(\mathbf{x}, \mathbf{x}^{(2)}), \dots, R(\mathbf{x}, \mathbf{x}^{(n)})]^T \quad (10)$$

式(1)中的未知常数 β 的估计值 $\hat{\beta}$ 可由广义最小二乘法得到:

$$\hat{\beta} = (\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{1})^{-1} \mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{y}_s \quad (11)$$

方差由下式求得:

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{(\mathbf{Y} - \mathbf{1}\hat{\beta})^T \mathbf{R}(\mathbf{y}_s - \mathbf{1}\hat{\beta})}{n} \quad (12)$$

式(8)中相关参数 θ 可通过极大似然估计得到, 即

$$\theta = \arg \max [\ln(-n \ln \sigma^2 - \ln |\mathbf{R}|)] \quad (13)$$

2.2 模型加点方法

(1) 最大化 Expected Improvement (EI)

设样本点集中的最优目标函数值为 $y_{\min}$, 假设随机变量 $Y(\mathbf{x}) \sim \mathcal{N}[\hat{y}(\mathbf{x}), s^2]$, 其中 $\hat{y}(\mathbf{x})$ 为Kriging预测值, s^2 为Kriging均方误差(MSE)。在 $\mathbf{x}$ 处目标函数相对的改进量为 $I = y_{\min} - Y(\mathbf{x}) > 0$, 于是 I 的期望值由下式给出:

$$E[I(\mathbf{x})] = \begin{cases} (y_{\min} - \hat{y})\phi\left(\frac{y_{\min} - \hat{y}}{s}\right) + s\phi\left(\frac{y_{\min} - y}{s}\right) & s > 0 \\ 0 & s = 0 \end{cases} \quad (14)$$

当存在约束 $g(\vec{\mathbf{x}}) > g_{\min}$ 时, 约束函数跟目标函数也建立

Kriging模型,并也假定 $G(\mathbf{x})$ 服从均值为 $\hat{g}(\mathbf{x})$,标准差为 $s(\mathbf{x})$ 的正态分布。则约束函数满足约束的概率为:

$$P[G(\mathbf{x}) > g_{\min}] = \frac{1}{\sqrt{2\pi}s(\mathbf{x})} \int_{g_{\min}}^{\infty} \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{G(\mathbf{x}) - \hat{g}(\mathbf{x})}{s(\mathbf{x})}\right)^2\right) dG$$

$$= 1 - \Phi\left(\frac{g_{\min} - \hat{g}(\mathbf{x})}{s(\mathbf{x})}\right) \quad (15)$$

假设约束函数与目标函数独立无关,则满足约束的EI值如下:

$$E[I(\bar{\mathbf{x}}) \cap \bar{G}(\bar{\mathbf{x}}) > g_{\min}] = E[I(\bar{\mathbf{x}})] \cdot P[\bar{G}(\bar{\mathbf{x}}) > g_{\min}] \quad (16)$$

若含有多个约束则应乘以每一个约束函数满足约束的概率。

(2) 最小化代理模型 (MP)

用优化算法寻找代理模型上目标函数的最小值,其约束处理直接采用遗传优化算法中的约束处理方法。本文中,参照Deb^[19]的做法,使用实数编码、模拟二进制交叉算子和含参数的变异算子。约束处理方法如下:首先将所有约束统一为 $g \geq 0$,并进行标准化,然后取下列函数作为遗传算法中的适应度函数:

$$F(\mathbf{x}) = \begin{cases} y(\mathbf{x}) & g_j(\mathbf{x}) \geq 0 \quad \forall j=1,2,\dots,m \\ y_{\max} + \sum_{j=1}^m \langle g_j(\mathbf{x}) \rangle & \text{其他} \end{cases} \quad (17)$$

其中, m 是约束个数, $\langle \rangle$ 表示如果符号内部是正数则返回0,反之返回该数的绝对值; $y_{\max}$ 是群体中目标函数的最劣值。

2.3 算法流程图

本文发展一套基于Kriging模型的优化设计程序^[20]。首先,用试验设计生成设计空间内的初始样本点,这里使用了拉丁超立方(LHS)方法;其次通过并行计算获得这些样本点的真实响应值以节省计算时间;再次,利用这些样本点及其响应值,建立目标函数和约束函数的Kriging模型,使用遗传算法(GA)进行优化,寻找目标函数的最小值,或EI的最大值点,并将新获得的点的真实值计算出来,加入已有的样本点中,重新建立Kriging模型进行优化。本文优化方法的流程图如图7所示。

3 自然层流机翼减阻设计

通过一个自然层流机翼减阻设计算例验证本文采用的方法。以机翼的根弦长、展弦比、梢根比和前缘后掠角为设计变量,保持机翼剖面翼型不变及机翼面积基本不变。初始机翼平面形状:根弦长为1.0,展弦比为8.35,梢根比为0.278以及前缘后掠角为16.69°,无扭转。机翼沿流向剖面为层流翼型NLF(1)-0416。优化设计的设计状态为:

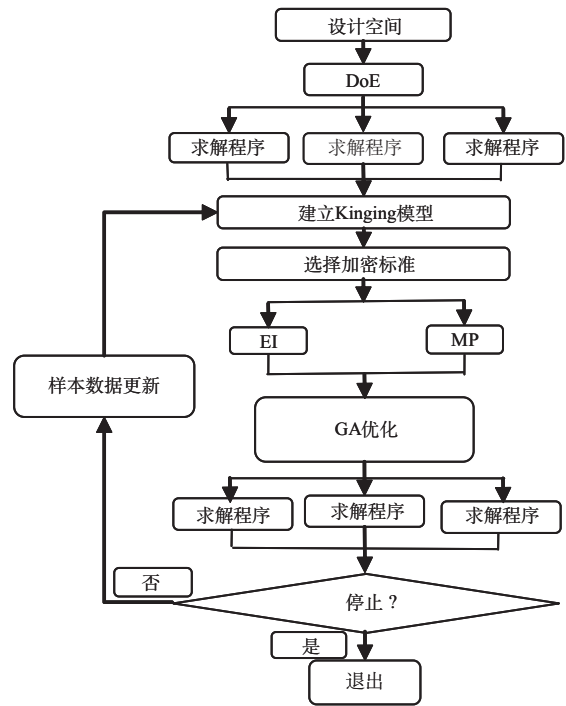


图7 基于Kriging模型优化方法的流程图

Fig.7 Flow chart of the optimization method based on Kriging model

$$Ma=0.69, \alpha=-1.605^\circ, Re=11.7 \times 10^6$$

优化问题为:

$$\begin{cases} \min & C_d \\ \text{s.t.} & \begin{cases} C_l \geq C_{l0} \\ |C_m - C_{m0}|/|C_{m0}| \leq 0.005 \\ 0.995 \leq \frac{A}{A_0} \leq 1.005 \end{cases} \end{cases} \quad (18)$$

式中: A, A_0 表示优化得到的机翼和初始机翼的投影面积, C_l, C_m 表示优化得到的机翼的升力系数与力矩系数, C_{l0}, C_{m0} 则表示初始机翼的升力系数与力矩系数。在设计空间内,采用拉丁超立方试验设计(LHS)方法生成40个样本点,利用自由转换RANS方程求解器求解样本点处的气动特性。基准机翼(黑色线)与优化机翼(蓝色线)的平面形状以及设计点处上、下翼面转换线的比较如图8所示。从图中可以看出:优化机翼具有更大的展弦比和梢根比以及更小的前缘后掠角。机翼平面形状的这种变化使得机翼表面具有更大层流范围,减小摩擦阻力。表1给出了基准机翼和优化机翼平面外形参数的定量对比。表2给出了基准机翼和优化机翼的升力系数,阻力系数,升阻比,力矩系数和层流范围系数(层流范围面积/机翼面积)的对比。经过优化设计,阻力系数从0.008637减少到0.008251,减小了4.47%,层流范围系数从31.46%增大到41.32%。

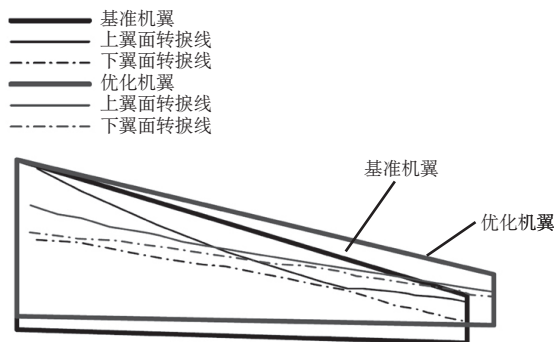


图8 基准机翼与优化机翼外形以及转捩线位置的比较

Fig.8 Comparison between planforms and transition lines of the baseline wing and the optimal wing

表1 基准机翼和优化机翼平面外形参数的定量对比

Table 1 Quantitative comparison between planform parameters of the baseline wing and the optimal wing

参数	基准机翼	优化机翼
根弦长	1.0	0.9217
展弦比	8.35	9.2500
前缘后掠角	16.69°	13.47°
梢根比	0.278	0.3203

表2 Kriging代理模型的优化结果

Table 2 Results of Kriging-based optimization

参数	基准机翼	优化机翼	性能提升
C_L	0.26	0.28254	8.68%
C_D	0.008637	0.008251	-4.47%
C_M	-0.2361	-0.2249	-4.76%
C_L/C_D	30.10	34.24	13.75%
$S_{laminar}/S_{wing}$	31.46%	41.32%	31.34%

4 结论

本文研究了一个改变平面形状的自然层流机翼减阻设计算例。结果表明,本文发展的自动转捩判断的RANS求解器可以用于自然层流机翼气动设计。下一步研究将进行改变机翼剖面形状和机翼剖面形状/平面形状同时改变的自然层流机翼优化设计。

AST

参考文献

[1] John E G. Laminar flow control – back to the future? [J]. AIAA Paper, 2008.

[2] Smith AMO, Gamberoni N. Transition, pressure gradient and stability theory [M]. US CA: Douglas Aircraft Co. .

[3] Van I J L. A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary layer transition region [R]. Delft: University of Delft.

[4] Malik, MujeebR. A black box compressible stability analysis

code for transition prediction in three-dimensional boundary layers [M]. NASA, 1982.

[5] Mack L M. Stability of three-dimensional boundary layers on swept wings at transonic speeds [C]/IUTAM Symposium, 1989.

[6] Arnal D, Casalis G, Juillen J C. Experimental and theoretical analysis of natural transition on infinite swept wing [C]/IUTAM Symposium, 1989, 311-326.

[7] Cebeci T, Stewartson K. On stability and transition in three-dimensional flows [J]. AIAA Journal, 1980, 18(4): 398-405.

[8] Krumbein A. Automatic transition prediction and application to 3D wing configurations [J]. AIAA Paper, 2006.

[9] Krumbein A. Automatic transition prediction and application to 3D high left configurations [J]. AIAA Paper, 2006.

[10] Perraud J, Arnal D, Casalis G, et al. Automatic transition predictions using simplified methods [J]. AIAA Paper, 2009.

[11] Han Z H, Zhang K S. (Real-world Application of Genetic Algorithm) Surrogate based optimization, Intec Book[M]. 2012: 343-362

[12] Song W P, Xu R F, Han Z H. Study on theimproved kriging-based optimization design method [C]/ 27th International Congress of the AeronauticalSciences, 2010, 19-24.

[13] Liu J, Han Z H, Song W P. Efficient kriging based aerodynamic design of transonic airfoils: somekey issues [C]/ 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.

[14] Han Z H, He F, Song W P, et al. Apreconditioned multigrid method for efficient simulation of three-dimensional compressible and incompressible flows [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20(4).

[15] Stock H W, Haase W. Feasibility study of e^N transition prediction in navier–stokes methods for airfoils[J]. AIAA Journal, 1999, 37(10):1187-1196.

[16] Brebner G G, Wyatt L A. Boundary layer measurements at low speed on two wings of 45o and 55o sweep[J]. Ministry of Aviation Aeronautical Research Council Current Papers, 1961, 554.

[17] Krige D G. A statistical approach to some basicmine valuations problems on the Witwatersrand [J]. Journal of the Chemical, 1951, 52(6): 119-139.

[18] Sacks J, Welch W J, Mitchell T J, et al. Design and analysis of computer experiments [J].Statistical Science, 1989, 4: 409-423.

[19] Kalyanmoy D. An efficient constraint handling method for

genetic algorithms [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2000, 186: 311-338.

- [20] Liu, J, Han, Z H, Song, W P. Efficient kriging based aerodynamic design of transonic airfoils: somekey issues [C]//50th AIAA Aerospace Sciences MeetingIncluding the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA, 2012.

作者简介

宋文萍(1964—) 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:设计空气动力学、计算流体力学以及气动噪声等。

Tel: 029-88491144

E-mail: wpsong@nwpu.edu.cn

Simulations of the Viscous Flow around Swept Wings and Optimization Design Using the RANS Solver with Automatic Transition Prediction

SONG Wenping*, ZHU Zhen, ZHANG Kun, HAN Zhonghua

National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: The Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) solver which can predict the boundary layer transition is a necessary means for the drag reduction design and the natural laminar flow wing design. A dual N factor (N_{TS}/N_{CF}) transition prediction method based on the linear stability theory was coupled to the three-dimensional RANS solver to improve the accuracy of the solver. By solving the three dimensional linear stability equations, the instability N_{TS} which corresponds to the Tollmien-Schlichting was calculated based on the envelope strategy, and the N_{CF} which corresponds to the crossflow instability was gotten based on the fixed β strategy. Then, the transition position was predicted with the transition N factors ($N_{TS})_{tr}$ and ($N_{CF})_{tr}$ being determined according to the experimental data. With the developed method, the drag minimization of a baseline natural laminar flow (NLF) wing by changing the wing planform is studied.

Key Words: transition prediction; e^N method; RANS solver; Kriging model; optimization

Received: 2015-07-01; Accepted: 2015-08-31

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(1998ZA53002, 2009ZA53008)

*Corresponding author. Tel. : 029-88491144 E-mail: wpsong@nwpu.edu.cn