文章编号 1004-924X(2017)05-1259-07

基于目标环量分布的机翼减阻反向设计

姜悦宁[1,2],贾宏光[1,3*]
(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所,吉林 长春 130033;
2. 中国科学院大学,北京 100039;
3. 长光卫星技术有限公司,吉林 长春 130000)

摘要:为了优化直升机升阻比,研究了飞机设计过程中减小诱导阻力的措施,提出了一种机翼几何扭转角的反向设计方法。该方法通过确定目标升力分布形式,对沿翼展方向选取的设计点进行几何扭转角设计,实现目标分布。基于升力线理论,建立用傅里叶正弦级数表示的升力线理论积分微分方程的矩阵表示形式,编制了低速平直机翼的气动力、气动载荷分布的计算程序和几何扭转角的反向设计程序。最后,基于目标环量分布获得了几何扭转机翼,并通过程序预测和数值模拟方法对优化结果进行了仿真。计算结果表明:设计后的几何扭转机翼展向环量分布达到目标椭圆分布形式,几何扭转机翼诱导阻力减小了 17.07%,总阻力减小了 15.43%,计算状态升阻比提高了 6.5%。该方法对选取控制剖面进行设计,可实现性较强,具有一定工程应用价值。

关 键 词:机翼设计;反向设计;升力线理论;环量分布;几何扭转;诱导阻力
中图分类号:V224 **文献标识码**:A **doi**:10.3788/OPE.20172505.1259

Drag-reduction inverse design of wings based on lifting-line theory

JIANG Yue-ning[1,2], JIA Hong-guang[1,3*]

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun* 130033, *China*;
2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100039, *China*;
3. *Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd., Changchun* 130000, *China*)
* *Corresponding author, E-mail: jiahg@ciomp.ac.cn*

Abstract: The way how to reduce the induced drag in an aircraft design was researched and an inverse design method of geometric twist for the aircraft design was proposed to optimize its ratio of lift to drag. By defining the target circulation distribution, the method designed the geometric twists for controlled sections along the wing spanwise to implement the target distribution. A matrix expression for the integro-differential equations of Prandtl's lifting-line theory described by Fourier sine series was established. Then, the aerodynamic calculation, aerodynamic spanwise distribution calculation and geometric twist angle inverse design were programmed and a geometric twist wing was designed to achieve elliptical spanwise distribution. Finally, the optimized results were simulated by the forecast of program and Computational Fluid Dynamic (CFD). The simulation results indicate that the lift

收稿日期:2016-06-23;**修订日期**:2016-08-01.
基金项目:中国科学院知识创新工程国防科技创新基金资助项目(No. YYYJ-1122)

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

spanwise distribution of twisted wing is elliptic, the induced drag and total drag are decreased by 17.07% and 15.43%, respectively, and the ratio of lift to drag is improved by 6.5%. This method aims at controlled sections, shows better realizability, and gives out a reference for engineering applications.

Key words: wing design; inverse design; lifting-line theory; circulation distribution; geometric twist; induced drag

1 引 言

近年来,无人机由于其特有的技术优势和突出性能,成为了未来航空飞行器的重要发展方向[1]。无人机的飞行主要划分为起飞阶段、空中巡航阶段和着陆阶段,其中巡航是无人机飞行的主要阶段。在巡航阶段,机翼阻力的大小直接决定其耗油量和续航时间。根据 Breguet 关系式[2]可知,机巽升阻比的增加或阻力的减小均可增大航程,若保持航程不变,则可减轻燃料重量。无人机巡航飞行时,诱导阻力占总阻力的 40%[3],因此为了优化升阻比,研究如何减小诱导阻力是十分必要的。

减小诱导阻力的措施主要有:在翼梢处加装翼梢小翼[4],这种方法能够有效抑制机翼下表面气流上卷形成的翼尖旋涡,从而达到增升减阻的目的,提高飞机的巡航时间。目前这种技术相对成熟,已广泛应用在大型民用飞机中。另一种减小诱导阻力的方法是改变机翼的展向升力分布形式。

空气动力学研究表明,机翼的诱导阻力与沿翼展方向的升力分布形式密切相关,在展向升力分布为椭圆形时诱导阻力最小[5]。在飞机气动外形初步设计阶段,升力分布形式取决于机翼的梢根比[6],通过选择合适的梢根比可得到理想的环量分布。为了进一步提高机翼的气动性能,许多学者提出了优化的设计[7-9]方法。文献[10]采用遗传算法对常规布局飞机的布局形式进行了优化,提高了升阻比。文献[11]基于 Euler 方程对机翼剖面翼型最大厚度和扭转角进行优化,得到一种提高升阻比的优化设计方法。不过,这些方法计算量较大,均需花费较长的计算时间。

与直接优化相比,反设计方法具有省时和高效的特点。这种方法的思路是由指定的绕流流场特性,确定物体的几何外形,目前主要应用于翼型和机翼的三维外形设计[12-14]。文献[15]采用余量修正的方法对三维机翼压强分布进行了优化,有效改善了翼梢以外处的等压线分布;文献[16]通过对机翼进行几何扭转,得到沿翼展方向的几何扭转角分布律,实现了椭圆的环量分布,有效提高了机翼气动特性。

本文针对提高无人机机翼升阻比的需求,将升力线理论的积分微分方程表示为矩阵形式,通过选取沿翼展方向的控制截面,提出了一种针对控制截面进行反向设计的新方法。该方法基于目标环量分别对设计椭圆机翼和几何扭转机翼的气动性能进行计算;通过获得控制截面上的几何扭转角,将各设计截面光滑连接,最后形成几何扭转三维机翼。

2 机翼外形反向设计

2.1 椭圆升力分布

机翼反向设计方法是依据升力线理论的结论"当机翼展向升力分布为椭圆时,涡所诱导的阻力最小"提出的,根据这一结论,将目标环量分布设为椭圆形。

对于椭圆型环量分布,其环量分布形式可用下式表示:

$$\gamma_{\mathrm{ellp}}(z)=\gamma_0\sqrt{1-\left(\frac{2z}{b}\right)^2},\tag{1}$$

式中:椭圆分布律 γ_{ellp} 沿着翼展 z 方向分布,表示为展向位置 z 的函数。γ_0 为机翼中央对称面处的环量,b 为展长。

根据库塔—儒可夫斯基定律,单位展长的升力分布可以表示为:

$$L'(z)=\rho_\infty v_\infty\gamma(z).\tag{2}$$

其中 ρ_∞,v_∞ 分别为来流密度和速度。将式(1)代入上式,得到椭圆环量的升力分布为:

$$L'_{\mathrm{ellp}}(z)=\rho_\infty v_\infty\gamma_{\mathrm{ellp}}(z)=\rho_\infty v_\infty\gamma_0\sqrt{1-\left(\frac{2z}{b}\right)^2}.\tag{3}$$

对上式沿翼展方向进行积分,可计算得出具有椭圆形环量分布形式的机翼升力为:

$$L_{\mathrm{ellp}}(z)=\rho_\infty v_\infty\gamma_0\int_{-b/2}^{b/2}\sqrt{1-\left(\frac{2z}{b}\right)^2}\,\mathrm{d}z.\tag{4}$$

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

对上式进行整理得到机翼中央对称面处的环量 γ_0 为：

$$\gamma_0 = \frac{L}{\rho_\infty v_\infty \int_{-b/2}^{b/2} \sqrt{1-\left(\frac{2z}{b}\right)^2}\,\mathrm{d}z}. \tag{5}$$

从上式可以看出，对于给定的机翼和飞行状态，对称面处的环量由其产生的总升力的大小决定。

对于任意有限展长的机翼，其沿展向的环量分布可用正弦级数表达：

$$\gamma(\theta) = 2bv_\infty \sum_{n=1}^{N} S_n \sin n\theta, \tag{6}$$

式中：$S_1, S_2, \cdots, S_N$ 为描述环量分布形式的系数。对于式(1)的椭圆环量，通过变量置换 $z=-b/2\cos\theta$，可将其表达为正弦级数形式：

$$\gamma_{\mathrm{ellp}}(\theta) = \gamma_0 \sin\theta. \tag{7}$$

比较式(6)和式(7)，可以得到椭圆环量的系数为 $S_1=\gamma_0/2bv_\infty$，$S_2, \cdots, S_N$ 均为 0。将系数分布用向量形式可表示为：

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{ellp}} = \begin{bmatrix} \frac{\gamma_0}{2bv_\infty} \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}. \tag{8}$$

对于任意环量分布，升力系数 C_y 和诱导系数 C_{di} 的表达式为：

$$C_y = S_1 \pi AR, \tag{9}$$

$$C_{\mathrm{di}} = \frac{C_y^2}{\pi\lambda}\left(1+\sum_{n=2}^{N} n\,(S_n/S_1)^2\right). \tag{10}$$

其中 λ 为展弦比。由式(9)可以看出升力的大小仅由环量分布系数的第一项 S_1 决定，其余系数 $S_2 \cdots S_N$ 用来改变升力的分布形式。当环量分布为椭圆形时，$S_2 \cdots S_n$ 均为 0，此时诱导阻力最小，为 $C_y^2/\pi\lambda$。

通过以上推导可以看出，对于任意有限翼展机翼，通过计算飞行状态下的升力，可以获得该状态下的目标椭圆环量分布，沿展向实现目标环量分布形式，则诱导阻力可减至最小。

2.2　机翼扭转角反向设计

反向设计方法通过对沿翼展方向的几何扭转角进行设计，实现目标升力分布形式，进而优化诱导阻力。

根据有限翼展机翼绕流情况，其升力线上环量分布的积分微分方程为：

$$\alpha(z_i) = \alpha_{\mathrm{eff}}(z_i) + \alpha_i(z_i)\,\frac{2\gamma(z_i)}{v_\infty c(z_i) c_y^\alpha} + \frac{1}{4\pi v_\infty}\int_{-l/2}^{l/2} \frac{1}{z_i - z}\left(\frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}z}\right)_{z=z_i} \mathrm{d}z + \alpha_{L=0}(z_i), \tag{11}$$

其中：$\alpha(z_i)$ 为沿翼展方向某固定位置 z_i 处的几何迎角，表示为当地有效迎角 $\alpha_{\mathrm{eff}}(z_i)$ 与下洗角 $\alpha_i(z_i)$ 之和，$\alpha_{L=0}(z_i)$ 为 z_i 处翼型零升迎角；c_y^α 为翼型升力线斜率。将傅里叶正弦级数表示的任意形式展向环量分布式(6)代入上式，可得到 θ_i 处的几何迎角：

$$\alpha(\theta_i) = \frac{4b}{c(\theta_i) c_y^\alpha} \sum_{n=1}^{N} S_n \sin n\theta_i + \alpha_{L=0}(\theta_i) + \alpha_i(\theta_i), \tag{12}$$

其中：$\alpha_i(\theta_i) = \sum_{n=1}^{N} nS_n \frac{\sin n\theta_i}{\sin\theta_i}$，将式(12)写为矩阵形式：

$$\boldsymbol{A} = \left(\frac{4b}{c_y^\alpha}\boldsymbol{D}^{-1} \cdot \boldsymbol{C}_1 + \boldsymbol{C}_2\right) \cdot \boldsymbol{S} + \boldsymbol{A}_0, \tag{13}$$

其中：$\boldsymbol{C}_1$，$\boldsymbol{C}_2$ 是与翼型剖面位置相关的系数矩阵，$\boldsymbol{D} = diag(c(\theta_1), c(\theta_2), \cdots, c(\theta_n))$ 为描述弦长分布的对角矩阵，$\boldsymbol{A} = [\alpha(\theta_1), \alpha(\theta_2), \cdots, \alpha(\theta_n)]^{\mathrm{T}}$ 为几何迎角向量，$\boldsymbol{A}_0 = [\alpha_{L=0}(\theta_1), \alpha_{L=0}(\theta_2), \cdots, \alpha_{L=0}(\theta_n)]^{\mathrm{T}}$ 为零升迎角向量，$\boldsymbol{S} = [S_1, S_2, \cdots, S_n]$ 为环量分布形式的系数向量。将椭圆环量 $\boldsymbol{S}_{\mathrm{ellp}}$ 代入上式，可得此目标环量分布下的几何迎角 $\boldsymbol{A}'$，最终得几何扭转角为 $\boldsymbol{A}'-\boldsymbol{A}$。

对上式进行整理，进而可以计算得出环量分布系数：

$$\boldsymbol{S} = \left(\frac{4b}{c_y^\alpha}\boldsymbol{D}^{-1} \cdot \boldsymbol{C}_1 + \boldsymbol{C}_2\right)^{-1} \cdot (\boldsymbol{A} - \boldsymbol{A}_0). \tag{14}$$

由式(14)可以看出，对于任意平面外形机翼，弦长、几何迎角和零升迎角均可作为已知输入环节，从而可以得到环量分布系数。将环量分布系数代入式(6)，可以得到沿翼展方向的环量分布。

当讨论平面形状对环量分布的影响时，可将展向剖面弦长作为唯一的设计变量，不考虑几何扭转的影响，升力线斜率 c_y^α 和零升迎角 $\alpha_{L=0}$ 均为常值，作为已知环节代入方程。当讨论气动扭转的影响时，可将 $\alpha_{L=0}$ 作为设计变量。这里对几何扭转角进行设计，不考虑气动扭转的影响，将几何扭转角作为设计变量，剖面弦长及零升迎角均作为已知环节。

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

3 算例分析

本文以 ONERA M6 机翼[17]作为验证算例，通过与实验数据进行对比，验证网格分块划分方法和数值求解方法的准确性。

网格为 ANSYS ICEM CFD 软件划分的结构网格。采用基于密度的耦合隐式算法，机翼表面满足无滑移边界条件，远场为自由可压缩流动条件，湍流模型为 SST k-ω 模型。

计算条件为：$M\alpha=0.839\ 5$，$Re=11.72\times10^6$，飞行迎角 $\alpha=3.06°$。为减小计算量，仅对半翼进行空间结构网格的划分，并分别对 8.0×10^5、1.0×10^6、1.2×10^6、2.0×10^6 网格数目进行计算，研究了网格数量对计算结果的影响。图 1 为不同网格数量下的压强分布（C_p 为压强系数，x/c 为弦向位置），网格数越多，压强分布越接近实验值，网格数为 1.2×10^6 和 2.0×10^6 时，结果均与实验值吻合较好。总之，算例所采用的网格规模和求解方法能够准确描述机翼流场。

加速比通常是指在相同规模下串行执行时间与并行执行时间的比值，是衡量并行计算效果的核心指标。若定义 T_{para} 为并行系统下的执行时间，T_{seri} 为串行系统下的执行时间，则加速比 S 可以用如下公式表示：

$$S=\frac{T_{seri}}{T_{para}}. \tag{15}$$

计算采用两个 2.6 GHz 的 CPU（内存 128 G，48 核运算处理器）对串行和多核并行系统进行计算，设置一组并行计算的线程数，分别为 1，6，12，24，48，表 1 列出了 1 000 个时间推进步下 8.0×10^5 和 2.0×10^6 网格数的计算时间和加速比。

表 1 多核并行计算执行时间和加速比

Tab 1 Operation time and speed-up ratio of multi-core parallel computation

Threads	Operation time/s		Speed-up ratio	
	8×10^5	2×10^6	8×10^5	2×10^6
Serial	14 537	36 963	—	—
1	13 826	35 964	1.03	1.05
6	2 602	7 992	4.63	5.59
12	1 521	4 995	7.40	9.56
24	1 299	3 996	9.25	11.19
36	1 174	2 997	12.33	12.38
48	1 345	3 026	12.22	10.81

较串行的计算方法，并行计算能够大大缩短计算时间，提高计算效率。随着并行核数的增大，加速比先增大后减小，当多线程间的通信开销增大到一定程度后则会降低运算效率，2.0×10^6 结构网格并行计算在 36 核时的加速比达到 12.38。网格数量的增加提高了运算空间的复杂度，同时使 CPU 内存带宽的优势更加明显。图 2 表示并行系统下不同核数计算结果均与实验值相吻合。

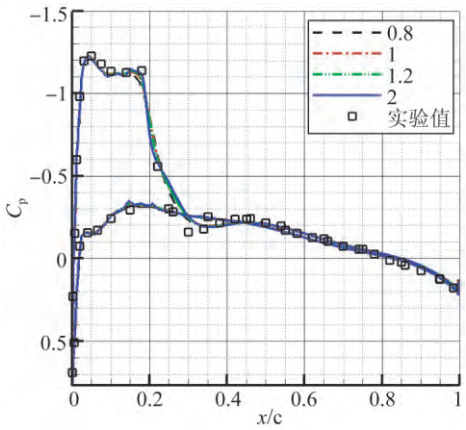

图 1 不同网格数目下 ONERA M6 截面压力系数分布（$z/l=0.95$，网格数量级为10^6）

Fig. 1 Comparison of pressure coefficients of various mesh quantities with experiment data at $z/l=0.95$

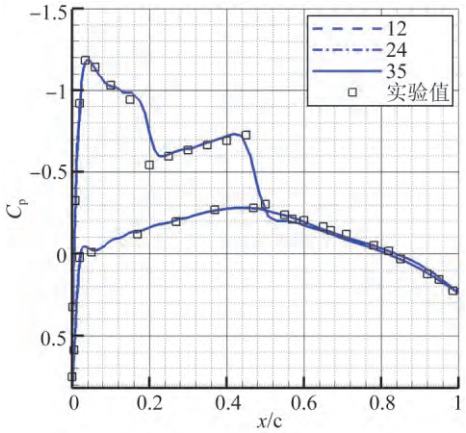

图 2 不同核数下 ONERA M6 截面压力系数分布（$z/l=0.65$）

Fig. 2 Comparison of pressure coefficients of various threads with experiment data at $z/l=0.65$

4 计算应用与分析

4.1 算例描述

依据本文所述方法，编制了气动力计算程序。计算内容包括升力系数 C_y、诱导阻力系数 C_{Dind}、和机翼有效系数 e（$e\leqslant1$，对于椭圆形环量来说，$e=1$）。以

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

某梯形机翼为例对所得结果进行验证，将计算结果与 AVL（Athena Vortex Lattice）气动分析软件结果进行比较。由 CFD（Computational Fluid Dynamics）计算得出总升力 C_y 和总阻力 $C_{D\text{total}}$。

为使环量分布尽量接近椭圆，原始梯形机翼依据经验选取梢根比为 0.43，其它外形参数为：翼展 6.7 m，翼根弦长 0.8 m，平均气动弦长0.6 m；翼型采用 NACA 4415 翼型，展向无几何/气动扭转角，飞行速度 $v_\infty=41.65$ m/s，高度$H=2\ 000$ m。

4.2　建模方法

定义机翼弦向沿 x 轴布置，展向沿 z 轴布置，机翼中央对称面与 xoy 平面重合。展向控制剖面的选取方法是在 θ 的取值范围[0，π]内等分 20 份，设计点关于机翼中央对称面对称，选取剖面总数为 $N=21$。通过 CATIA 的多截面曲面功能建立扭转机翼的几何模型，由于机翼具有对称性，首先对半区几何模型划分网格，通过网格镜像的功能生成整个机翼网格。

4.3　结果分析与讨论

表 2 分别列出了程序预测结果 Forecast 和 AVL 软件计算结果，对比发现两者相差较小，精度满足要求，方法具有可行性。

表 2　算例机翼的气动特性

Tab. 2　Lift and drag coefficients for example wing

Calculation method	C_y	$C_{D\text{ind}}$	e
Forecast	0.380 3	0.004 0	0.978 6
AVL	0.384 9	0.004 1	0.984 1

由表 2 机翼有效系数可看出，算例机翼环量分布形式无法达到椭圆分布。为实现目标分布形式，对其进行几何扭转角设计。

由于计算量较大，这里采用 36 核并行计算来减少计算时间。参考文献[15]，选取优化状态为 0°，由 CFD 计算得出原始机翼迎角为 0°时机翼升力系数为 0.381 1，将原始机翼升力代入式(4)，进而可以确定目标环量分布 S_{ellp}。根据本文所述反向设计方法，编制了几何扭转的设计程序，对机翼上控制剖面的几何扭转角进行设计。定义扭转沿 z 轴方向为正，反之为负。

由于目标展向环量分布可以仅对设计点处扭转角进行设计，为观察剖面扭转角变化趋势，将各设计点进行连接，如图 3 所示。可以看出，翼根处扭转幅度较小，沿翼展方向扭转角逐渐增大，而后在翼梢处迅速减小。图 4 为扭转机翼分区结构网格示意图（网格数 1.3×10^6）。表 3 列出了扭转后机翼的气动特性，其中 $K=C_y/C_{D\text{total}}$ 表示升阻比，δ 表示椭圆机翼气动特性较原始机翼气动特性的变化，“－”表示减小量，“＋”表示增加量。

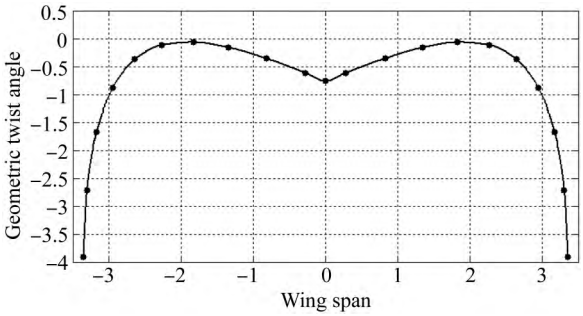

图 3　几何扭转角分布

Fig. 3　Distribution of geometric twist angle

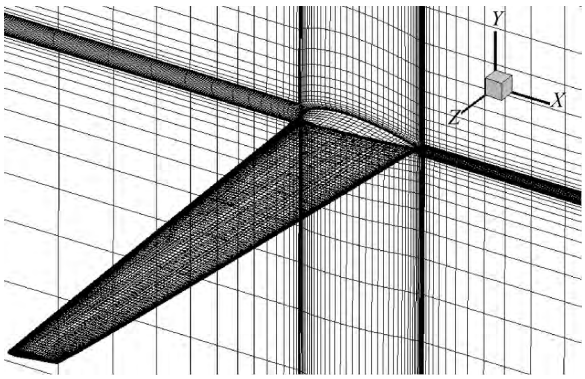

图 4　几何扭转机翼结构网格示意图

Fig. 4　Structured mesh for twist wing

表 3　扭转机翼气动特性

Tab. 3　Aerodynamic characteristics of original wings and twist wings

Aerodynamic characteristic	Original wing	Twist wing	δ/%
$C_{D\text{total}}$	0.020 2	0.017 5	−15.43
$C_{D\text{ind}}$	0.004 1	0.003 4	−17.07
C_y	0.381 1	0.353 1	−7.93
K	18.866 3	20.177 1	+6.50
e	0.978 6	0.999 0	—

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

从表3可以看出，经过扭转后，机翼有效系数近似为1，环量分布达到椭圆分布。扭转后升力系数有7.9%左右的下降，这是由于扭转后机翼的环量分布与目标椭圆环量分布相比存在一定偏差。图5为计算条件下算例机翼展向升力分布、目标椭圆升力分布与几何扭转机翼升力分布的对比，由图5可以看出，与原始机翼升力分布相比，目标椭圆升力分布在翼根与翼梢位置均有所减小，中间段则有所增大，使得总升力保持不变。经过几何扭转后，单位展长上的升力均与目标分布有所偏差，导致总升力有所减小。扭转后翼根与翼梢处的载荷均有减小，减轻了翼根处翼梁的弯矩作用。表4对比了其他飞行状态下几何扭转机翼与原始机翼的气动特性，可见非设计状态下，几何扭转机翼表现出较好的气动特性。当飞行迎角为2°时，几何扭转机翼升阻比提高7.30%。

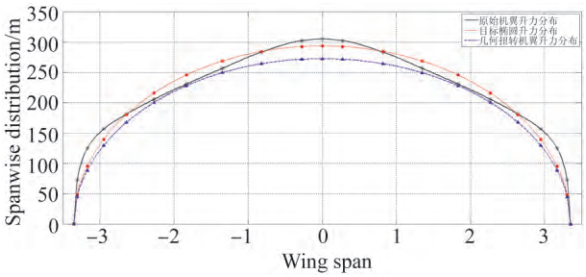

图5 展向升力分布对比

Fig. 5 Spanwise distribution of lift for the original elliptical and twist wings

由表4可以看出，随着飞行迎角的增加，$\Delta C_y = C_{y\text{twist}} - C_{y\text{origin}}$先减小后增加，当飞行迎角为2°时，升力的损失有所减小，升阻比的增量有所提高。当飞行迎角为4°时，升力系数基本保持不变，随着迎角的继续增大，升阻比的增量继续增大，同时升力系数的增量也有少许提高。

表4 其他飞行状态下几何扭转机翼气动特性

Tab. 4 Aerodynamics of twist wings at different angles of attack

Angle	Aerodynamic characteristic	Original wing	Twist wing	δ/%
2°	C_y	0.590 2	0.579 0	−1.93
	$C_{D\text{total}}$	0.025 4	0.023 1	−9.96
	K	23.236 0	25.065 0	+7.30
4°	C_y	0.795 1	0.800 8	+0.71
	$C_{D\text{total}}$	0.033 1	0.031 9	−3.76
	K	24.021 0	25.103 0	+4.31
6°	C_y	0.991 1	0.999 1	+0.81
	$C_{D\text{total}}$	0.043 1	0.040 4	−6.68
	K	22.995 0	24.730 0	+7.55

5 结 论

本文基于升力线理论，将传统升力线理论的积分微分方程写为矩阵形式，在保证升力不变的前提下，提出了几何扭转角的反向设计方法，通过减小诱导阻力优化升阻比。

将剖面的几何扭转角作为设计变量，某一飞行迎角为设计状态，椭圆升力分布为设计目标，对控制剖面进行几何扭转，实现目标分布形式，为飞机在巡航状态下的高效飞行提供了一种设计思路。

该方法适用于低速平直机翼，算例结果表明几何扭转后的机翼诱导阻力减小了17.07%，总阻力减小了15.43%，升阻比提高了6.50%。由于设计后的机翼升力分布与目标椭圆分布有所偏差，总升力有所减小，但分布形式仍近似为椭圆分布。这种基于控制剖面的设计方法改变了机翼升力分布，达到减小阻力，提高升阻比的目的，具有较强的工程应用价值。

参考文献：

[1] WANG J C, SERN V C Y. Unmanned aerial vehicle development trends & technology forecast [J]. *Military Technology*, 2009, 33(2): 70-80.

[2] 马汉东，崔尔杰. 大型飞机阻力预示与减阻研究 [J]. 力学与实践, 2007, 29(2): 1-8.
MA H D, CUI E J. Drag prediction and reduction for civil transportation aircraft [J]. *Mechanics in Engineering*, 2007, 29(2): 1-8. (in Chinese)

[3] TANG D M, DOWELL E H. Experimental and theoretical study on aeroelastic response of high-aspect-ratio wings [J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(8): 1430-1441.

[4] 司亮，王和平，龚翠翠. 翼梢装置对机翼气动、结构特性影响研究 [J]. 空气动力学学报, 2011, 29(2): 177-181.
SI L, WANG H P, GONG C C. Investigation of effects of winglets on wing's aerodynamic and struc-

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

tural behavior [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(2): 177-181. (in Chinese)

[5] 李凤蔚. 空气与气体动力学引论 [M]. 西安：西北工业大学出版社，2007:129-132.
LI F W. *Introduction of Air and Gas Dynamics* [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2007:129-132. (in Chinese)

[6] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 6 册：气动设计[M]. 北京：航空工业出版社，2002.
EDITORIAL BOARD OF AIRCRAFT DESIGN HANDBOOK. *Aircraft Design Handbook Vol. 6: Aerodynamic Design* [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)

[7] PHILLIPS W F. Lifting-line analysis for twisted wings and washout-optimized wings [J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(1): 128-136.

[8] 丁玲，孙辉，贾宏光，等. 应用遗传算法优化设计机翼复合材料蜂窝夹层结构蒙皮[J]. 光学 精密工程，2014,22(12): 3272-3279.
DING L, SUN H, JIA H G, *et al*.. Optimization design of composite wing skin with honeycomb sandwich by genetic algorithm [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(12): 3272-3279. (in Chinese)

[9] 崔留争，高思远，贾宏光，等. 神经网络辅助卡尔曼滤波在组合导航中的应用 [J]. 光学 精密工程，2014,22(5): 1304-1311.
CUI L ZH, GAO S Y, JIA H G, *et al*.. Application of neural network aided Kalman filtering to SINS/GPS [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(5): 1304-1311. (in Chinese)

[10] 王晓鹏. 基于遗传算法的飞机气动优化设计[J]. 计算力学学报，2002, 19(2):188-201.
WANG X P. Optimization and design for aerodynamic configuration of aircraft based on genetic algorithm [J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2002, 19(2):188-201. (in Chinese)

[11] 李岩，朱自强，王晓璐，等. 基于 Euler 方程的三维机翼厚度与扭角优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2007, 33(3): 269-272,277.
LI Y, ZHU Z Q, WANG X L, *et al*.. Optimization design of wing's thickness and twist angle using Euler equations [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007, 33(3): 269-272,277. (in Chinese)

[12] TAKAHASHI T T, COOPERSMITH R M. Wing section design for a long-range hydrofoil transport [C]. *AIAA*,2002.

[13] RASMUSSEN M L, SMITH D E. Lifting-line theory for arbitrarily shaped wings [J]. *Journal of Aircraft*, 1999,36(2):340-348.

[14] 李焦赞，高正红，詹浩. 基于目标压力分布优化的翼型反设计方法研究[J]. 弹箭与制导学报，2008, 28(1):187-190.
LI J Z, GAO ZH H, ZHAN H. Study on inverse design method of airfoil based on optimization of target pressure distribution [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2008, 28(1):187-190. (in Chinese)

[15] 杨旭东，乔志德，朱兵. 基于欧拉方程的机翼设计方法及应用[J]. 空气动力学学报，2001,19(1): 97-102.
YANG X D, QIAO ZH D, ZHU B. Wing design method and application based on Euler equations [J]. *Acta Acrodynamica Sinica*, 2001,19(1): 97-102. (in Chinese)

[16] 乔宇航，马东立，邓小刚. 基于升力线理论的机翼几何扭转设计方法[J]. 北京航空航天大学学报，2013, 39(3):320-324
QIAO Y H, MA D L, DENG X G. Wing geometric twist design method based on lifting-line theory [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(3):320-324. (in Chinese)

[17] SCHMITT V, CHARPIN F. Pressure distributions on the ONERA-M6 wing at transonic mach numbers [R]. AGARD-AR-138, 1979.

作者简介：

姜悦宁(1989－)，**女，吉林长春人，博士研究生，2012 年于西北工业大学获得学士学位，主要从事飞行器气动外形设计与气动特性分析的研究。**E-mail: atpynjiang@163.com

导师简介：

贾宏光(1971－)，**男，黑龙江五常人，研究员，博士生导师，1994 年于哈尔滨工业大学获得学士学位，1997 年于长春理工大学获得硕士学位，2000 年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位，主要从事飞行器总体技术研究。**E-mail: jiahg@ciomp.ac.cn

?1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net