

基于RBF神经网络和遗传算法的超声速Licher双翼优化设计研究



马博平,王刚*,叶坤,叶正寅

西北工业大学, 陕西 西安 710072

摘要:基于Busemann双翼的设计方法,采用径向基函数神经网络(Radial-Basis Function Neural Network, RBFNN)和基于遗传算法(Genetic Algorithm, GA)的优化技术对Licher双翼进行了优化设计以提高设计马赫数情况下的升阻比。通过计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法在无黏性和黏性模式下对优化设计结果进行了验证。结果表明,与典型的Busemann双翼相比,优化后的双翼构型在无黏模拟情况下的升力和升阻比分别提高了27.3%和27.4%,黏性模拟情况下则提升了近60%和40%,表明本文采用的方法对于将双翼构型应用于未来超声速运输机领域具有很大的潜力。

关键词:超声速; 双翼; 升阻比; Busemann双翼; Licher双翼

中图分类号: V211

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.010

更快速更安全的旅行是人类永恒的追求。第一代超声速客机由于技术不成熟而过早地退出了世界舞台,但人类从未停止对其探索的步伐。近年来,Busemann双翼构型因其在新一代超声速客机领域的应用潜力而受到越来越多的关注^[1,2]。典型Busemann双翼构型由Busemann于1935年提出^[3],在设计点条件下,通过减波和消波效应,理论上可以将波阻减为零。同时,由于激波间的相互作用,激波主要被“束缚”于双翼间的通道内,因此也可以显著减小声爆。然而,对于典型Busemann双翼构型来说,其减波和消波效应仅在迎角为零时才会发生,由于双翼构型的对称性,此时升力将为零。为了解决这个问题,Licher在1955年提出了考虑迎角的非对称双翼构型设计思路^[4]。

为了实现Licher双翼构型,国内外学者提出了若干种思路。Kusunose于2006年提出了基于计算流体力学(CFD)方法的反设计方法,该构型表现出了良好的性能^[5]。赵承熙等在原方法基础上提出了改进的阶梯形目标压力分布,显著提高了升阻比^[6]。Hu于2012年提出了一种基于伴随优化的设计方法,优化后的翼型在设计点和非设计点均表现出较好的气动性能^[7]。尽管已经有了上述设计方法,为了探索更好的双翼构型,本文通过将径向基函数神经网络和遗传算法结合来对

双翼参数进行优化,并将优化结果与典型Busemann双翼构型及上述设计结果进行对比,以期获得高性能的Licher双翼构型。

1 双翼设计方法

1.1 Busemann双翼设计方法

Busemann双翼的设计基于如下理论:上翼前缘产生的激波正好打到下翼的最大厚度处,同时下翼最大厚度处产生的膨胀波恰好达到上翼的后缘。根据对称性,下翼前缘产生的激波也经历类似的历程到达上翼后缘,如图1所示。

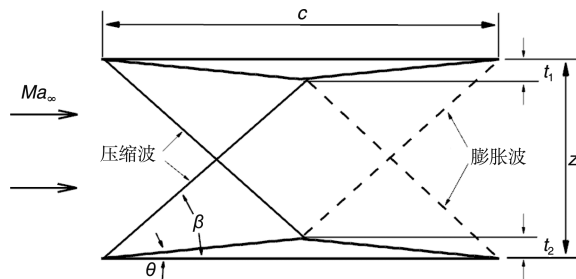


图1 Busemann双翼构型

Fig. 1 Busemann biplane concept

收稿日期:2019-07-27; 退修日期:2019-08-23; 录用日期:2019-08-30

*通信作者: Tel.: 029-88460963 E-mail: wanggang@nwpu.edu.cn

引用格式: Ma Boping, Wang Gang, Ye Kun, et al. Supersonic licher biplane optimization using radial-basis function neural network and genetic algorithm[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 73-80. 马博平,王刚,叶坤,等. 基于RBF神经网络和遗传算法的超声速Licher双翼优化设计研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 73-80.

图中, c 为机翼弦长, θ 为流动偏转角, β 为激波偏转角, t_1 和 t_2 分别为上下翼单元厚度, z 为双翼之间的距离, Ma_∞ 为来流马赫数。

这里, 讨论一种 Busemann 双翼构型的快速且实用的方法。假设组成双翼的两个单元满足中心对称, 给定单翼的相对厚度, 即可确定其楔角。在此基础上, 通过给定的设计马赫数, 激波角可以通过式(1)确定:

$$\tan\theta = \frac{Ma_\infty^2 \sin^2\beta - 1}{\left[Ma_\infty^2 \left(\frac{\gamma+1}{2} - \sin^2\beta \right) + 1 \right] \cdot \tan\beta} \quad (1)$$

式中: γ 为比热比, 这里取值 1.4。

通过式(1)计算得到的针对固定马赫数的双翼构型参数并不唯一, 通过选择合适的喉道入口比来确定双翼之间的间距 z 即可确定一组双翼构型参数。本文选取的 Busemann 双翼参数, 见表 1。

表 1 Busemann 双翼参数
Table 1 Parameters of Busemann biplane

设计马赫数	设计迎角/(°)	相对距离(z/c)	相对厚度(t/c)
1.7	0	0.5	0.1

1.2 Licher 双翼设计方法

Licher 双翼构型的设计方法是在上述 Busemann 双翼的设计方法基础上考虑了来流迎角来实现的, 如图 2 所示。

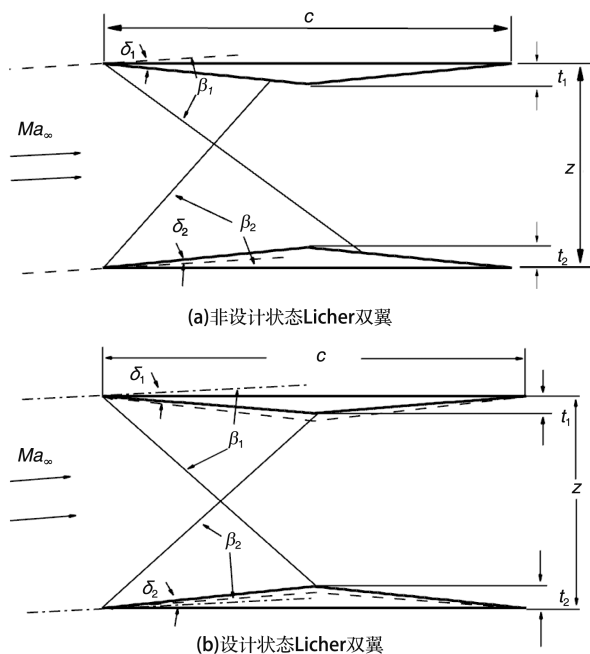


图 2 Licher 双翼设计参数

Fig. 2 Parameters of the Licher biplane

当来流迎角不为零时, 流动偏转角将改变, 如图 2(a) 所示。这里以设计点为马赫数 1.7 的双翼构型为例进行讨论。当来流迎角为 α 时, 上翼入口处流动偏转角为 $\alpha + \theta$, 根据式(1), 对于强激波, 激波角随流动偏转角增大而增大, 此时上翼前缘产生的激波将会打到下翼后缘的背风面位置。通过类似的分析可以得到, 此时下翼前缘的激波将打到上翼的迎风面位置。这种情况下, 双翼构型处于非设计状态。

为了使迎角不为零状态下的双翼仍然产生如上述 Busemann 双翼之间的有利的激波相互作用进而减小双翼构型激波阻力, 一个明显的办法就是调整双翼构型上下翼单元的厚度。本文保持双翼单元的距离不变, 通过减小上翼单元厚度, 同时增加下翼单元厚度, 即可得到在给定迎角下的 Licher 双翼构型, 如图 2(b) 所示。

2 数值方法

2.1 优化方法

本文研究中采用了基于径向基函数神经网络模型的代理模型和遗传算法进行优化。首先, 采用拉丁超立方采样方法生成初始样本数据, 然后通过 CFD 方法计算样本翼型的气动力系数, 之后, 使用样本翼型参数和对应 CFD 计算结果构建代理模型, 并通过遗传算法对翼型参数进行寻优得到最优外形。优化过程如图 3 所示。

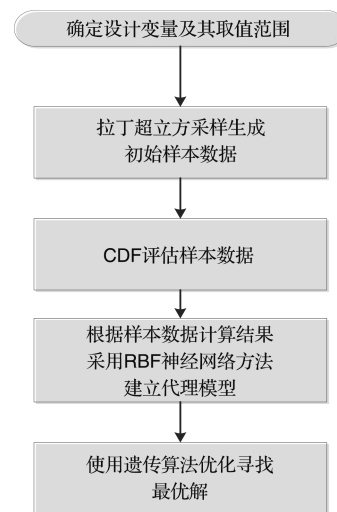


图 3 优化过程

Fig. 3 Optimization process

2.2 流动求解器

本文采用了自研 Euler/雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 求解器 HUNS3D^[8] 来进行数值计算。在 HUNS3D 中, 控制

方程通过格心有限体积方法在非结构网格上进行离散,时间推进采用改进的上下对称 Gauss-Seidel (LUSGS)隐式方法实现,空间离散采用包括 Roe^[9]、AUSM 系列格式^[10]等在内的多种迎风型格式和 JST 中心格式^[11]进行。湍流模型则包括 SA 一方程模型^[12]和 Menter SST 两方程模型^[13]。

本文计算均采用了 AUSM+up 格式,黏性计算中选用了 SA 一方程湍流模型进行计算。

2.3 网格及求解器验证

为验证网格和求解器,选用典型 Busemann 双翼和菱形翼构型来进行数值计算并将计算结果与理论值进行对比。

计算采用网格如图 4 所示,Busemann 双翼和菱形翼网格均采用结构网格,网格节点数为 500×100。

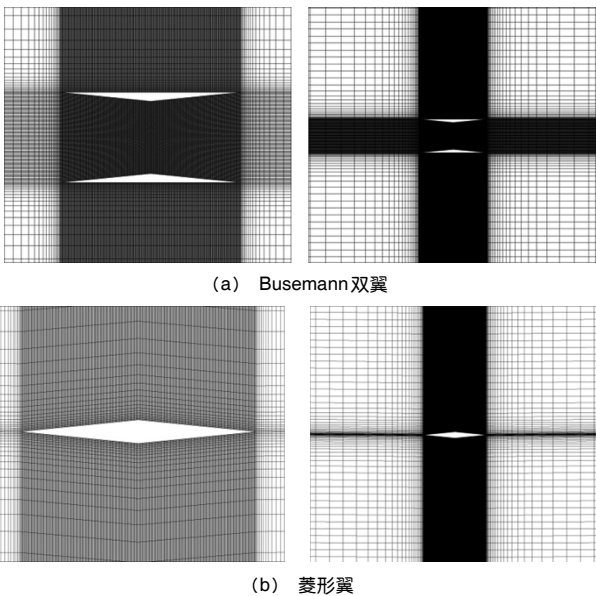


图 4 Busemann 双翼及菱形翼网格

Fig. 4 Grids for the Busemann biplane and diamond airfoil

图 5 为 Busemann 双翼和菱形翼。布局在马赫数 1.7 和零度迎角条件下计算得到的流场压力云图。Busemann 双翼构型参数见表 1。由图 5 可以看出,流场激波几乎完全被“限制”在双翼之间。同时,由于双翼间的激波相互作用,形成近似对称的压力分布区,压差阻力几乎可以忽略。相反,对于菱形翼来说,翼型前后部之间形成明显的压力差异区域,进而导致了较大的阻力。

表 2 给出了 Busemann 双翼和菱形翼计算得到的气动力系数。由表中数据可知,HUNS3D 计算得到的菱形翼阻力系数为 0.0293,理论方法计算得到其的阻力系数 0.0291,二者相比,误差仅为 0.62%,表明所使用的网格及求解器具有较

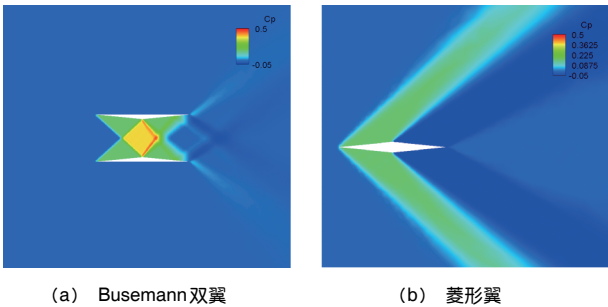


图 5 Busemann 双翼和菱形翼压力分布云图

Fig.5 Pressure contours of the Busemann biplane and the diamond airfoil

高的精度,可以用来进行后续研究。同时,计算得到的 Busemann 双翼阻力系数为 0.00210,小于菱形翼阻力的 10%,表明 Busemann 双翼有良好的减阻效应。

表 2 不同方法计算的翼型气动力系数及其误差

Table 2 Drag and lift coefficients with CFD computation and theory and their errors

翼型	迎角/ (°)	阻力系数			升力系数		
		CFD	理论	误差/%	CFD	理论	误差/%
菱形翼	0	0.02928	0.02910	0.62	0	0	—
	2	0.03307	0.03264	1.30	0.1047	0.1016	3.1
Busemann 双翼	0	0.00227	—	0.22	0	—	—

对于黏性条件下的验证采用的网格如图 6 所示,网格节点数为 600×300。流场压力云图如图 7 所示。

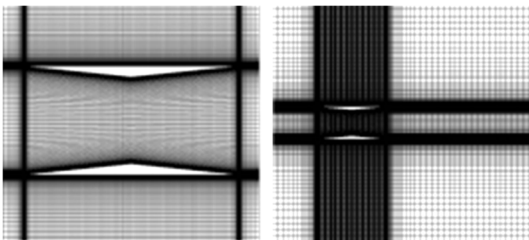


图 6 Busemann 双翼黏性网格

Fig. 6 Busemann biplane viscous grid

黏性条件下的双翼理论阻力计算方法采用参考文献 [5]中采用的不可压湍流边界层方程,如式(2)所示:

$$C_{df} = \frac{2C_f}{(Re)^{\frac{1}{7}}}$$
$$C_f = \frac{0.027}{(Re)^{\frac{1}{7}}} \quad (2)$$

式中:Re 为基于平板弦长的雷诺数,C_{df}即为壁面摩擦阻力系数估算值。

计算结果见表 3。由表中数据可知,HUNS3D 计算得

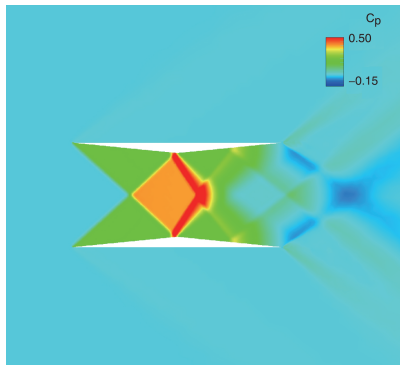


图7 Busemann双翼黏性条件下流场压力云图

Fig. 7 Pressure contour of the Busemann biplane in viscous condition

到的双翼阻力系数为0.0092,理论方法计算得到其的阻力系数0.0089,二者相比,误差为3.25%,表明所使用的网格及求解器具有较高的精度,可以用来进行后续研究。

表3 不同方法计算的翼型气动系数及其误差

Table 3 Drag and lift coefficients with CFD computation and theory and their errors

翼型	迎角/ (°)	阻力系数			升力系数		
		CFD	理论	误差/%	CFD	理论	误差
Busemann 双翼	0	0.00921	0.00892	3.25	0	0	—

3 结果与讨论

由1.2节中讨论可知,Licher双翼构型的设计方法是在Busemann双翼的设计方法基础上考虑迎角实现的,而迎角的影响则主要体现在上下翼单元的相对厚度。当来流迎角为正迎角时,为实现理想的激波干涉效应,上翼单元厚度应减小,而下翼单元的厚度应该增大,如图2(b)所示。

本文优化设计中选取上下翼单元的相对厚度为优化设计变量,即 t_1 和 t_2 。综合考虑设计变量空间容量及双翼实际应用中对其相对厚度的限制后, t_1 的取值范围为(0.03, 0.05), t_2 的取值范围为(0.05, 0.07)。如图8所示,即为使用LHS方法生成的30组样本点分布。

3.1 无黏条件

为了验证代理模型的有效性,使用LHS方法生成了15组验证点数据,如图9所示。图9(a)为使用代理模型和CFD方法对验证点数据计算得到的升阻比的对比,图9(b)为二者之间的误差。

结果表明,前述代理模型在11组验证点均表现良好,两种方法的相对误差小于2%。代理模型在编号8的样本表现不佳,这是由于本文建立代理模型时采用的30个训练样本计

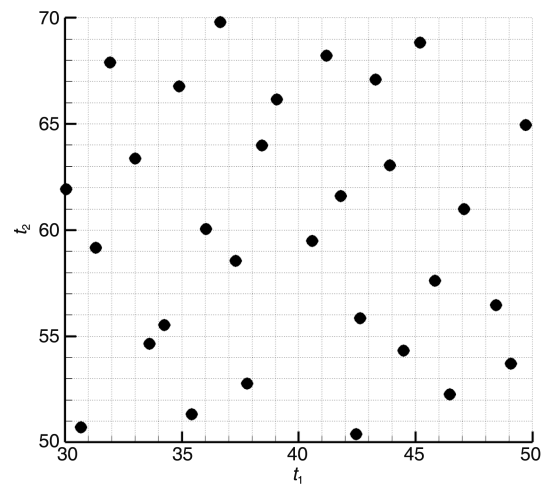


图8 初始样本点分布

Fig. 8 Sample points generated with LHS method

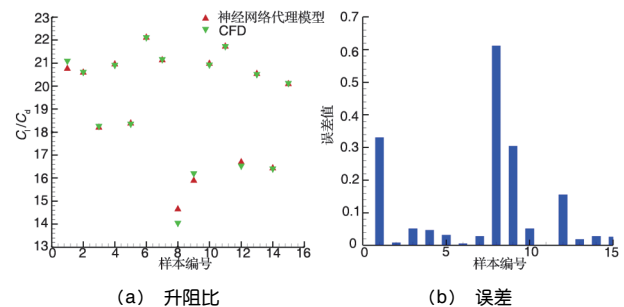


图9 代理模型和CFD方法计算得到的验证点升阻比及误差

Fig. 9 Comparisons of surrogate model and the CFD simulation for the verification points

算的升阻比系数主要集中于15~22,因此通过神经网络训练得到的代理模型对于该范围内的样本将表现得更好,而对于该范围以外的样本则表现“欠佳”。编号8的样本点CFD计算得到的升阻比为14,处于代理模型训练过程中的样本“稀疏区”,因而代理模型在该点表现不好。这种不足可以通过增加样本数量或提高样本分布均匀度来解决。

图10为CFD计算得到的前述30个样本点的压力分布云图,计算条件为马赫数1.7,来流迎角为2°。图中各个双翼构型的差异仅为上下翼单元的厚度。由图可以看出,流场对设计变量非常敏感。

在使用遗传算法时,初始种群为100个,由遗传算法随机给出,交叉概率为0.8,变异概率为0.02,最大代数200代。适应度函数设置为双翼构型升阻比值的倒数,因此该优化问题转化为最小值问题。

图11给出了无黏条件下Licher双翼遗传算法的优化历程。图中平均适应度为每一代种群中的平均适应度值,最佳适

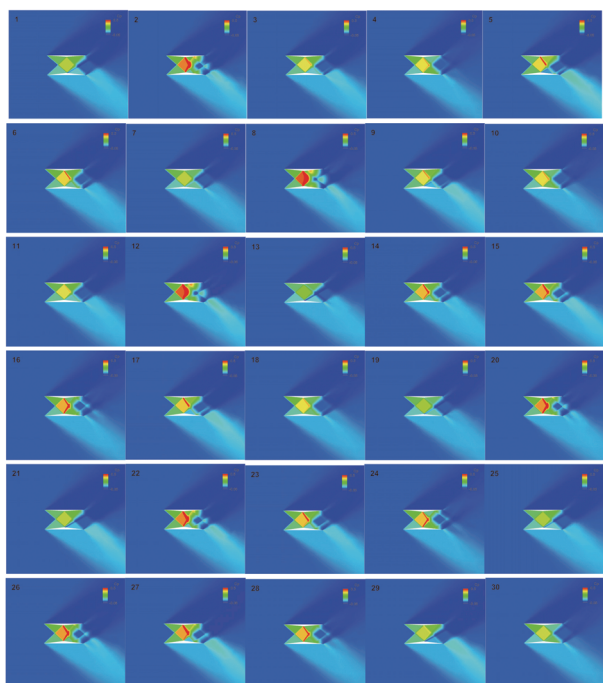


图 10 无黏条件下 Licher 双翼样本点数据的压力云图

Fig. 10 Pressure contour of the sample Licher biplanes

应度为每一代种群中的最佳值。可以看出,最好的基因在大约第 10 代后出现。

图 12 给出了使用 CFD 计算得到的优化后 Licher 双翼构型的气动力系数结果,包括升力系数、阻力系数和升阻

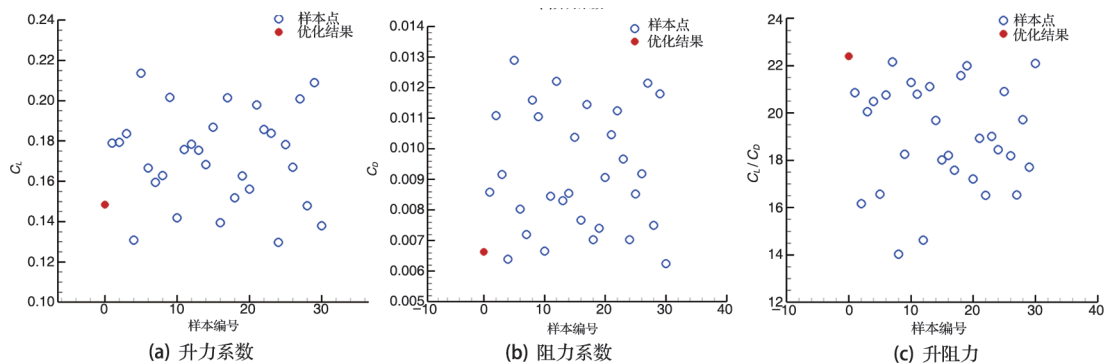


图 12 无黏条件下优化后双翼及初始样本点的气动力系数

Fig. 12 Lift, drag and lift-to-drag ratio coefficient of the sample and optimized biplane

用不同优化方法得到的 Licher 双翼构型的气动力系数。其中 Licher_0 为使用本文方法得到的优化结果, Licher_ref1 和 Licher_ref2 为参考文献[5]中给出的初始 Licher 双翼构型和使用反设计方法得到的 Licher 双翼构型。Licher_ref1 和 Licher_ref2 构型中的上下翼单元厚度来自参考文献,这里使用 HUNS3D 计算其气动力系数用于比较。

比。作为对比的是各个样本点计算的对应应力系数值。

结果表明,无黏情况下优化后双翼构型的升力系数并非样本中的最大值,然而,与其他样本点相比,优化后的构型阻力系数显著降低,因而具有较大的升阻比系数。

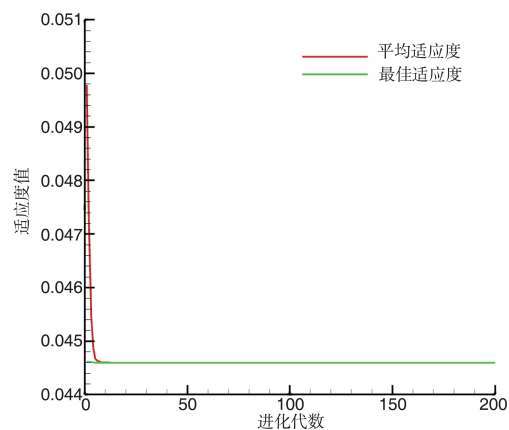


图 11 优化历程

Fig. 11 Optimization history

图 13 给出了 CFD 计算得到的优化后 Licher 双翼构型的压力云图和双翼翼面的压力分布。由图可以看出其压力云图和图 5(a) 中典型 Busemann 双翼构型非常接近。双翼之间的激波相互作用后形成了几乎对称的流动,显著减小了激波阻力。图 13(b) 表明此时上翼前后形成一定压差阻力,但下翼前后区域则形成了“推力”作用。

表 4 给出了 CFD 计算得到的 Busemann 双翼构型和使

与典型 Busemann 双翼相比,优化后的 Licher 双翼构型升力提高了 27.3%,升阻比提高了 27.4%。参考文献[5]中 Licher 双翼的设计马赫数为 1.7,设计迎角为 1.5° ,因此,在此也计算了来流迎角为 1.5° 情况下的优化双翼构型的气动力系数。结果表明,即使在 1.5° 来流迎角情况下,采用本文优化方法得到的双翼构型升阻比也提高了 2.06%。

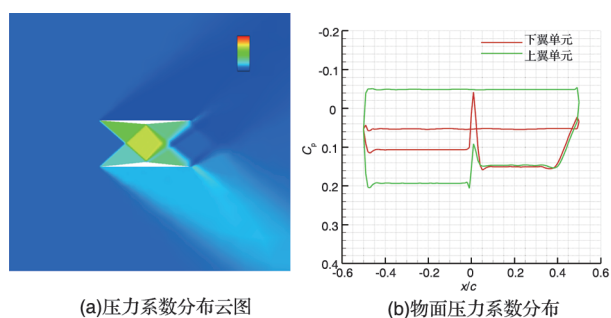


图 13 无黏条件下优化后Licher 双翼构型的压力系数分布云图及其物面压力系数分布

Fig. 13 Pressure contour and pressure distributions of the optimized Licher biplane

表 4 典型Busemann双翼及不同方法优化的Licher 双翼构型几何参数及气动系数

Table 4 Aerodynamic coefficients of varies Busemann-type biplane for inviscid mode

翼型	马赫数	来流迎角/(°)	相对厚度		升力系数	阻力系数	升阻比
			上翼单元	下翼单元			
Busemann	1.7	2.0	0.0500	0.0500	0.1165	0.0066	17.58
Licher_0		2.0	0.0401	0.0514	0.1484	0.0066	22.40
Licher_ref1		1.5	0.0490	0.0580	0.1131	0.00633	17.87
Licher_ref2		1.5	0.0460	0.0500	0.0972	0.00428	22.71
Licher_0		1.5	0.0401	0.0514	0.1120	0.00483	23.18

3.2 黏性条件

为验证本文使用方法在黏性条件下的优化效果,使用相同的样本点和验证点进行了黏性条件下Licher 双翼构型的优化研究。使用的雷诺数为 3.137×10^6 ,用于黏性计算的网格数量为 600×300 ,边界层第一层高度为 8.11×10^{-6} , $y^+ = 1$,边界层层数为35层,增长率为1.2。

图 14 为代理模型及CFD方法计算得到的双翼各验证点的升阻比及二者之间的误差。由图可以看出,代理模型

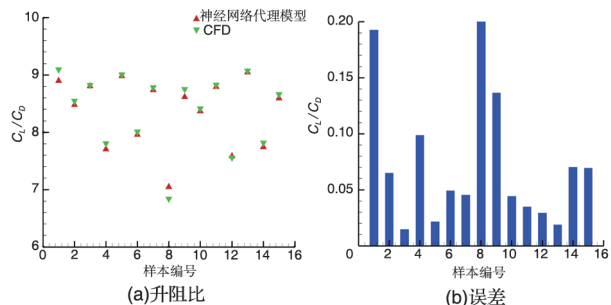


图 14 代理模型和CFD方法计算得到的验证点升阻比及误差

Fig. 14 Comparison of surrogate model and the CFD simulation for the verification points

在大多数验证点均表现良好,后面研究可以通过增加样本数目或改善其分布来提高该模型在其他点的性能。

图 15 给出了黏性条件下马赫数1.7,来流迎角为 2° 的30个样本点的CFD计算得到的压力系数云图。与图10类似,可以看出流动对双翼上下翼单元的厚度比较敏感。

图 16 为黏性条件下的优化历程。由图可以看出,最好的基因在大约第15代后出现。

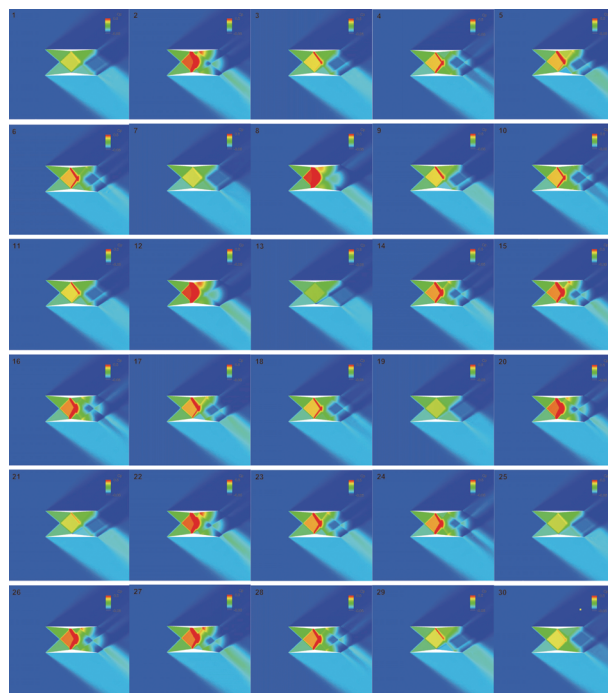


图 15 黏性条件下Licher双翼样本点数据的压力云图

Fig. 15 Pressure contour of the sample Licher biplane

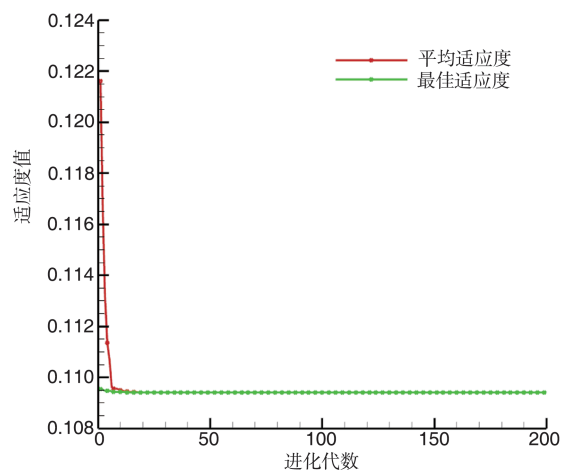


图 16 优化历程

Fig. 16 Optimization history

图 17 给出了使用CFD计算得到的优化后Licher 双翼构型黏性条件下的升力系数、阻力系数和升阻比。作为对

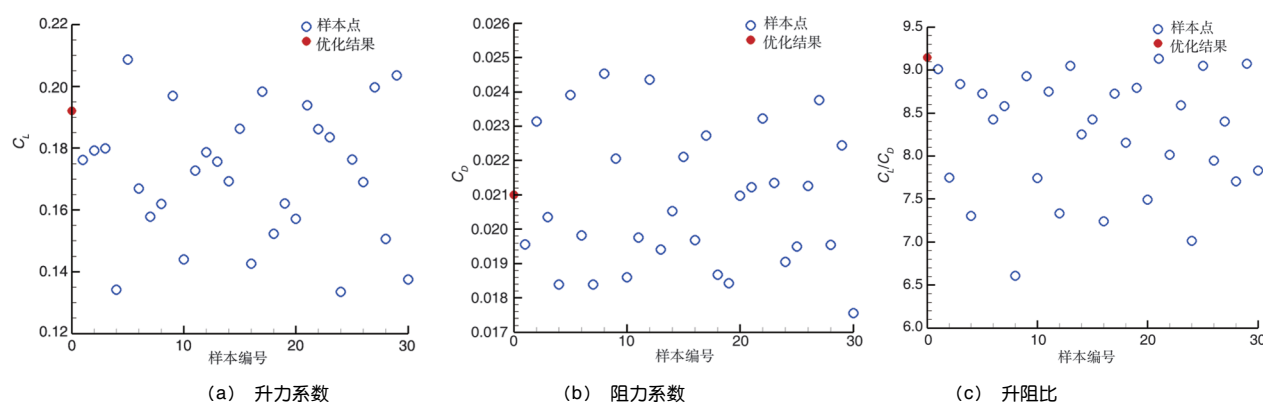


图 17 黏性条件下优化后双翼及初始样本点的气动力系数

Fig. 17 Lift, drag and lift-to-drag ratio coefficient of the sample and optimized biplanes

比的是30个初始样本的升力系数、阻力系数和升阻比。

与无黏条件下结果相比,黏性条件下优化后的翼型与其他样本相比具有较高的升力系数,而阻力系数则处于比较平均的位置,优化后双翼的升阻比约为9.2。

图 18 为 CFD 计算得到的优化后 Licher 翼型的压力系数云图和物面压力分布。

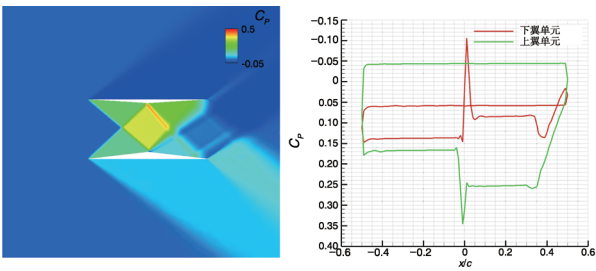


图 18 黏性条件下优化后 Licher 双翼的压力系数分布云图及物面压力系数分布

Fig. 18 Pressure contour and pressure distributions of the optimized Licher biplane

与图 13 中的无黏模式相比,下翼单元的前后缘之间存在的压力差对流动增加了一些阻力,但这种效果基本都被上翼单元提供的额外推力所抵消,同时,优化后双翼构型的上翼单元提供的升力也有了较大提升。

表 5 为黏性条件下的 CFD 计算的 Busemann 双翼和优化的 Licher 双翼构型的气动力系数。与典型 Busemann 双翼构型相比,优化后的双翼构型升力提高了近 60%,而升阻比则提高了近 40%。

4 结论

基于径向基函数神经网络的代理模型和遗传算法被应用于无黏和黏性条件下的超声速 Licher 双翼构型的优化设

表 5 典型 Busemann 双翼及优化后的 Licher 双翼构型几何参数及气动力系数

Table 5 Aerodynamic coefficients of varies Busemann-type biplane and optimized Licher biplane for viscous mode

翼型	马赫数	来流迎角/(°)	相对厚度		升力系数	阻力系数	升阻比
			上翼单元	下翼单元			
Busemann	1.7	2.0	0.0500	0.0500	0.1206	0.0185	6.54
Licher_0		2.0	0.0314	0.0584	0.1921	0.0210	9.15

计中。设计变量为上下翼单元的厚度,计算条件为马赫数 1.7 和来流迎角为 2°。结果表明,与典型 Busemann 双翼相比,对于无黏情况,优化后的 Licher 双翼构型升力提高了 27.3%,升阻比提高了 27.4%,对于黏性情况,升力提高了近 60%,而升阻比则提高了近 40%。与文献中的反设计方法相比,本文使用的方法将提升升阻比系数提高 2.06%,表明本文使用的方法对于将双翼构型应用于未来的超声速运输机领域具有很大的潜力。

AST

参考文献

[1] Vijay K P, Rajesh Y. Numerical investigation of the effect of stagger on the aerodynamic characteristics of a Busemann biplane[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 55(6): 252-263.

[2] Wataru Y, Kazuhiro K. Aerodynamic/sonic boom performance evaluation of innovative supersonic transport configurations[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(4): 1-9.

[3] Busemann A. Aerodynamic lift at supersonic speeds[C]// The 5th Volta Aerodynamic Conference, 1935.

- [4] Licher R M. Optimum two-dimensional multiplanes in supersonic flows[R]. Report No.SM-18688, Douglas Aircraft Co., 1955.
- [5] Kusunose K, Matsushima K. A fundamental study for the development of boomless supersonic transport aircraft[C]// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [6] 赵承熙, 叶正寅, 华如豪. 新型目标压力分布下的 Licher 双翼反设计方法研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(5): 610-616. Zhao Chengxi, Ye Zhengyin, Hua Ruhao. Inverse design method for the Licher biplane with a new target pressure distribution[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(5): 610-616. (in Chinese)
- [7] Rui Hu, Antony J. Adjoint-based aerodynamic optimization of supersonic biplane airfoils[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(3): 802-814.
- [8] Ma Boping, Wang Gang. Near-field sonic-boom prediction and analysis with hybrid grid Navier-Stokes solver[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(5): 1-15.
- [9] Roe P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [10] Liou M S. Ten years in the making—AUSM-Family[C]//15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2001.
- [11] Jameson A, Schmidt W. Numerical solution of the euler equations by finite volume methods using runge-kutta time stepping schemes[C]//14th Fluid and Plasma Dynamics Conference, 1981.
- [12] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[C]//30th Aerospace Science Meeting and Exhibit, 1992.
- [13] Menter F R. Zonal two equation k- ω turbulence models for aerodynamic flows[J]. AIAA Journal, 1993, 36(11): 1975-1982.
- (责任编辑 皮卫东)

作者简介

马博平(1991—)男, 博士研究生。主要研究方向: 流体力学、计算流体力学。

Tel: 029-88460963 E-mail: bopingma@mail.nwpu.edu.cn

王刚(1977—)男, 博士, 教授。主要研究方向: 流体力学、计算流体力学。

Tel: 029-88460963 E-mail: wanggang@nwpu.edu.cn

Supersonic Licher Biplane Optimization Using Radial-Basis Function Neural Network and Genetic Algorithm

Ma Boping, Wang Gang*, Ye Kun, Ye Zhengyin

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: Based on the design method of the Busemann-type biplane, the Radial-Basis Function Neural Network (RBFNN) and Genetic Algorithm (GA) based optimization technique is used to optimize the aerodynamic shape of the Licher biplane to reduce the wave drag at the Mach number of 1.7. The optimization design results were validated by Computational Fluid Dynamics (CFD) method in both inviscid and viscous mode. The results show that the lift and lift-to-drag ratio increased 27.3% and 27.4% for inviscid simulation and nearly 60% and 40% for viscous simulation compared with the typical Busemann biplane, indicating that the method adopted in present paper has great potential for the application of the biplane in the field of future supersonic transport.

Key Words: supersonic; biplane; lift-drag-ratio; Busemann biplane; Licher biplane

Received: 2019-07-27; Revised: 2019-08-23; Accepted: 2019-08-30

*Corresponding author. Tel.: 029-88460963 E-mail: wanggang@nwpu.edu.cn