

文章编号:1000-8055(2013)08-1828-08

涵道气动优化设计方法

叶 坤, 叶正寅, 屈 展
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 基于动量源方法进行涵道气动力的计算, 分别采用响应面模型和基于神经网络模型对 NASA 涵道构型进行优化设计, 并对优化结果采用 CFD 进行验证, 优化结果表明两种优化方法均取得了一定的优化效果, 悬停状态下, 基于响应面方法, 涵道拉力增加了 19.4%, 基于神经网络方法, 涵道拉力增加了 21.2%。并为了较为细致地研究涵道拉力产生的机理, 在对涵道进行建模时, 采用一种分区的方法, 将涵道划分为 6 个区域, 并得到了涵道拉力在此 6 个区域上的分布。计算结果表明: 涵道唇口形成的负压是产生涵道附加拉力的主要因素, 且靠近涵道内侧唇口提供的拉力占比重较大。该优化方法可以有效地应用于涵道外形的气动优化设计中。

关 键 词: 涵道风扇; 优化设计; 响应面; 神经网络; 遗传算法; 动量源方法; 数值模拟
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Aerodynamic optimization method for duct design

YE Kun, YE Zheng-yin, QU Zhan

(School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on momentum source method of calculating the ducted fan aerodynamic performance, the response surface method and neural network method were applied to aerodynamic optimization design of the NASA duct, and the optimization results were verified by CFD method. The optimization design results show that the two methods have achieved good effect. In the state of hovering, compared with the original duct, duct lift increased by 19.4% based on the response surface method, and duct lift increased by 21.2% based on the neural network method. In addition, in order to study the mechanism of duct lift more carefully, the duct was modeled, and partitioning method was adopted to divide the duct into 6 zones to obtain the duct lift distribution in the 6 regions. This shows that negative pressure formed on duct lip is a main factor to produce additional duct lift, and the duct lip near the interior duct provides higher lift. This optimization method can be effectively applied to the ducted fan aerodynamic optimization design.

Key words: ducted fan; optimization design; response surface; neural network; genetic algorithm; momentum source method; numerical simulation

涵道风扇是指被涵道包围的风扇(或螺旋桨), 相对于同样直径的孤立风扇, 在同样功率消

耗的情况下, 会产生较大的拉力。这主要是由于涵道抑制了风扇叶尖涡的形成, 并降低了尾流能量

收稿日期: 2012-09-03

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1828_021.html

基金项目: 航天科技创新基金(201200092)

作者简介: 叶坤(1987—), 男, 湖北浠水人, 博士生, 主要从事涵道优化设计及流固耦合方面的研究。

损失,同时风扇吸流在涵道唇口处产生绕流,形成低压区,使涵道产生附加拉力,而且,涵道对风扇有一定的保护作用,因此涵道风扇具有更高的气动效率、更高的安全性、或相同拉力下更小的尺寸,所以其在世界范围内军用和民用中均得到了广泛的应用,比较有代表性的是法国的 Nord-500 和美国的 Doak-Z4, X-22A。但由于涵道风扇在有迎角飞行时,气动特性复杂,难以操控^[1-2],所以很长一段时间发展缓慢。近年来,由于控制技术的长足发展,涵道风扇迎来了新的生机,它越来越多的被垂直起降 V/STOL(vertical/short take off and land)飞行器所采用。

涵道和风扇的相互作用使得涵道螺旋桨的气动效率比孤立风扇高,但也正是由于两者的相互作用,使得涵道风扇气动特性复杂,准确地确定涵道风扇的总拉力及其在风扇和涵道壁面上的分配关系是一件困难的事情。因此,早期国外主要采用实验方法进行研究,美国早在上世纪五六十年代对涵道风扇进行了大量的风洞实验,积累了丰富的经验^[3-6]。Taylor R T 做了详尽静推力实验来研究设计参数对涵道风扇系统的影响^[7],实验变量包括:涵道唇口半径,涵道长度,涵道扩散角,风扇在涵道中的位置,风扇的总距 Grunwald K J 和 Goodson K W 对涵道风扇进行有迎角飞行状态的风洞实验^[8],与其他实验不同的是除了测出系统总得气动载荷,还分别测出涵道和风扇上的气动载荷,这对深入研究涵道与风扇的相互作用机理有重要作用。

国内对涵道风扇也进行了一定的研究^[9-11],李建波、高正等对涵道风扇拉力系统的升阻力特性进行了详细的实验研究。徐国华等人从动量理论出发建立了涵道风扇系统的滑流理论,并进一步推导了叶素理论计算风扇拉力。在涵道风扇滑流理论的基础上,刘沛清等人进行了改进,采用螺旋桨设计中的片条理论来计算风扇的拉力。于子文等基于动量源方法对涵道螺旋桨的流场进行了计算流体力学模拟和验证,虽然对实际风扇进行了简化,但该方法的计算结果同实验数据具有良好的-致性,显示出动量源方法的合理性,且相对于风扇的非定常数值模拟,计算量大幅度的降低。

在文献[8]的风洞实验中,在悬停状态下,涵道提供的拉力甚至可以占到涵道风扇系统总拉力的 60%。由于涵道在涵道风扇系统的重要作用,有必要对涵道的外形进行优化设计,以进一步提高涵道风扇的气动性能。然而,据查阅的文献来

看,国内外鲜有关于涵道优化设计研究方面的文献。

近年来,基于计算流体力学(CFD)的气动优化设计已成为当前计算流体力学研究中的一个重要领域。本文将文献[8]中的涵道外形作为初始外形,针对悬停状态的涵道风扇,将涵道上的拉力作为目标函数,采用拉丁超立方实验设计方法获取样本点,分别采用响应面方法和基于神经网络和遗传算法相结合的方法对涵道外形进行气动优化,在 CFD 计算中,为了减小计算量,采用动量源理论对风扇进行简化。优化设计的结果表明:经响应面优化后,涵道的拉力提高了 19.4%,经神经网络优化后,涵道的拉力提高了 21.2%,由此,本文的方法可以有效地应用于涵道外形的气动优化设计中。

1 设计方法

1.1 优化设计流程

本文分别采用响应面方法(response surface method, RSM)^[12-14]和基于 BP(back propagation)神经网络(neural network, NN)和遗传算法(genetic algorithm, GA)^[15-16]相结合的方法对涵道进行气动优化,具体优化步骤如图 1 所示。

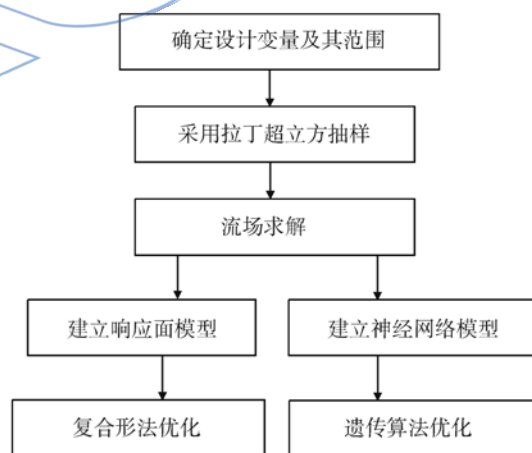


图 1 优化步骤

Fig. 1 Optimization process

1.2 动量源方法

对于涵道设计而言,为了减小计算量,将风扇简化为一个作用盘,风扇对流场的作用通过在作用盘上添加动量源的方法来近似,且忽略风扇的周向和径向速度对流场的影响,基于动量理论,在桨盘平面前后设置均匀的压力突跃 Δp , $\Delta p = F_{fan}/A_{fan}$,其中 F_{fan} 为风扇拉力, A_{fan} 为作用盘的面积。

由于本文将文献[8]中的涵道外形作为初始

外形,且文献[8]中有详细的试验数据,悬停状态下,风扇转速为 8000 r/min 时,风扇的拉力为 80 N,由作用盘面积为 0.10957 m^2 ,得到作用盘上平均压力突变 Δp 为 730 Pa, Δp 即为动量源项. 对样本进行数值模拟时,作用盘上的动量源项统一取 730 Pa.

1.3 流场计算方法

建立直角坐标系 (x, y, z) 下的带动量源项的三维守恒型 Navier-Stokes(N-S)方程,如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \iint_{\partial\Omega} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} \cdot dS = \iiint_{\Omega} J dV \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{q} \\ \rho u \mathbf{q} + p \mathbf{i}_x \\ \rho v \mathbf{q} + p \mathbf{i}_y \\ \rho w \mathbf{q} + p \mathbf{i}_z \\ \rho H \mathbf{q} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \mathbf{i}_x + \tau_{xy} \mathbf{i}_y + \tau_{xz} \mathbf{i}_z \\ \tau_{yx} \mathbf{i}_x + \tau_{yy} \mathbf{i}_y + \tau_{yz} \mathbf{i}_z \\ \tau_{zx} \mathbf{i}_x + \tau_{zy} \mathbf{i}_y + \tau_{zz} \mathbf{i}_z \\ \phi_x \mathbf{i}_x + \phi_y \mathbf{i}_y + \phi_z \mathbf{i}_z \end{bmatrix}$$

式中, $\mathbf{Q}$ 为守恒变量项; $\mathbf{F}$ 为无黏对流量矢量项; $\mathbf{F}_v$ 为黏性对流量矢量项; $\mathbf{n}$ 表示边界外法线方向; $\mathbf{q} = (u, v, w)^T$ 表示在直角坐标系下的速度,黏性相关项分别为 $\tau_{xx} = 2\mu u_x - (2/3)\mu \nabla \cdot \mathbf{q}$, $\tau_{xy} = \mu(u_y + v_x)$, $\phi_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + \kappa \partial T / \partial x$ 等, ρ 表示密度; E 和 H 表示总能和总焓; Ω 为控制体; $\partial\Omega$ 为控制体单元的边界; μ, κ, T 分别为黏度、导热系数和绝对温度; J 为动量源项. 本文采用 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型.

在非结构混合网格的基础上求解带源项的 N-S 方程,网格采用三棱柱/四面体型非结构混合网格,网格规模约为 260 万网格单元,物面黏性作用区为棱柱层网格,外推 16 层棱柱层网格,第一层棱柱层的高度取涵道剖面翼型弦长的 10^{-5} ,棱柱层之外的空间网格为采用 Delauney 剖分三角形单元方法生成的四面体网格,并且为了准确模拟流场,对涵道内部及周围的空间网格进行了加密. 图 1 为风扇被作用盘简化后的涵道风扇的表面网格,图 2 为涵道风扇的空间网格剖面.

1.4 涵道的几何参数化

参数化几何外形是开展气动外形优化设计的

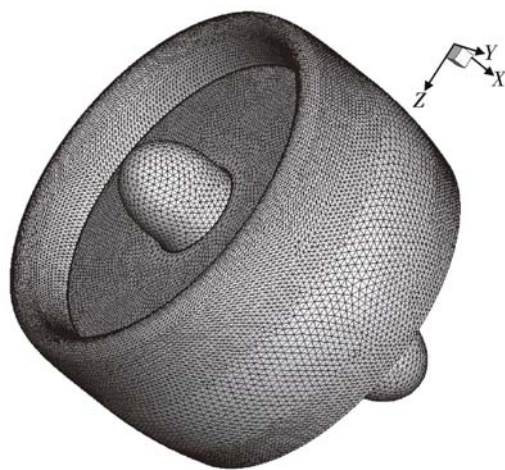


图2 涵道表面网格

Fig. 2 Duct's surface mesh

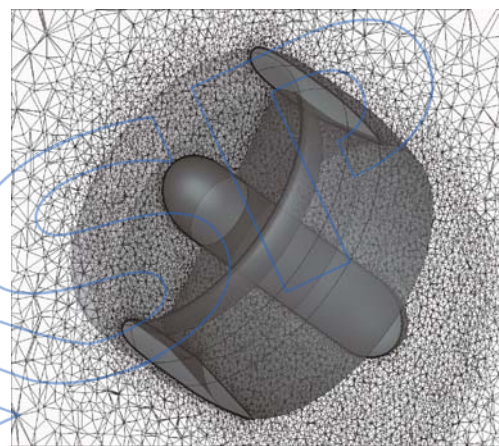


图3 涵道风扇的空间网格切片

Fig. 3 Mesh of spatial slice

基础,常用于翼型几何参数化的方法有 B 样条方法、参数化翼型(PARSEC)方法、解析函数线性叠加方法等. 由于本文的三维涵道外形可由涵道的剖面翼型旋转 360° 生成,因此,本文的优化设计在涵道剖面翼型上提取设计变量,由二维涵道剖面翼型旋转 306° 形成三维涵道外形,进而进行网格的生成和流场的求解. 但由于本文采用的文献[8]中的涵道剖面翼型与普通翼型不同,故采用如下方法提取设计变量.

如图 4 所示, A 点为翼型的后缘点, G 点为翼型的前缘点, AB, BC, KL 为直线段, 曲线段 CGK 为通过 C 点至 K 点的 9 个点生成的非均匀有理 B 样条曲线, 曲线段 LA 为与 KL 直线相切的非均匀有理 B 样条曲线. C 点、G 点、K 点、L 点为固定点, A 点、D 点、E 点、F 点、H 点、点 I、点 J 的横坐标以及 B 点的纵坐标为定值,以 A 点的纵坐标、B 点的横坐标、以及 D 点、E 点、F 点、H 点、I

点、J点的纵坐标为设计变量. 8个设计变量中, 通过A点的纵坐标控制涵道出口半径, 通过B点的横坐标控制涵道出口扩张段的长度, 通过D点、E点、F点、H点、I点、J点的纵坐标控制涵道唇口的形状.

值得说明的是, A点的横坐标可以控制涵道的长度, 在以上8个设计变量保持不变的情况下, 笔者对长度不同的涵道外形也进行过数值模拟, 结果显示, 适当增加涵道的长度对涵道的拉力的影响不大, 但是涵道侧飞时, 其阻力会明显增加, 并且, 增加涵道的长度也会增加涵道的自重, 因此, 本文并没有将涵道的长度作为设计变量.

为了更细致地研究涵道拉力产生的机理, 本文采用一种分区的方法, 如图4和图5所示, 将涵道划分为6个区域, 由此可以得到不同区域对涵道拉力的贡献, 如图5所示, 6个区域分别为线段AB, BC, CG, GK, KL, LA旋转360°形成三维曲面.

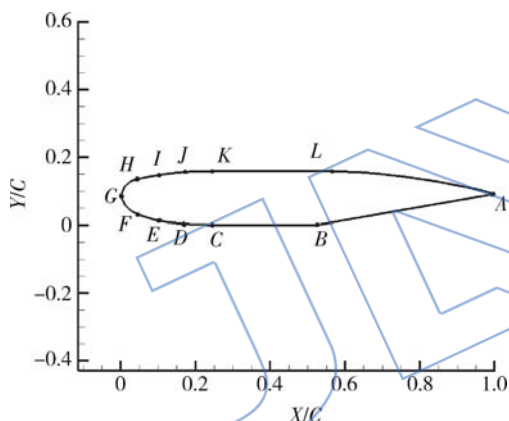


图4 参数化方法示意图

Fig. 4 Diagram of parameterization

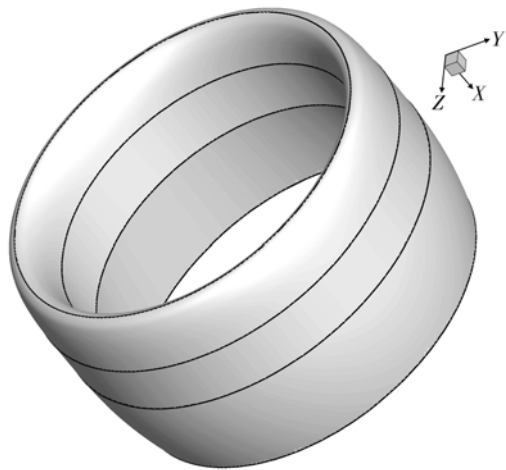


图5 涵道表面的6个区域

Fig. 5 Six zones on duct surface

1.5 优化方法

1.5.1 响应面方法

响应面方法由于高效和实用的特点被广泛地应用于各种领域. 其基本思想是通过实验设计理论在设计空间内生成样本集合, 对此样本集合进行实验, 得到其响应值, 由此建立设计变量与目标函数之间的响应面模型^[12-13]. 完全二阶多项式响应面模型如下:

$$y^{(p)} = c_0 + \sum_{i=1}^{n_v} c_i x_i + \sum_{i=1}^{n_v} c_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^{n_v-1} \sum_{j=i+1}^{n_v} c_{ij} x_i x_j \quad p = 1, 2, \dots, n_s \quad (2)$$

其中 n_s 为实验次数, n_v 为设计变量个数, 完全二阶多项式 $n_{tc} = (n_v + 1)(n_v + 2)/2$, n_s 一般取为 n_{tc} 的 1.5~3 倍, 可用最小二乘法来求解多项式系数.

响应面模型构造完成后, 一般采用复相关系数 R^2 、修正的复相关系数 R_a^2 和平均误差对其进行预测能力的评估, 并且, 其中 R^2 和 R_a^2 的值要求高于 0.99. 本文采用复合形搜索法对构造的响应面模型进行优化^[14].

1.5.2 人工神经网络及遗传算法

人工神经网络作为一种人工智能的研究方法, 具备较强的非线性映射能力, 误差反向传播的神经网络更被广泛地应用于各种领域的优化设计中^[15], 图6为BP神经网络的结构示意图, 包括输入、输出层和若干个隐层, 信息在输入层通过若干个隐层逐层处理后, 得到网络的实际输出, 然后通过反向传播来不断调整网络的权值和阈值, 使得实际输出和期望输出误差平方和最小. 在实际应用中, 针对具体需求, 应合理选择神经网络结构.

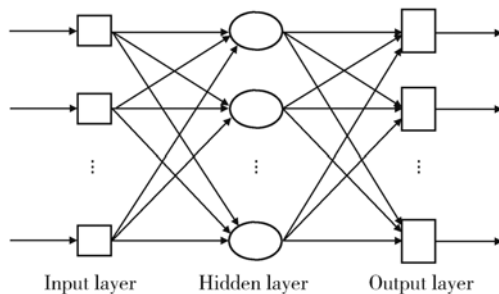


图6 BP神经网络结构图示意图

Fig. 6 Block diagram of BP neural network

基于达尔文的进化理论和孟德尔的遗传学说而发展的遗传算法是一种现代优化方法^[16], 通过模拟自然选择和遗传中的复制、交叉和变异来繁衍进化子代种群, 并最终找到一个近似的最优个

体,并且其具备全局搜索的优点.

2 涵道优化设计结果及分析

2.1 计算方法验证

首先为验证本文计算方法的正确性,应用本文的动量源方法对文献[8]中的涵道风扇进行数值模拟,在悬停状态下,作用盘上的压力突变为 730 Pa.

将涵道风扇的计算结果与实验结果进行对比,涵道的拉力为 102.6 N,风洞实验的结果中,涵道的拉力为 120 N,误差为 14.58%,计算值略偏小,这与文献[17]中通过基于非结构动态嵌套网格方法,对涵道风扇进行非定常 Euler 方程数值模拟结果相一致,图 7 为涵道风扇中垂面的流线图,这也与文献[17]中的结果也极为吻合,由此验证了本文计算方法的合理性.

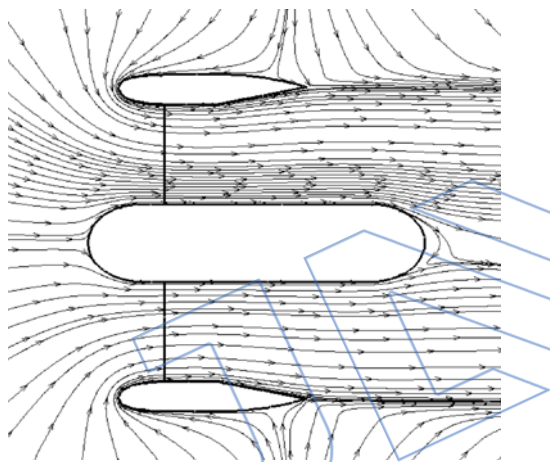


图 7 涵道风扇中垂面流线图
Fig. 7 Streamline on the mid-plan

表 1 为涵道上 6 个区域的拉力分布,对于涵道上小于 0.5 N 的力,忽略不计,取为 0,结果表明,涵道上的拉力主要由涵道的唇口提供,且靠近涵道内部的唇口提供的拉力较大,占到了总拉力的 78.7%,涵道出口靠近涵道内侧的部分产生负拉力,其余部分几乎不提供拉力.

表 1 涵道拉力分布
Table 1 Distribution of duct lift

区域	AB	BC	CG	GK	KL	LA
涵道拉力/N	-8.5	0	80.7	30.7	0	0
总拉力百分比/%	-8.3	0	78.7	30	0	0

以此实验模型作为初始涵道外形,分别采用响应面方法和基于神经网络和遗传算法相结合的

方法对涵道进行优化.

2.2 响应面方法优化结果

由拉丁超立方实验设计方法在设计空间内生成 120 个样本,并由此建立涵道拉力的响应面模型.采用 3 台 4 核主频 2.8 G 的 PC 机进行计算,耗时约为 42 h.

在对本文的响应面模型进行评估中,3 个评估参数分别为 $R^2=0.9996$, $R_{adj}^2=0.9992$,平均误差为 1.8,因此,可以认为本文的响应面模型是合理的.

表 2 给出了响应面方法的优化结果,优化后,涵道的拉力提高至 122.4 N,相比于原始外形下的涵道,拉力增加了 19.8 N,提高了 19.4%.表 3 为优化后涵道上 6 个区域的拉力分布.

表 2 响应面优化结果
Table 2 Optimization result of RSM

	初始涵道	RSM	CFD	误差/%
涵道拉力/N	102.6	121	122.4	1.1

表 3 涵道拉力分布
Table 3 Lift distribution of duct

区域	初始涵道 拉力/N	RSM 优化后 涵道拉力/N	增加的涵道 拉力/N
AB	-8.5	-20.5	-12
BC	0	0	0
CG	80.7	102	21.3
GK	30.7	40.9	10.2
KL	0	0	0
LA	0	0	0

图 8 为响应面方法优化前后涵道剖面翼型的对比,图 9 为优化前后涵道壁面上压力系数的对比,压力系数 C_p 按以下公式确定:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_{tip}^2} \quad (3)$$

其中 V_{tip} 为风扇叶片叶尖处的速度.

如图 9 所示,优化后,靠近涵道内部的唇口上的负压增大,导致涵道出口处的拉力增加.

2.3 神经网络和遗传算法优化结果

采用拉丁超立方生成涵道拉力 BP 神经网络模型的样本为 200,网络训练样本为 160 个,网络测试样本为 40 个.采用 3 台 4 核主频 2.8 GHz 的 PC 机进行计算,耗时约为 70 h.采用遗传算法优

化时,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,最大代数为 300 代.表 4 为神经网络结构图.

涵道,拉力增加了 21.7 N,提高了 21.2%.表 6 为

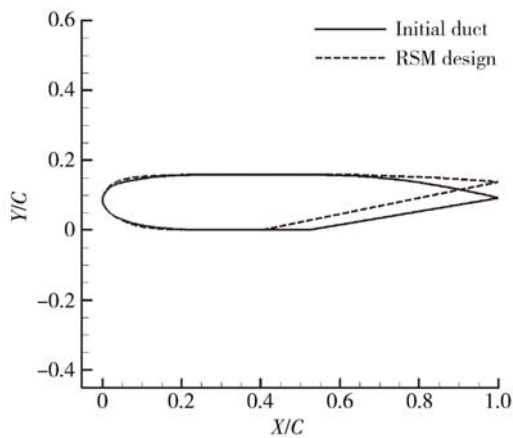


图 8 涵道剖面翼型的对比
Fig. 8 Comparison of duct section

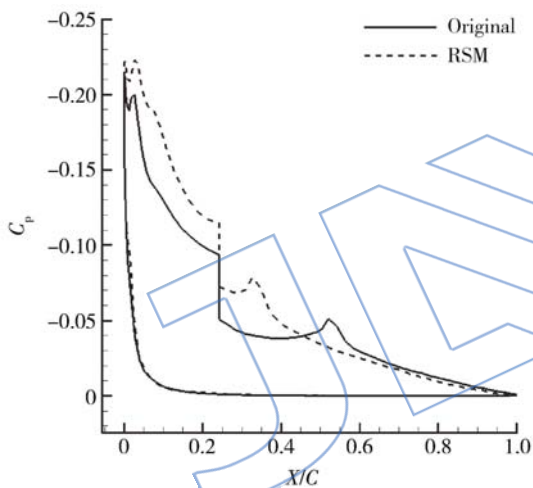


图 9 涵道壁面压力系数对比
Fig. 9 Comparison of pressure distribution

表 4 神经网络结构
Table 4 Neural network structure

参数	隐层	输出层
神经元	10	1
传递函数	正切函数	线性函数

图 10(a)给出了涵道拉力的网络训练历程,经过 300 次的网络训练后,误差为 2.63×10^{-7} ,图 10(b)为 BP 神经网络对测试样本的验证图,神经网络方法预测的结果与本文 CFD 计算结果吻合较好.

表 5 给出了响应面方法的优化结果,优化后,涵道的拉力提高至 124.3 N,相比于原始外形下的

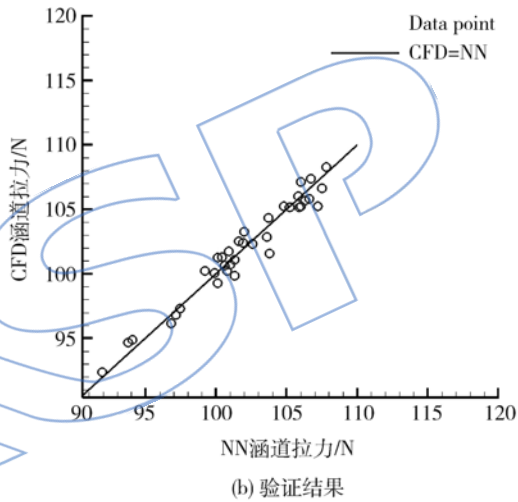
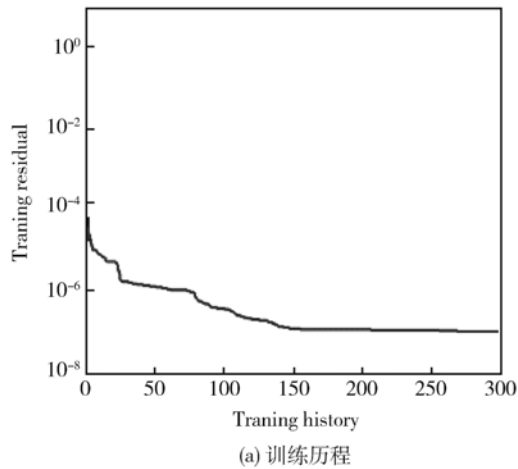


图 10 涵道拉力的训练历程和验证结果
Fig. 10 Training history and validation result of duct lift

表 5 BP 神经网络优化结果
Table 5 Optimization result of BP

	初始涵道	NN	CFD	误差/%
涵道拉力/N	102.6	123.1	124.3	0.9

表 6 涵道拉力分布
Table 6 Distribution of duct lift

区域	初始涵道 拉力/N	NN 优化后 涵道拉力/N	增加的涵道 拉力/N
AB	-8.5	-25.9	-17.4
BC	0	0	0
CG	80.7	112	31.3
GK	30.7	38.2	7.5
KL	0	0	0
LA	0	0	0

优化后涵道上6个区域各自对涵道总拉力的贡献。

图11为BP神经网络方法优化前后涵道剖面翼型的对比。图12为优化前后涵道壁上压力系数的对比,优化后,靠近涵道内部的唇口上的负压也增大。

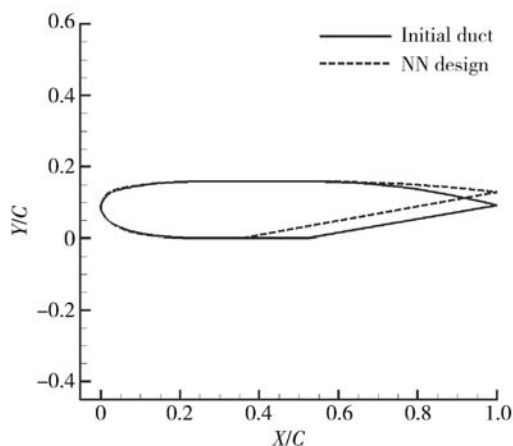


图11 涵道剖面翼型的对比

Fig. 11 Comparison of duct section

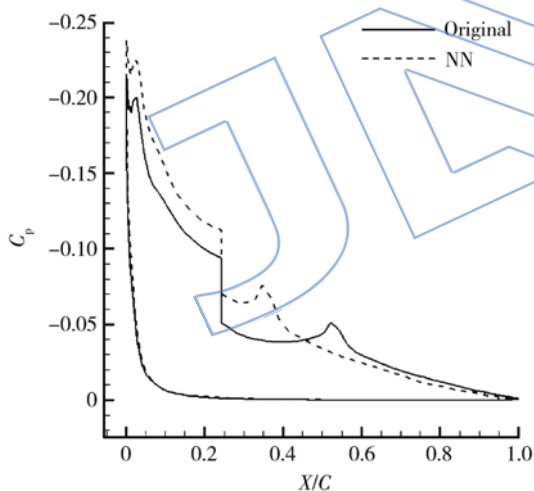


图12 压力系数对比

Fig. 12 Comparison of pressure distribution

3 结论

本文采用动量源方法对涵道风扇进行简化,基于非结构混合网格求解带源项的N-S方程,应用响应面模型和基于神经网络模型对涵道进行气动优化设计,得出以下结论:

- 1) 动量源方法可以有效的模拟涵道风扇流场。
- 2) 结合动量源方法,响应面方法和基于神经网络的遗传算法可以有效地对涵道进行气动优化

设计,本文的优化设计中,通过两种方法优化后,涵道的拉力分别提高了19.4%和21.2%。优化效果明显,神经网络方法样本的计算量高于响应面,优化结果略高于响应面。

3) 通过本文分区的方法,得到涵道拉力在6个区域上的分布。结果表明:本文的涵道提供的拉力主要来自于唇口,且内侧唇口提供的拉力要高于外侧唇口提供的拉力(对于本文的计算模型而言,前者约为后者的2.5~2.9倍),扩张段产生了负拉力,涵道其他壁面处几乎不提供拉力。优化后,涵道增加的拉力也主要来自于涵道内侧的唇口。

参考文献:

- [1] Henry L K, Robert A C. Flight operating problems and aerodynamic and performance characteristics of a fixed-wing, tilt-duct, VTOL research aircraft[R]. NASA TN D-1802, 1963.
- [2] Robert J T, Henry L K. A flight study of the conversion maneuver of a tilt-duct VTOL aircraft[R]. NASA TN D-372, 1960.
- [3] Yaggy P F, Mort K W. A wind-tunnel investigation of a 4-foot-diameter ducted fan mounted on the tip of a semispan wing[R]. NASA TN D-776, 1961.
- [4] Parlett L P. Aerodynamic characteristics of a small-scale shrouded propeller at angles of attack from 0° to 90° [R]. NACA TN-3547, 1955.
- [5] Goodson K W, Grunwald K J. Aerodynamic characteristics of a powered semispan tilting-shrouded-propeller VTOL model in hovering and transition flight[R]. NASA TN D-981, 1962.
- [6] Mort K W, Gamse B. A wind tunnel investigation of a 7-foot-diameter ducted propeller[R]. NASA TN D-4142, 1967.
- [7] Taylor R T. Experimental investigation of the effects of some shroud design variables on the static thrust characteristics of a small-scale shrouded propeller submerged in a wing[R]. NACA TN-4126, 1958.
- [8] Grunwald K J, Goodson K W. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angles of attack from -10° to 10° [R]. NASA TN D-995, 1962.
- [9] 李建波, 高正. 涵道风扇空气动力学特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 680-684.
LI Jianbo, GAO Zheng. Aerodynamical characteristics analysis of ducted fan[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2005, 37(6): 680-684. (in Chinese)
- [10] 徐国华. 直升机涵道尾桨与孤立尾桨的气动特性对比研究[J]. 空气动力学学报, 1995, 13(4): 420-426.
XU Guohua. Comparison and analysis of aerodynamic characteristics between helicopter shrouded and isolated tail rotors[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 1995, 13(4): 420-

426. (in Chinese)
- [11] 于子文,曹义华. 涵道尾桨的 CFD 模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 19-24.
- YU Ziwen, CAO Yihua. CFD simulation and validation of ducted tail rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 19-24. (in Chinese)
- [12] 熊俊涛,乔志德,韩忠华. 响应面方法在跨声速翼型气动优化设计中的应用研究[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(2): 232-236.
- XIONG Juntao, QIAO Zhide, HAN Zhonghua. Improving aerodynamic optimization design of transonic airfoils with response surface methodology for design variables as many as about sixteen[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(2): 232-236. (in Chinese)
- [13] 邓磊,乔志德,熊俊涛,等. 多目标自然层流翼型反设计方法[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1354-1378.
- DENG Lei, QIAO Zhide, XIONG Juntao, et al. Multi-objective inverse design of natural laminar flow airfoils[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(7): 1354-1378. (in Chinese)
- [14] 卢险峰. 最优化方法应用基础[M]. 上海: 同济大学出版社, 2003.
- [15] Hacıoglu A. Augmented genetic algorithm with neural network and implementation to the inverse airfoil design[R]. AIAA-2004-4633, 2004.
- [16] Oyama A, Obayashi S, Nakahashi K, et al. Transonic wing optimization using genetic algorithm [R]. AIAA-1997-1854, 1997.
- [17] 许和勇,叶正寅. 涵道螺旋桨与孤立螺旋桨气动特性的数值模拟对比[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2820-2825.
- XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation and comparison of aerodynamic characteristics between ducted and isolated propellers[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2820-2825. (in Chinese)