

文章编号:1000-8055(2012)06-1368-07

大型水陆两栖飞机翼型优化设计

秦何军, 曾友兵

(中国航空工业集团公司 通用飞机有限责任公司)

中航通飞研究院有限公司 总体气动室, 广东 珠海 519040)

摘 要: 对大型水陆两栖飞机翼型进行了数值优化设计研究, 通过以翼型设计升力系数下的阻力系数最小化为设计目标和以翼型低头力矩、最大升力系数、失速后升力系数下降率作为约束条件的大型水陆两栖飞机翼型优化设计, 在满足翼型相对厚度、最大厚度位置、最大弯度、最大弯度位置符合相应设计范围的情况下, 得到了综合性能较基本翼型提高的新翼型。该设计方法适用于大型水陆两栖飞机的翼型设计, 是一种符合工程应用实际的数值优化设计方法。

关 键 词: 翼型; 数值优化; 水陆两栖飞机; 巡航性能; 失速特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Optimum airfoil design on an heavy amphibious aircraft

QIN He-jun, ZENG You-bing

(Aerodynamics Department, Research Institute Company Limited,

China Aviation Industry General Aircraft Corporation Limited

Aviation Industry Corporation of China, Zhuhai Guangdong 519040, China)

Abstract: The research discussed focused upon the optimal airfoil shape design of a heavy amphibious aircraft. A new airfoil with better general performance was attained through the optimal airfoil design, of which the objective was to reduce the drag coefficient on a given airfoil with constant lift coefficient. Restricted the pitch moment, the maximum lift, and the lift drop rate of stalling angle. Made the relative thick, the maximum camber, and the relative position of the maximum thick according with the design request. This design method is fit for the airfoil design on a heavy amphibious aircraft, and is a better optimal airfoil shape design which is suit for the engineering application.

Key words: airfoil; numerical optimization; amphibious aircraft;
cruise performance; stall characteristic

大型水陆两栖飞机具有高抗浪性、大载重、航程远、航时长等特点。这些特点使飞机设计时需要满足更高的要求、考虑更多的目标和约束条件, 因此大型水陆两栖飞机机翼翼型的设计应具有较为优良的空气动力学性能。

由水陆两栖飞机总体设计可知: ①降低翼型在设计升力系数下的阻力系数可有效提高飞机巡

航性能; ②降低翼型的低头力矩, 有助于降低尾翼配平阻力; ③提高翼型最大升力系数可以降低飞机起飞/着陆/着水速度, 减小飞机起降距离, 提高水陆两栖飞机的抗浪性, 降低对起降场地的要求, 保证飞机的出勤率并扩大其可用范围; ④选择失速特性较缓的翼型可进一步提高飞机的飞行品质, 增加飞行的安全性。

收稿日期: 2011-07-06

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1368_024.html

作者简介: 秦何军(1979—), 男, 重庆忠县人, 助理工程师, 学士, 主要从事飞机参数化建模, 飞机集成设计平台的研究。

翼型设计既要考虑使飞机在巡航状态具有较大的升阻比、较小的低头力矩,又要提高其起降的可用升力,还要使其具备较缓和的失速特性。设计一个具有高升力低阻力,且有较好的失速和俯仰力矩特性的翼型,对大型水陆两栖飞机的设计具有重要的意义。

大型水陆两栖飞机设计还需要考虑其高抗浪性的特点,高抗浪性要求飞机在滑水起飞、着水过程中飞机具备足够的滑水稳定性,而提高飞机的滑水稳定性有两个主要手段:一是设计先进的船体外形,二是降低飞机的滑水速度。因此,使飞机在滑水起飞和着水过程中具备较低的失速速度和较高的可用升力是两个必须考虑的因素。而本翼型设计方法正是出于此方面因素的考虑。

本文在翼型数值优化研究的基础上,引入多种工程设计中需要考虑的约束条件,改进了传统单一提升巡航升阻比为优化目标的设计方法,使设计结果更符合工程应用需要。

1 设计流程及方法

随着 CAD (computer-aided design) 技术、计算流体力学和集成优化软件的迅速发展,使用计算机进行高精度度的数值优化设计方法成为可能。运用数值优化设计方法进行飞机气动外形优化设计,能够通过计算机实现流程自动集成优化,

将几何外形参数化、数值计算同优化软件结合起来。通过对参数化几何外形的不断调整来寻求目标参数的最优值,从而完成最优化设计^[1]。它克服了传统翼型设计方法的许多缺点,在设计方法上更加精确^[2]。流程集成设计示意图如图 1 所示。

要实现流程集成自动优化设计,必须保证优化设计的各个环节都是参数化或者自动化,其几何模型、网格模型、CFD (computational fluid dynamics) 计算模型都必须能反复修改且有较强的适应能力。其几何模型生成应具备高效稳定的参数化驱动机制,较强的参数化适应能力。

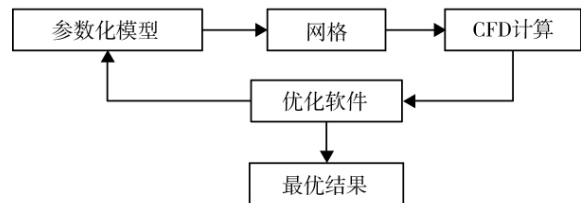


图 1 流程集成优化设计示意图

Fig. 1 Optimization of the design process

基于 CFD 的气动优化设计已成为当前计算流体力学研究的一个重要领域。近年来随着计算技术的飞速发展,许多直接优化方法被引入到优化设计上来^[3]。通过过程集成优化软件集成 CAD 与数值计算软件,设定输入和输出目标及约束条件,建立集成优化设计流程如图 2。

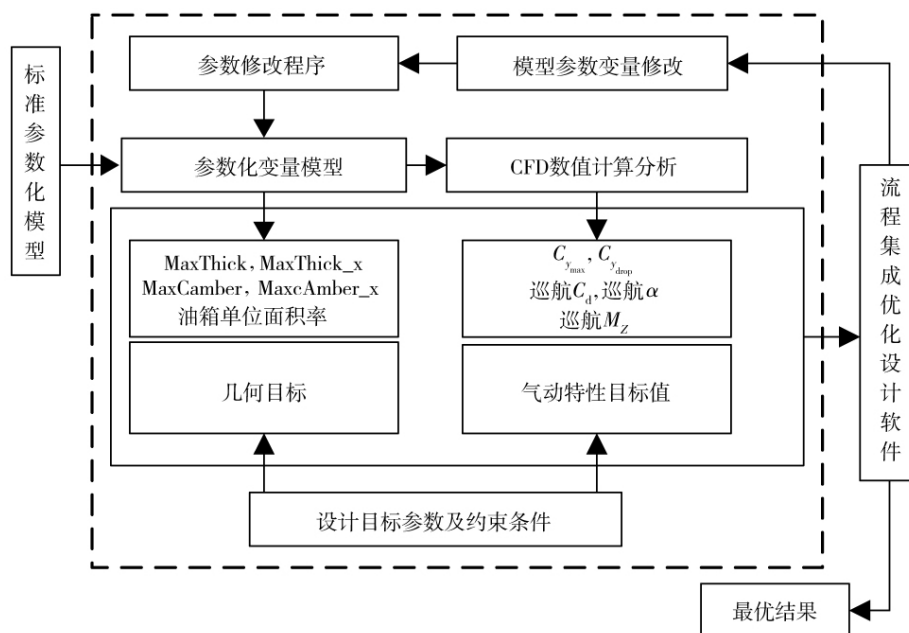


图 2 翼型优化设计流程示意图

Fig. 2 Airfoil optimization process

运用集成优化设计软件进行气动优化设计可以直接对设计目标进行设定. 在处理设计约束时, 可以直接应用各种优化算法, 也可以将有约束问题转化为无约束问题, 将多目标优化问题转化为单目标优化问题, 因而具有较大的灵活性和使用价值. 从本质上说, 气动优化设计是把对设计对象的气动分析与最优化方法相结合, 以计算机为载体, 改变设计对象的气动外形, 使其气动性能在满足给定约束条件的情况下去实现目标值从而达到最优. 采用传统的确定性优化方法只能进行局部优化, 这是由确定性方法本身的性质决定的. 而以遗传算法为代表的随机性方法不仅具有全局性优化的特点, 而且算法的鲁棒性、可靠性和移植性好, 所以遗传算法在工程优化中得到了广泛的应用.

2 几何模型参数化

近年来, 由于 MDO (multidisciplinary design optimization) 的迅速发展, 几何模型参数化方法已成为优化设计中一种不可缺少的建模手段. 各种各样的参数化方法都有其各自的特点和适用范围^[4]. 在使用参数化曲线进行气动外形优化设计中, 贝塞尔曲线、B 样条曲线以及非均匀有理 B 样条 (NURBS) 曲线以其优异的几何表达特性而被广泛的采用^[5-6]. 其中贝塞尔曲线具有以下优点:

1) 曲线通过控制点的起点和终点, 对设计翼型很适用;

2) 起始端两个控制点的连线即为曲线起始端的切线, 终止端两个控制点的连线为曲线终止端的切线, 能将切线角度转化为控制翼型后缘角的参数.

3) 贝塞尔曲线的形状和位置仅与控制点的位置有关, 其几何特性不随坐标系变化而发生改变.

4) 贝塞尔曲线的曲率变化连续.

贝塞尔曲线的每一个曲线线段 (图 3) 都可以用如下的参数方程表示.

$$r(u) = \sum_{i=0}^k r_i f_i(u) \quad u \in [0, 1] \quad (1)$$

其中 r_i 代表 $k+1$ 个控制点, $f_i(u)$ 代表贝塞尔曲线的内插函数.

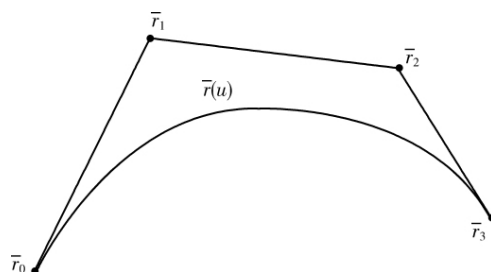


图 3 三阶贝塞尔曲线

Fig. 3 Bezier curve of degree 3

贝塞尔曲线采用 Bernstein 多项式作为其内插函数, 如下:

$$r(u) = \sum_{i=0}^k r_i B_{k,i}(u) \quad u \in [0, 1] \quad (2)$$

其中 $B_{k,i}(u) = C(k, i) u^i (1-u)^{k-i}$, $C(k, i)$ 为二项式定理所定义的系数值.

$$C(k, i) = \frac{k!}{i!(k-i)!} \quad (3)$$

如果贝塞尔曲线有 $(k+1)$ 个控制点, 其 $B_{k,i}$ 的多项式的幂数为 k , 而阶数为 $k+1$, 因此使用 4 个控制点, 贝塞尔曲线的参数方程式可以表示为

$$\begin{aligned} r(u) = & (1-u)^3 r_0 + 3u(1-u)^2 r_1 + \\ & 3u^2(1-u) r_2 + u^3 r_3 = B_{3,0}(u) r_0 + \\ & B_{3,1}(u) r_1 + B_{3,2}(u) r_2 + B_{3,3}(u) r_3 \end{aligned} \quad (4)$$

利用贝塞尔曲线的上述特性, 可以很方便的将翼型进行参数化描述. 如图 4, 将翼型分为上下两条曲线, 通过 $P_1 \sim P_8$ 以及 0 点 (翼型的理论前

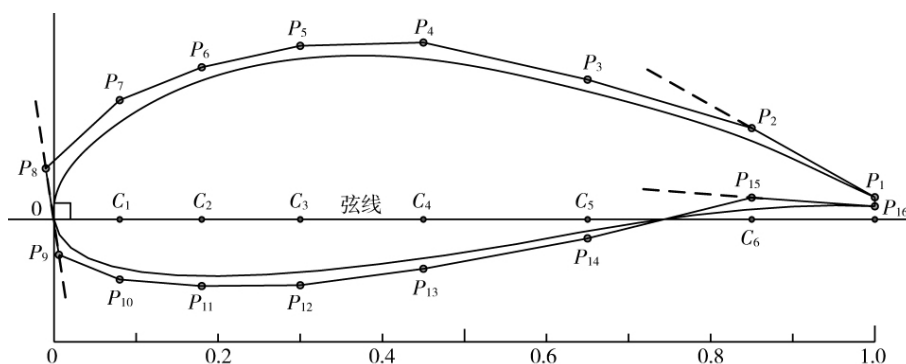


图 4 翼型描述示意图

Fig. 4 Diagram description of airfoil

缘点)作为控制点生成上半部曲线,通过 0 点以及 $P_9 \sim P_{16}$ 作为控制点生成下半部曲线。在翼型弦线上选择合适的点($C_1 \sim C_6$),将其横坐标作为上下曲线对应控制点的横坐标,既可将其作为参数变量,亦可将其作为常量,在优化设计中,通过改变 $P_1 \sim P_{16}$ 各点的纵坐标,实现翼型外形的改变。

通过示意图可看出, P_1 与 P_{16} 点的纵坐标之差即为翼型后缘厚度,若将通过翼型后缘点的上下曲线的切线与弦线的夹角作为设计变量,那么根据贝赛尔曲线的特性, P_2 与 P_{15} 点必在切线上,且其纵坐标值则可以通过计算得出。

要保证上下两条曲线在前缘点的连续性,则通过 P_8 与 P_9 点的直线必须过 0 点,若将此直线与纵轴之夹角作为翼型前缘切角变量,则 P_8 与 P_9 点只需将横坐标(或者纵坐标)作为设计变量,其纵坐标(或横坐标)则可由计算得出。

在实现模型参数化的过程中,常用的是使用编程方法或者 CAD 二次开发绘制曲线,并实现参数的关联和驱动。常规的 CATIA (computer-graphics aided three-dimensional interactive application) 二次开发设计翼型参数化模型的方法是将通过翼型的一系列点导入 CATIA,然后开发自动绘制程序实现翼型生成^[7]。这种方法过于繁琐,不利于翼型的参数化设计。通过研究 CATIA 的 Automation 技术,以 VB6.0 编程语言为工具,进行进程外访问 CATIA,开发出能驱动 CATIA 完成翼型参数化 CAD 建模的应用程序^[8]。由于 CATIA 本身具备生成贝塞尔曲线的能力,若利用控制点生成翼型的方法,先绘制一个标准翼型模型,再通过程序驱动 CATIA 自动修改控制点和角度变量参数,同时输出翼型的几何特征参数,则几何模型参数化过程大为简化且适应性更强。

3 气动特性计算及优化方法

本文采用的数值优化设计中,数值计算部分采用了求解 Navier-Stokes 方程来实现。计算目的是为了获得每个翼型样本在设计升力系数下的阻力系数以及翼型的最大升力系数、失速后升力系

数的下降率^[9]。整个计算的流程分为三个部分:网格自动划分、数值求解、计算结果处理与输出。

网格划分部分采用了 Ansys ICMCFD (integrated computer engineering and manufacturing code for computational fluid dynamics) 软件,利用该软件的脚本功能,录制了将翼型样本 CAD 文件导入、网格拓扑文件导入、拓扑点关联、网格生成和输出的脚本文件。利用操作系统平台下的命令行或 shell 全自动的执行网格划分工作,并将生成的网格文件保存在工作目录下。

数值求解部分采用了 Ansys CFX 软件,同样利用该软件的脚本功能,读入上一步生成的 CFD 计算网格,进行流场求解参数设置,包括大气属性、边界条件、初始化条件、求解精度、湍流模型、时间格式等^[10-11]。求解采用定常时间格式、 $k-\epsilon$ (shear stress transport, 简称 SST) 转捩湍流模型、二阶空间差分格式进行计算。每个翼型样本采用了 8 次计算来获得其相关气动特性,计算工况包括 0.5, 16, 17, 18, 19, 20 和设计升力系数攻角。设计升力系数下的阻力系数通过 0° 和 5° 迎角的升力系数值插值的设计升力系数攻角计算获得。翼型的最大升力系数和失速后升力系数下降率通过计算 $16^\circ \sim 20^\circ$ 迎角的升力数据获得。

以上插值和数据处理部分通过 C++ 程序实现。插值采用线性插值和二次插值。完成单个样本翼型计算后,程序获得相关气动特性输出:设计升力系数下的安装角、巡航阻力系数、最大升力系数和失速后的升力系数下降率。翼型失速后的升力系数下降率计算公式为

$$C_{y_{\text{drop}}} = \frac{C_{y_{\text{max}}} - C_{y_{a_{ij}+1}}}{C_{y_{\text{max}}}} \quad (5)$$

4 设计案例

以 NACA 23018 的各项数据为参考,结合水陆两栖飞机特殊的空气动力学设计要求,确定所设计翼型的各项几何和空气动力学目标参数及约束条件。选择设计翼型的弦长为 $C=5\,000\text{ mm}$ 。翼型几何参数如表 1 所示。

表 1 翼型几何参数表
Table 1 Airfoil geometry

$P(n)$	P_1	P_2	P_3	P_4	P_5	P_6	P_7	P_8	P_9	P_{10}	P_{11}	P_{12}	P_{13}	P_{14}	P_{15}	P_{16}
X	1 000	C_6	C_5	C_4	C_3	C_2	C_1	*	*	C_1	C_2	C_3	C_4	C_5	C_6	1 000
Y	$P_1(Y)$	$P_2(Y)$	*	*	*	*	*	$P_8(Y)$	$P_9(Y)$	*	*	*	*	*	$P_{15}(Y)$	$P_{16}(Y)$

* 为此次算例中的设计变量。

在此算例中,设定 $C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6$ 为常量,其数值为

$$(C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6) = (0.08, 0.18, 0.3, 0.45, 0.65, 0.85)C$$

设定

$$P_1(Y) = 2, P_{16}(Y) = -2$$

角度变量

$$\alpha_{up}(8, 12); \alpha_{down}(7, 11); \alpha_f(6, 10)$$

后缘厚度

$$|P_1(Y) - P_{16}(Y)| = 4$$

后缘中点高度

$$[P_1(Y) + P_{16}(Y)]/2 = 0$$

设定几何目标参数及约束条件如下:

最大厚度

$$t_{max} \geq 18\%C$$

最大厚度相对位置

$$t_{max,x} = (0.25 \sim 0.35)C$$

最大弯度

$$f_{max} \geq 2.15\%C$$

最大弯度点弦长位置

$$f_{max,x} = (0.18 \sim 0.25)C$$

设定空气动力学目标参数及约束条件如下:
巡航设计升力系数

$$C_{ld} = 0.6$$

设计阻力系数

$$C_{dd} \leq 0.0045$$

设计巡航迎角

$$3^\circ \leq \alpha_d \leq 5^\circ$$

俯仰力矩系数

$$C_{md}(0, -0.005)$$

失速迎角

$$\alpha_s \geq 17^\circ$$

最大升力系数

$$C_{l,max} \geq 1.745$$

过失速点后升力系数下降率

$$C_{l,max,drop} \leq 2\%$$

在集成优化设计软件中,设定好以上参数常量及变量和约束条件,建立优化设计流程如图 5. 选择 MOO(multi-objective optimization)多目标优化方法中的遗传算法作为优化设计方法^[12],目

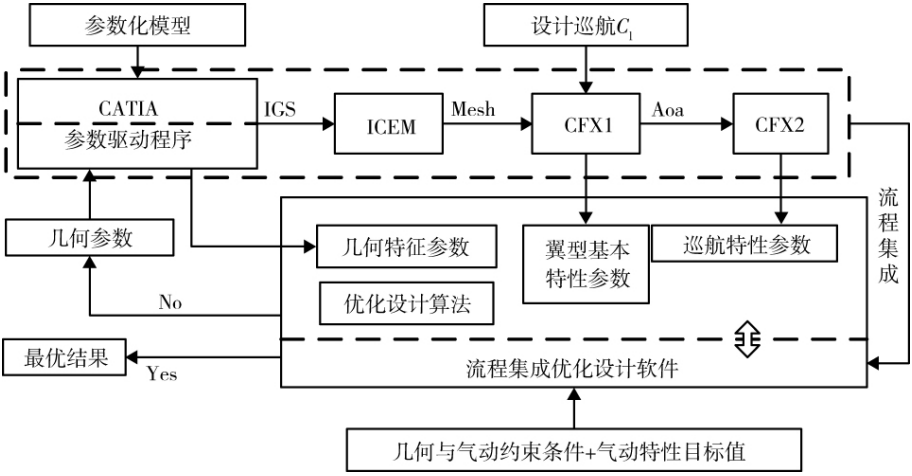


图 5 算例计算流程图

Fig. 5 Airfoil optimization process

表 2 最优结果参数表

Table 2 Optimal results

$P(n)$	P_1	P_2	P_3	P_4	P_5	P_6	P_7	P_8
X	1000	C_6	C_5	C_4	C_3	C_2	C_1	6.8
Y	2	29.8	68	95.94	118.23	112.95	92	42.93
$P(n)$	P_9	P_{10}	P_{11}	P_{12}	P_{13}	P_{14}	P_{15}	P_{16}
X	-5.5	C_1	C_2	C_3	C_4	C_5	C_6	1000
Y	-34.73	-51	-68	-72	-68.92	-49.94	-22.1	-2

标函数包括设计升力系数下的阻力系数和最大升力系数,约束条件包括翼型低头力矩、翼型最大厚度、最大厚度位置、最大弯度、最大弯度位置等。目标权重两个目标值各 50%。最终得出优化设计结果如表 2 所示。

5 结果分析

为了对设计方法和设计结果进行准确的分析和判断,用本文中的气动计算方法,计算出参考翼型 NACA 23018 的各项气动特性曲线,并与优化设计的翼型进行对比分析。

由于限制了翼型相对厚度不小于 18%,优化后的翼型厚度和 NACA 23018 基本相同,最大厚度位置基本一致。优化翼型弯度略有增加,后缘角略有下降。翼型外形对比如图 6 所示。

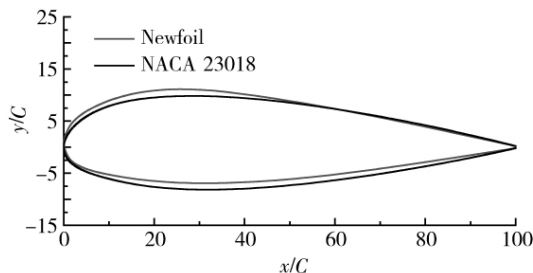


图 6 翼型外形对比图

Fig. 6 Airfoil shape comparison chart

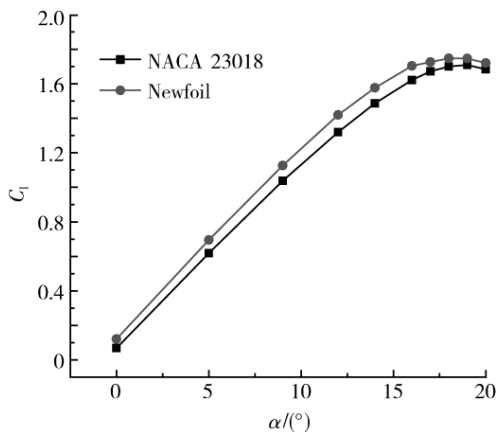


图 7 升力系数曲线

Fig. 7 Lift coefficient curve

从图 7 升力特性来看,优化翼型升力线斜率稍微高于原始翼型,设计升力系数下的阻力系数从 0.009 27 变化为 0.008 43,最大升力系数从 1.68 上升到 1.736,失速迎角从 19°下降到 18°,失速迎角处的升力下降率从 2.1% 下降到 0.78%。

由此可见,优化翼型在升力线斜率、最大升力系数以及失速特性方面有综合性的改善,虽然阻力系数并没有减小多少,失速迎角有一度的下降,但仍在可接受的范围。

优化翼型在正攻角范围内,阻力系数比 NACA 23018 略低,加上其升力系数的提高,在起降及巡航阶段皆有较高的升阻比。阻力特性曲线如图 8 所示。

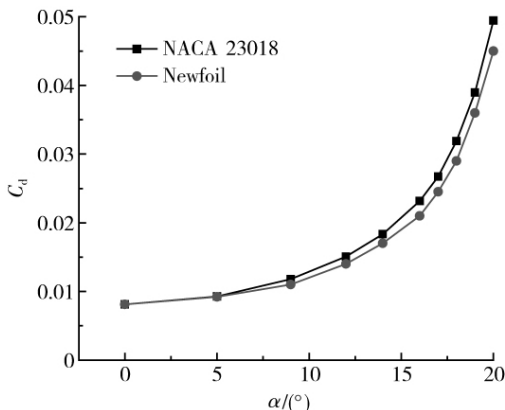


图 8 阻力系数曲线

Fig. 8 Drag coefficient curve

从图 9 可看出,俯仰力矩系数比原始翼型总体来说偏高,也就是低头力矩比原始翼型低,由此可减小平尾所带来的配平阻力,提升了飞机的巡航性能。

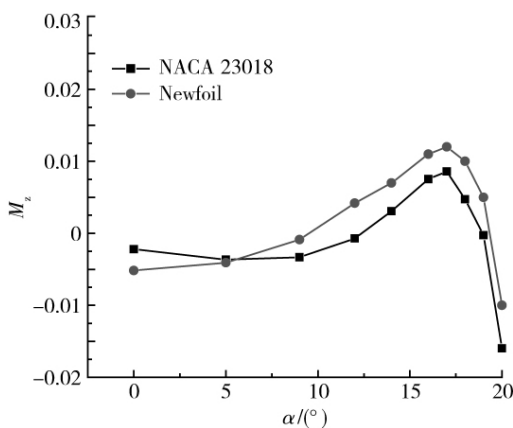


图 9 俯仰力矩系数曲线

Fig. 9 Pitching moment coefficient

从 NACA 23018 翼型的计算结果来看,其结果与标准 NACA 23018 翼型的试验气动特性数据基本符合,其误差在可接受的范围内。说明本方法基本可以满足对翼型气动特性的计算。

6 结 论

本文从工程应用层面,对翼型数值优化设计进行了初步尝试.综合考虑水陆两栖飞机设计中存在的各种约束条件,并对模型参数化方法进行了改进.在气动特性计算方面,相对常用的面元法、位势流、欧拉方程,该方法计算较为准确.得出了较为理想的设计结果,且结果更加适用于飞机的工程应用设计.

同时应该指出,由于二维数值计算的结果和三维机翼的真实情况存在一定的差异,即使最优化的二维翼型生成的三维机翼,其性能也不一定达到预期目的^[13-14].下一步的研究重点是直接采用三维数值优化设计,并考虑结构、质量等优化目标和约束条件,同时解决由于三维高精度数值模拟带来的计算周期过长的问题,从而提高本方法的计算效率.

参考文献:

- [1] 邱志平,张宇星.智能优化算法在飞机总体设计中的应用[J].航空学报,2009,30(1):62-67.
QIU Zhiping, ZHANG Yuxing. Application of intelligent optimization algorithm on aircraft configuration design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. 2009, 30(1): 62-67. (in Chinese)
- [2] 王晓璐,朱自强,刘周,等.基于 N-S 方程的翼型双设计点双目标优化设计[J].北京航空航天大学学报,2006,32(5):503-507.
WANG Xiaolu, ZHU Ziqiang, LIU Zhou, et al. Bi-point/bi-objective optimization design of airfoil using N-S equations [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(5): 503-507. (in Chinese)
- [3] Akahashi T T, Coopersmith R M. Wing section design for a long-range hydrofoil transport[R]. AIAA 2002-0832, 2002.
- [4] Vandenbrande J H, Grandine T A, Hogan T. The search for perfect body: shape control for multidisciplinary design optimization[R]. AIAA-2006-0928, 2006.
- [5] Jameson A. Aerodynamic shape optimization for aircraft design[R]. Beijing: 6th World Congress of Computational Mechanics, 2004.
- [6] Sobieczky H. Parametric airfoils and wings[J]. Note on Numerical Fluid Mechanics, 1998, 68(1): 71-88.
- [7] 胡添元,余雄庆.基于 CATIA 二次开发的飞翼外形参数化建模[J].飞机设计,2007,27(6):10-13.
HU Tianyuan, YU Xiongqing. A parametric modeling of flying-wing configuration using API in CATIA [J]. Aircraft Design, 2007, 27(6): 10-13. (in Chinese)
- [8] 胡挺,吴立军. CATIA 二次开发技术基础[M].北京:电子工业出版社,2007.
- [9] Velden A V, Forbrich D. Use of aerodynamics shape optimization of a large transonic aircraft [R]. AIAA-97-2274, 1997.
- [10] Baysal O. Aerodynamic shape optimization methods and applications[R]. San Francisco, CA: World Aviation Conference, 1999.
- [11] Manning T A, Gage P J, Nguyen J M. ComGeom: a geometry tool for multidisciplinary analysis and data sharing[R]. AIAA-2004-4303, 2004.
- [12] Velden A V, Forbrich D. Use of aerodynamics shape optimization of a large transonic aircraft [R]. AIAA-97-2274, 1997.
- [13] Obayashi S, Takanashi S. Genetic optimization of target pressure distributions for inverse design methods[R]. San Diego: 12th AIAA Computational Fluid Dynamics Conf., 1995.
- [14] Quagliarella D, Cioppa A D. Genetic algorithms applied to the aerodynamic design of transonic airfoil[R]. AIAA-94-1896-CP, 1994.