

文章编号: 0258-1825(2012)03-0394-06

工程约束下基于自由曲面方法的机头气动修形设计

黄杉¹, 宋文滨¹, 周峰², 汪君红², 张美红²

(1. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240; 2. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 200232)

摘要:二次曲线由于其良好的几何特征,在传统的飞机建模过程中得到较多的应用,但是单一的控制参数使其外形变化受到限制,而灵活的外形变化恰是 NURBS 曲线的主要特点。根据飞机设计过程中总体布局要求及人机工效约束条件,采用 NURBS 曲线曲面方法,使用控制点位置的相对长度与角度为设计参数,在飞机机头参数化建模过程中融入相关的工程约束,通过 CFD 计算分析,对设计参数进行优化,得到符合要求的模型;并尝试在风挡区域增加一条横向控制线,调节风挡局部区域的气流流动。结果表明,采用 NURBS 方法可以得到符合设计要求的机头外形,而且对外形的控制更加灵活;增加风挡区域的横向控制线改善了风挡局部区域的气流流动。

关键词:NURBS; 单曲风挡; 几何参数化; CFD; 横向控制线

中图分类号:V223 **文献标识码:**A

0 引言

民用飞机在全机升力系数基本确定的情况下,需要尽可能减小全机阻力,提高飞机升阻比,进而提高飞机的巡航效率,改善飞机的使用经济性。而机身对全机阻力的贡献相当可观,机头作为机身的一部分,需要对其进行细致的修形设计,尽可能减小机头阻力,同时为了降低气动噪声的影响,也要尽可能消除机头部位的超声速区。然而由于驾驶舱要满足驾驶员人机工效要求,同时布置了各式各样的驾驶仪、安装了雷达及其他一些系统设备,因此机头的设计,既要满足繁多的约束条件,又要尽可能降低机头阻力及超声速区,获得较优的气动特性,具有比较大的难度。

机头外形在几何参数化方面需要综合考虑外形满足多项约束条件,变形范围符合机头的要求,又易于和优化算法进行耦合等多方面因素。飞行器几何外形的参数化方法有:型函数法、多项式函数和样条方法,偏微分方程法和基于 CAD 技术的曲线曲面造型方法等。其中,型函数法适用范围有限,偏微分方程法局部性控制较差,而基于 CAD 方法的造型也存在自动生成网格方面的不足^[1]。NURBS 方法虽然属于基于 CAD 方法造型的范畴,但其在几何设计系统中可使用统一的数学模型表示自由曲线曲面,易于

修改,具有良好的几何特性^[2],后期也可结合高效的优化算法快速得到最优解^[3-4]。Meaux^[5]等人研究用 NURBS 曲线曲面优化复杂的三维模型;Lepine^[6]等人利用 NURBS 来逼近翼型与机翼,并在反设计气动优化问题中用作设计变量,结果表明用 13 个或者更少的控制点,NURBS 能够精确的表示翼型。

本文主要针对民用飞机单曲风挡机头,采用自由曲面的参数化建模与 CFD 计算相结合的方法进行修形设计。首先根据约束条件采用 NURBS 参数化方法成形机头外形,在满足约束条件的基础上,对其进行 CFD 计算,分析影响机头气动特性的外形因素,从而进行下一步的修形设计。如此往复迭代,直至获得具有理想气动特性的机头模型。对于机头的修形设计,消除超声速区以降低气动噪声和减小阻力同样重要,而前者所反映的流场品质难以用明确的定量指标来衡量,这也是与一般的气动优化问题的差别所在。因此,直接与数值优化方法耦合进行寻优存在一定的困难,本文采用人工修形和优化方法相结合的思路。结果表明,NURBS 方法提高了飞机机头设计的灵活性。

1 机头约束条件

机头的约束条件主要从以下几个方面给出:驾驶

* 收稿日期:2010-12-09; 修订日期:2011-01-25

基金项目:中国商飞上海飞机设计研究院项目(10GFZ-ZZX-017)

作者简介:黄杉(1985-)男,山东临沂人,硕士研究生,主要研究方向:飞行器气动外形优化设计。E-mail: sean@sytu.edu.cn

舱设备布置、使用、驾驶员活动空间、视界等人机工效要求、前起落架收放空间要求、雷达安装和使用空间要求、结构预留空间要求等。

根据以上几个方面,总体布置给出如下具体约束条件:

- (1) 眼位正前方与风挡距离;
- (2) 视界与风挡的交线最前点距机头前点的距离;
- (3) 风挡倾斜角范围;
- (4) 顶部板前缘与机头外蒙皮的最小距离、顶部板后缘与机头外蒙皮的最小距离、侧壁板与外蒙皮的最小距离;
- (5) 气动设计要求全机阻力最低,并且在设计点处机头上方没有超声速区。

同时机身等直段位置及剖面形状由气动布局给出。这些约束条件限制了机头外形设计的变化范围,在使用 CFD 的修形过程中必须满足。

2 机头气流流动

图 1 说明了机头处的气流流动状态:这部分气流的主要特性由图中的 A 点和 B 点决定。气流的流速在连续部分与来流接近,从 A 点到 B 点气流的速度是增加的,但是当遇到像风挡与机头交接处的间断点时,就会出现比较复杂的结果。在驾驶舱区域会出现激波,进而导致超声速区的出现,这增加了机头的阻力,并且会产生气动噪声。如果机头前段的设计合理,就能避免激波的出现^[7]。

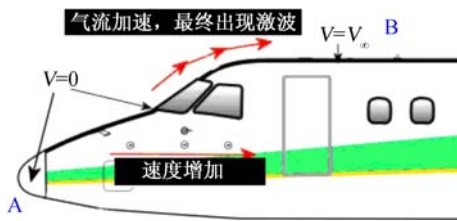


图 1 机头气流流动^[7]

Fig. 1 Typical airflow behavior in the forward fuselage

3 机头参数化建模

3.1 机头外形定义方法

机头各控制点、线以眼位、机头前点及等直段剖面站位为基准,根据约束条件得到,如图 2 所示。最大宽度线将机头曲面分为上、下两部分,上、下零纵线为上、下曲面与对称面的交线^[8],风挡竖直后掠线控制风挡曲面的竖直后掠角,上、下视界线控制风挡区曲面范围。

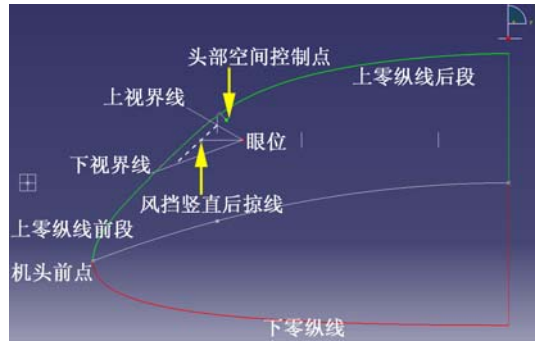


图 2 机头约束控制点、控制线示意图

Fig. 2 Sketch of the nose control points and curves

3.2 机头控制线参数化方法

单曲风挡机头的上零纵线可视为被风挡分为前后两段,上零纵线后段所用的控制点选取的方法如图 3 所示。

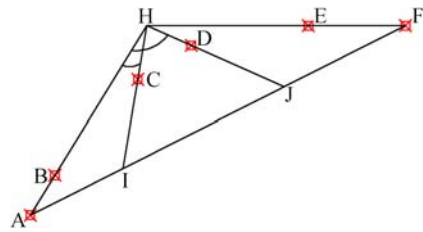


图 3 上零纵线后段建模方法

Fig. 3 Definition of aft upper control curve

B 在 AH 上的比率 $\rho_b = AB/AH$, E 在 FH 上的比率 $\rho_e = FE/FH$, 直线 HI 为直线绕点 H 旋转一定角度得到的, C 在 HI 上的比率 $\rho_c = HC/HI$, 直线 HJ 为直线绕点 H 旋转一定角度得到的, D 在 HJ 上的比率 $\rho_d = HD/HJ$, 这样得到 A、B、C、D、E、F 六个控制点,由于点 A 与点 F 为固定点,所以实际的参数为 $\rho_b, \rho_e, \rho_0 = \frac{\angle AHI}{\angle AHF}, \rho_c, \rho_1 = \frac{\angle AHJ}{\angle AHF}, \rho_0$ 六个变量。

上零纵线前段与下零纵线的建模方法与上零纵线后段方法相似,不同之处是控制点数目为五个,实际的控制参数也只有四个。

应用上述的参数化建模方法,虽然控制参数比较多,控制起来相对复杂,但可以保证控制线两端相切连续,外形变化范围也控制在三角形之中,避免了无约束条件下外形变化的随意性。并且各个控制参数均使用相对坐标来表示,变化范围为(0,1),这样易于与优化算法结合。

3.3 机头外形成形

单曲风挡机头的成形比较复杂。首先确定上、下零纵线和最大宽度线,然后生成单曲主风挡曲面。生成主风挡后,得到上后曲面与下部曲面,在上后曲面

与主风挡之间生成侧风挡曲面,最后生成剩余曲面,得到的机头参数化模型如图 4 所示。其中,主、侧风挡曲面的生成是难点,不仅要考虑曲面的质量^[9],还要满足眼位与机头曲面距离的要求和驾驶员头部空间及侧边空间要求。

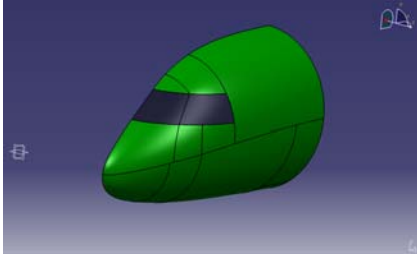


图 4 单曲风挡机头外形

Fig. 4 Single-curvature windshield nose model

4 CFD 分析及修形

4.1 初始构型气动计算及分析

设计点条件为:高度 $H=11000\text{m}$,马赫数 $Ma=0.785$,迎角 $\alpha=2^\circ$ 。

在 ANSYS ICEMCFD 中对全机划分网格, Y^+ 取 1×10^{-5} ,得到网格数目为 3 762 816,如图 5 所示。

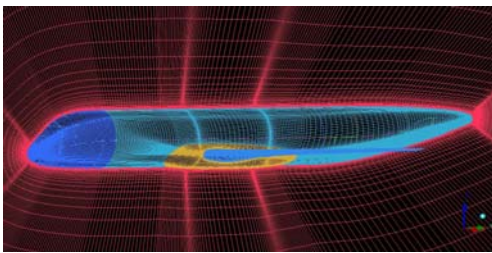


图 5 ICEMCFD 中的全机网格

Fig. 5 Model grid in ICEM CFD

对初始构型进行气动计算及分析,单曲风挡机头在设计点处驾驶舱上部会出现超声速区,并且机头上的压力分布不理想,如图 6 所示。对于驾驶舱上部的超声速区是由于上零纵线后段曲率变化大导致的,如图 7 所示。

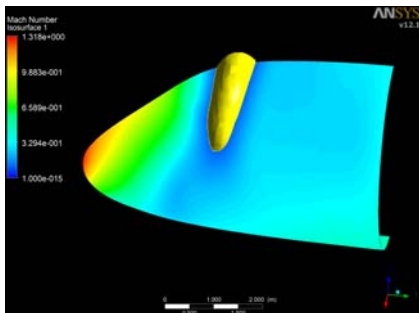


图 6 初始构型在设计点处的气动特性

Fig. 6 Original model aerodynamic characteristics

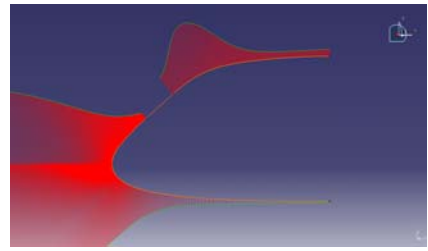


图 7 上、下零纵线曲率分析

Fig. 7 Curvature of control curves

机头部位空气流动由于呈锥形流动特性,所以不仅要考虑沿机身纵向的流动,还要考虑展向流动。对于纵向流动,其与上零纵曲率有直接关系,而对于展向流动则与机头最大宽度线及框截面曲线曲率有关。又由于内部布置的要求,上零纵曲率拐点(曲率最大点)及最大宽度控制点基本确定,这给机头的修形增加了不变约束,修形空间被压缩。尽管如此,本文还是在约束多且苛刻的前提下对单曲风挡机头构型进行修形,并取得了可观的结果。

4.2 修形后气动计算及分析

根据 4.1 节的分析,调节上零纵线后段的控制参数值,经过几轮的迭代,得到修形后的结果及控制线曲率,如图 8 与图 9 所示。

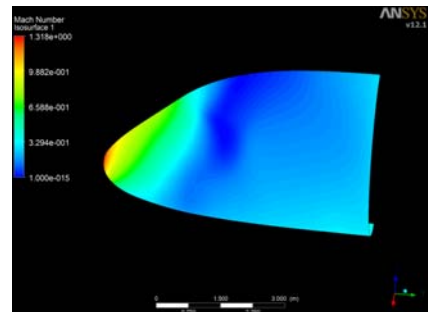


图 8 修形后的机头在设计点处的气动特性

Fig. 8 Contour of Mach number after reshaping

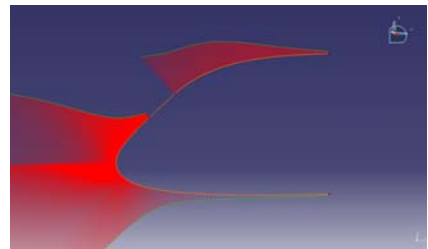


图 9 修形后上、下零纵线曲率分析

Fig. 9 Curvature of control curves after reshaping

此时驾驶舱上部不存在超声速区,相应的压力云图分布均匀,机头部位具有很好的流场品质。同时,对优化前后机头的升阻力进行分析,可以观察到,修形后机头升阻比提高 4.8%,见表 1。

表 1 机头修形前后气动力系数
Table 1 Comparison between original and reshaped nose geometry

	C_L	C_D	C_L/C_D	升阻比增加
初始构形	0.561169805	0.027930274	20.09181134	4.8%
优化构形	0.561683154	0.027825917	20.18561186	

5 风挡区域的横向控制线

5.1 问题分析

在第 4 部分中,发现在风挡局部区域容易出现一个气流加速区,调节上、下零纵线的参数对风挡区局部区域的影响并不是很大,因此仿照上、下零纵线的建模方法,希望在风挡区域添加一条或几条横向控制线,来进一步改善风挡局部区域气流流动状态,调节风挡区域的压力梯度,使气流加速区降至最小。这里先研究一条横向控制线时的情况。

5.2 机头成形

风挡横向控制线的建模方法与上零纵线后段的建模方法相似,用六个参数来控制曲线,得到的机头模型如图 10 所示。

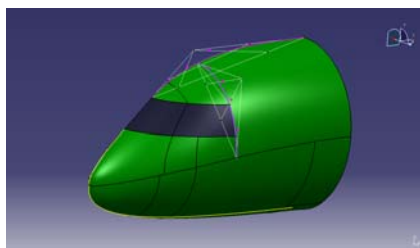


图 10 带有横向控制线的机头模型

Fig. 10 Nose model with transverse control curve

5.3 结果优化及对比

在 CFD 计算之前,首先要使横截面控制线的形状尽可能与之前没有横截面控制线时的曲线形状相类似,得到符合气动要求的初始构形,然后通过调节横向控制线的参数,对风挡区域的流动状态进行改善,进而得到优化后的构形,如图 11 与图 12 所示。

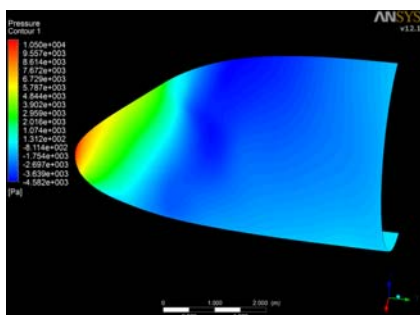


图 11 初始构形在设计点处的压力云图

Fig. 11 Pressure contour of the original model

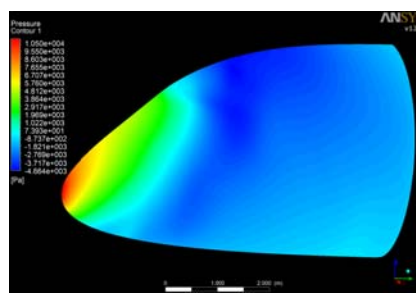


图 12 修形后的机头在设计点处的压力云图

Fig. 12 Pressure contour of the reshaped geometry

修形前后过风挡区域得到的截面压力梯度结果对比如图 13 与图 14 所示。

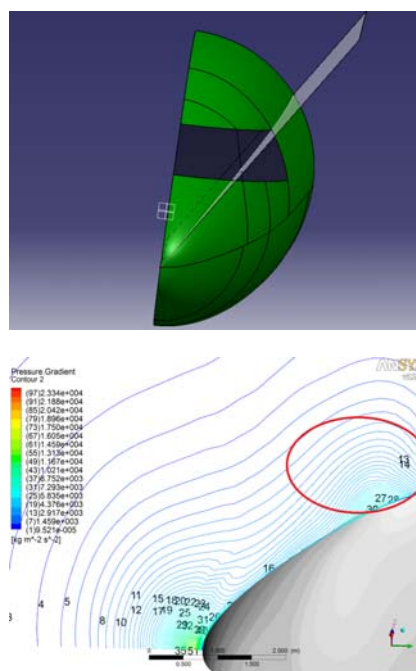
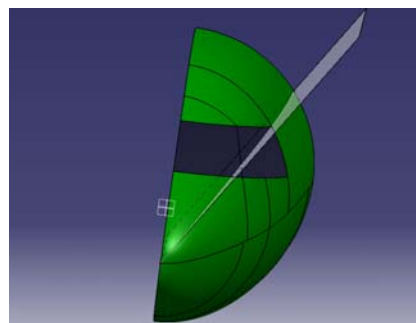


图 13 初始构型截面压力梯度云图

Fig. 13 Sectional view of original model pressure gradient

在以上压力梯度云图中,标记的数字与位于图左边的压力梯度值相对应。可以看出,图中标记出的区域即风挡区域,修形后的压力梯度值小于初始构型的压力梯度值,说明在风挡区域增加横向控制线对风挡区域气流流动的调节是有作用的。



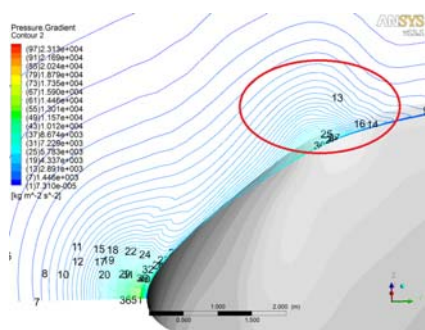


图 14 修形后截面压力梯度云图

Fig. 14 Sectional view of model pressure gradient after aerodynamic design

6 结 论

(1) NURBS 方法构造参数化外形应用在工程设计中,能够得到符合设计要求的机头外形,并且提高了外形设计的灵活性。在参数化建模过程中融入了工程约束,保证了结果的可行性。

(2) 机头控制线设计参数均使用相对坐标值,变化范围为(0,1),这方便与高效的优化算法相结合得到最优解。但机头修形的目标是改善机头处的流场特性,而流场特性又难以用定量的方法来描述,应用完全自动化的优化过程是有困难的,本文提出半自动化的人工修形过程来解决这一问题。

(3) 以往的机头控制线都为纵向的,对于风挡区域的调节并不理想。本文通过在风挡区域增加横向控制线的方式,改善了风挡局部区域的气流流动,减小了机头压力梯度变化。

致谢: 本项研究得到上海市“大飞机创新工程”及中国商飞相关项目资助。

参 考 文 献:

- [1] 侯粉,徐敏. 基于 NURBS 方法的气动外形优化设计[J]. 计算机工程与应用, 2008, 44(28): 211-213.
- [2] DIEGL L, TILLER W. The NURBS book[M]. German: Springer, 1997.
- [3] PAINCHAUD-QUELLET S, TRIBES C. Airfoil shape optimization using nurbs representation under thickness constraint[A]. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C]. Reno, Nevada; 2004-1095.
- [4] SONG W B, KEANE A J. A Study of shape parameterization methods for airfoil optimization [A]. 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference[C]. Albany, New York; 2004-4482.
- [5] MEAUX M, CORMERY M, VOIZARD G. Viscous aerodynamic shape optimization based on the discrete adjoint state for 3D industrial configurations[A]. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering[C]. Jyvaskyla, 2004.
- [6] LEPINE J, GUIBAULT F. Optimized nonuniform rational b-spline geometrical representation for aerodynamic design of wings[J]. AIAA J., 2001, 39(11): 2033-2041.
- [7] BENTO SLIVA de MATTOS, RAMON PAPA, LUIS CARLOS de CASTRO SANTOS. Considerations about forward fuselage aerodynamic design of a transport aircraft[A]. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit[C]. Reno, Nevada; 2004.
- [8] 乔朝俊. 民用飞机外形参数化技术研究[A]. 几何设计专业委员会第七次学术交流会[C]. 乌鲁木齐, 2006.
- [9] 郭展志. CATIA 中曲线、曲面的光顺性检查及修形处理的方法[A]. 几何设计专业委员会第六次学术交流会[C]. 西宁, 2004: 0433-02.

Aerodynamic design of forward fuselage using NURBS with engineering constraints

HUANG Shan¹, SONG Wen-bin¹, ZHOU Feng², WANG Jun-hong², ZHANG Mei-hong²

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute of COMAC, Shanghai 200232, China)

Abstract: Conic curve is mostly used in traditional aircraft design process due to its good geometric characteristics, but its ability of shape deformation is limited to its single control parameter, while flexible shape deformation is the main characteristic of NURBS (Non-Uniform Rational B-Splines) curve. According to the configuration layout and the ergonomic constraints in the aircraft design process, NURBS curves and surfaces are used to implement shape parameterization and to generate flexible geometries for the forward fuselage,

where related constraints are embedded in the parametric model. Relative lengths and angles are used to describe the control points of NURBS curves, CFD analysis is performed and the parameters are optimized to gradually reach a satisfactory forward fuselage shape. In addition, a transverse control curve is added at windshield area to further improve the local airflow. The results indicate that: it is a rapid and convenient way to obtain a desired shape by combination of the methods of NURBS and CFD; it's more flexible to control shape. Adding transverse control curve can improve the local airflow at the windshield area.

Key words: NURBS; single-curvature windshield; geometric parameterization; CFD; transverse control curve

