

大型客机后缘襟翼滑轨整流罩气动外形设计方法

Aerodynamic Design on a Fairing for the Mechanism of Trailing Edge Flap on Large Aircraft

周志杰 刘沛清 田云舒 培徐琳 王一帆 唐家驹 /
Zhou Zhijie Liu Peiqing Tian Yun Shu Pei Xu Lin Wang Yifan Tang Jiaju
(北京航空航天大学,北京 100191)
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要:

大型客机后缘襟翼机构伸出机翼下表面会带来气动损失,必须设计相应整流罩。整流罩的外形尺寸对气动影响较大,会直接影响飞机的气动特性。设计整流罩时应该遵循整流罩外形设计要求,使其引起的高速巡航阻力尽可能小。在查阅相关文献、对比研究大量整流罩图片、分析研究计算机辅助设计(CAD)中NURBS 曲面曲线描述方法的基础上,建立了一套详细的大型客机后缘襟翼滑轨整流罩外形设计方法,该方法在满足整流罩包裹住机构、减小气动损失等基本要求的同时,缩短了整流罩设计周期。

关键词:大型客机;后缘襟翼;整流罩;气动外形

[Abstract] The large civil aircraft require a corresponding fairing for the mechanism of trailing edge flap which extends out of the wing surface and brings the aerodynamic losses. The dimension and figure of fairing has a great effect on the aerodynamic characteristics of the aircraft. When designing the fairing, the fairing shape design disciplines should be complied with strictly, in order to make the drag during high-speed cruise as small as possible. In the basis of consulting relevant literature and a large number of fairing pictures, by using of the NURBS method in the computer-aided design (CAD), a set of detailed design method of a fairing shape of tracked flaps for large civil aircrafts is formulated. As a result of this method, the fairing can package mechanism, reduce aerodynamic losses, at the same time it can also shorten fairing design period

[Key words] Large Civil Aircraft; Trailing Edge Flap; Fairing; Aerodynamic Shape

0 引言

废阻是飞机巡航阻力的一个重要组成部分,并且在总阻力中占据了相当大的部分。从20世纪60年代或更早的调查中发现,所有的运输类飞机废阻占到15%~24%^[1]。最新调查结果显示,废阻约占总巡航阻力比例的10%。各种研究表明,通过各种手段将废阻降到5%以下是可行的^[2],也是目前飞机设计中着重关注的问题。

为了改善飞机起降性能,在大型飞机设计中常常采用后缘襟翼作为后缘增升装置。由于受到机翼厚度的限制,襟翼的支撑与驱动机构常常伸

出机翼下表面,而带来气动损失。为了解决此问题,必须设计相应的整流罩,把外露的机构包裹起来^[3]。由于飞机后缘襟翼整流罩而产生的阻力也是废阻,A340整流罩阻力约占到全机总阻力的1.5%^[4],这是A340在优化后的结果,从中可以看出整流罩减阻的重要性。而整流罩阻力主要考虑飞机巡航时整流罩的气动外形,所以整流罩外形设计非常重要。

然而,能够找到的直接关于襟翼滑轨整流罩的国内外研究资料非常少。所以,研究一套大型客机襟翼滑轨低阻整流罩的外形设计方法是非常有必要的。

1 整流罩设计要求

参数化的设计方法能够缩短设计周期,减少成本,并且利于修改和优化,已经发展成为飞行器气动设计不可缺少的工具。在利用参数化方法对整流罩进行建模之前,首先需要明确整流罩外形的设计要求。

根据《飞机设计手册》要求^[5],整流罩的外形设计必须满足功能要求,即要完全包裹住机翼下表面外伸的机构;同时为了密封,整流罩上部必须紧贴机翼下表面。所以整流罩是一个中心线为曲线的细长流线体。为了尽可能减小整流罩的气动阻力,在进行整流罩气动外形设计时,除要求顺其流布置外,形面设计也要求尽可能产生低阻。

在ESDU^[6]整流罩阻力估算公式中,主要影响阻力的因素有整流罩中部截面形状,截面积,以及整流罩前、中、后各段对整流罩中部高度的比值。

整流罩中部截面形状是指整流罩最大截面积处的形状,由整流罩所包裹的机构确定。最大截面积在满足包裹机构的同时应尽量小,从而减小整流罩的形阻。

整流罩的前、中、后各段对整流罩中部的高度比值控制整流罩的长细比。长细比涉及到整流罩的浸润面积,而浸润面积与整流罩的摩擦阻力有关。拥有良好气动性能的细长流线体,其长细比一般约为6~8。本文中整流罩前、中、后三段的长度约各占总长的三分之一。

整流罩形状为尖头和尖尾,同时尾部会截去一部分,其原因:一是为了在跨音速飞行时飞机整体沿纵向满足跨音速面积律,从而降低波阻;二是尖头可以减小整流罩本身的形阻和波阻,而尾部截去尖端是为了稳定尾部的气流。

同时,在设计整流罩外形时需要符合曲面光滑要求,沿气流方向要求达到“二阶光滑”。表面光滑对整流罩表面附面层流动影响很大,“二阶光滑”的表面可以降低摩擦阻力,同时也可以控制激波发展。本文采用非均匀有理B样条方法(NURBS)^[7]来满足曲面光滑要求。NURBS曲线与曲面具有直观性、局部性、凸包性、保凸性、对称性、几何不变性以及变差减少性等特性。

整流罩外形的设计要求主要有以下三点:

- (1) 包裹襟翼机构;
- (2) 按照细长流线体的特点减小整流罩的

阻力;

- (3) 整流罩表面达到光滑要求。

2 整流罩参数化建模方法

2.1 外形控制参数选取

参数化几何外形数学模型是开展气动外形优化设计的基础。首先,该模型要求能正确反映气动外形的几何形状,由参数变化控制的外形需要包含更宽的型面范围,即通过参数变化控制的几何外形能够包含优化需要的气动外型;其次,该模型要能够以最少的设计参数表达最复杂的外形,且要满足曲面质量要求。因此,参数化建模方法的选择对气动外形优化至关重要。

选择几何参数化方法需要考虑多方面的因素,好的参数化方法应具有以下几个特点:(1)代表的几何外形具有连续性;(2)建模效率高,数值算法稳定;(3)需要的几何变量相对较少;(4)设计参数具有明确的物理意义;(5)容易在CAD系统中实现;(6)存在良好边界,易于在优化中使用;(7)容易计算灵敏度信息。

本文中整流罩的生成是通过CATIA中的多截面曲面放样手段实现的。对于整流罩外形的生成,主要有三个影响因素:(1)基准平面的位置;(2)控制截面的形状;(3)引导线的形状及数量。

2.2 整流罩参数化建模具体实施方法

(1) 确定机翼及机构尺寸

首先要确定一个基准。本文采用的基准是襟翼滑轨机构所在截面位置的翼型弦线,以弦线为基准,测量出后缘襟翼机构沿机翼展向的宽度,后缘机构滑轨最低点相对弦线的高度、弦向位置,以及后缘襟翼机构滑轨最后点相对弦线的弦向位置、高度等参数,如图1所示。

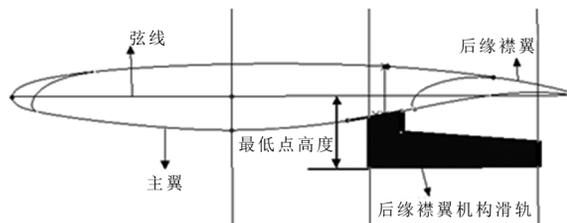


图1 整流罩设计基准以及机构尺寸

(2) 建立基准点、基准平面

根据后缘襟翼机构和机翼外形选定整流罩外形的基准点,通过基准点并且垂直于弦线建立基准平面。

为了保证整流罩能将机构完整包住,在该机构首尾以及距弦线最远处设置控制截面,通过控制截面来控制整流罩中部尺寸,从而包裹机构;同时,控制截面改变整流罩的长细比来减少压差阻力。但是,随着整流罩的伸长,其表面积也会增加,会导致摩擦阻力增加。

因此,本文中共取五个基准点,分别为整流罩前缘点、襟翼滑轨最低点、襟翼滑轨最尾点、机翼后缘点以及整流罩尾点。对应的基准平面共有五个,如图2所示。其中,D点是襟翼后缘位置,在此处增加基准面是为了保证襟翼上表面与整流罩尾部上表面连续;A和E分别是整流罩的前端和后端,决定整流罩的长度;AB、DE的长度一般取为整流罩最大高度的2~3倍,具体值要根据机翼及机构尺寸等具体情况确定。

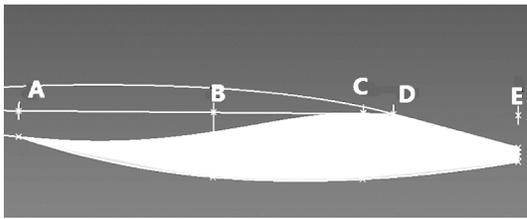


图2 整流罩设计基准平面

(3) 将基准面 A、B、C 与机翼下表面相交

基准面 A、B、C 在机翼下表面相交得到三条线段,这三条线段确定了控制截面最高控制点的位置,从而保证控制截面上的最高位置控制点和机翼下表面相合。

(4) 在基准面 A、B、C、D、E 上根据不同实际情况做出控制截面的控制点

由于 NURBS 曲线在一般情况下不经过控制顶点(端点除外),因此,使用控制顶点确定曲线的具体位置比较复杂。

然而,NURBS 曲线具有其在为轴对称的情况下,若两对对称的四个点在同一直线上,则曲线会十分接近靠中间的两个点,并且极其接近通过直线与对称轴的交点的性质。

在本文的设计中,利用了该性质和凸包性,使用四点确定控制截面的高度;对于侧边,通过三个控制点即可生成侧边曲线的外形。但是,三个控制点对侧边曲线的外形控制有局限,增加一个控制点则可以让曲线的外形控制更加灵活。而加入 e 和 j 两点则是为了更好地调整转弯处的曲率,从而保证机构被完全包住,且曲线过渡良好。

如图3所示,控制截面内最高点 a、n 在第3步中相交做出的相交线上。图中各点的作用是:abcd(nmlk)四点主要控制控制截面的宽度以及侧面的形状,ab(nm)、cd(lk)分别控制上半段以及下半段的幅度和曲率;def(kji)一起控制拐角处曲线的曲率;fghi 则负责控制控制截面的最大高度以及底面形状。

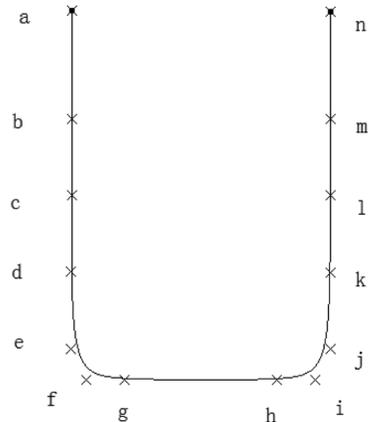
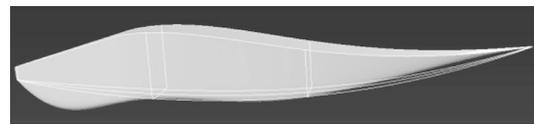


图3 整流罩控制截面上的控制点

(5) 利用 NURBS 曲线方法,连接控制点 a-n,生成控制截面曲线,并加以调整

(6) 生成引导线

引导线对曲面的外形影响很大,选取引导线越多对曲面的控制就越精细,生成的曲面就越接近设计预期。图4(a)未设置底部引导线,导致放样后形状出现很大扭曲变形;图4(b)底部引导线为一条过各控制截面曲线中点的三次样条曲线,可以看出添加了引导线后,整流罩的外形明显改善,但是在有些位置(尤其是前段和末段)横向宽度改变较大,导致曲面局部扭曲较严重;图4(c)采用两条引导线,很好地解决了前面的问题。



(a) 无下方引导线的整流罩模型



(b) 只由一条下方引导线控制的整流罩模型



(c) 由两条下方引导线控制的整流罩模型

图4 整流罩模型

本文中引导线一共有四条,上下各两条,如图5所示。首先由A、B、C、D、E五个基准截面最上端的两侧控制点按照样条曲线连接起来,然后将样条曲线沿垂直于弦线向上投影,得到的在机翼下表面的两条曲线就是整流罩上方的两条引导线;整流罩下方的两条引导线分别由各截面控制曲线的f、i点按照样条曲线连接起来。通常根据实际情况和设计要求,引导线曲率要求引导线分段建立,例如D、E段的引导线斜率可能不变,可以采用接合操作进行引导线分段建立,同时要调整好连接处的曲率过渡。

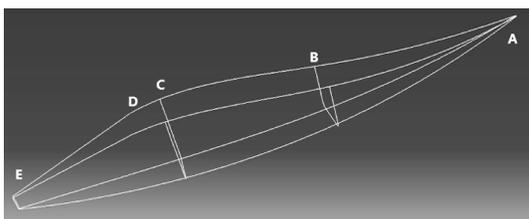


图5 整流罩引导线

(7) 生成多截面曲面

由以上步骤生成的五个控制截面以及四条引导线生成多截面曲面。在生成多截面曲面时,要注意控制整流罩前端的曲率,使从前方机翼下表面流过的空气通过整流罩时有一个过渡阶段;同时也要控制基准面B、C处的曲率,使得整流罩中段在气流方向上截面形状变化很小,如图6所示。



图6 生成的多截面曲面

(8)在整流罩伸出后缘部分上表面创建后盖,使之与机翼后缘上表面相切

(9)将密封部分填充,并根据结果对外形进行修改

3 整流罩外形气动分析

为了详细对比分析在具体实施方法中的某些参数细节,包括整流罩前端截面A保留还是直接退化为整流罩与下翼面的相切点、DE截面间的距离、尾段DE截面间引导线直线/曲线的选取、以及尾端截面E的截面积大小等,本文根据前述整流罩参数化建模具体实施方法设计了三个不同的整流罩模型,如图7~9所示。

利用上述三个模型数值模拟某型飞机在10 000m高空巡航时的状态(巡航马赫数 $Ma=0.75$,远场静温223.3K,远场静压26 500Pa),对比分析了各模型气动阻力特性。同时,根据表1给出的数值计算结果,对整流罩参数化建模与设计提出相关意见。



图7 1号整流罩模型



图8 2号整流罩模型



图9 3号整流罩模型

表1 CFD 计算结果

计算模型	升力系数 C_l	阻力系数 C_d	升阻比	力矩系数 C_m
1号	0.231 5	0.030 74	7.530 904	0.131 9
2号	0.232 7	0.030 15	7.718 076	0.136 0
3号	0.227 4	0.031 41	7.239 733	0.134 5

(1)三种外形相比,2号整流罩阻力最小,原因是2号整流罩是按照整流罩外形形成方法建模的,各种参数严格按照方法中参数约定,表明方法可行。

(2)使整流罩前端与机翼下表面相切过渡,尽可能减小前段高压区的压强大小,降低压差阻力。

(3)在保证整流罩后段边界层不分离的前提下,整流罩的后缘形状尽可能形成在展向缩窄,高度加长的矩形截面,以便在后缘处形成向前的推力来抵消一部分阻力。

(4)整流罩的尾部上表面应设计成与翼面相切的平面。

(5)整流罩尾部上表面边缘建议设计成圆角。

4 结论

本文利用计算机辅助设计中的 NURBS 曲面曲线生成方法,根据大型飞机后缘襟翼机构伸出机翼下表面的特殊情况建立了一套详细的大型客机后缘襟翼滑轨整流罩外形设计方法,并且使用 CFD 数值模拟不同整流罩外形模型,对比分析得到参数化建模具体实施方法中一些细节的处理准则。通过该方法设计的整流罩满足整流罩包裹住机构、气动阻力小等基本要求,同时该方法具有参数化建模的优点,可缩短设计周期。

参考文献:

- [1] An introduction to aircraft excrescence drag. ESDU, 90029
[2] Drag of stub wings and fairings on a flat plate with a turbulent boundary layer for subsonic and supersonic speeds. ESDU, 84035.
[3] C. P. van Dam. The aerodynamic design of multi-element

high-lift systems for transport airplanes [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002(38):101-144.

[4] Rui Miguel Martins Pires. Design methodology for wing trailing edge device mechanisms [J]. PhD Thesis, 2007.

[5] 飞机设计手册第 5 册气动设计 [M]. 北京:航空工业出版社, 2002.

[6] Drag of stub wings and fairings on a flat plate with a turbulent boundary layer for subsonic and supersonic speeds. ESDU, 84035.

[7] 张国华, 杨兴强, 张彩明. 基于权因子的 NURBS 曲线形状调整 [J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2004, 16(10): 1396-1400.

[8] 邵箭, 朱承斌. 飞机设计手册 [M]. 北京:航空工业出版社, 1996.

[9] 陈迎春, 宋文滨, 刘洪. 民用飞机总体设计 [M]. 上海:上海交通大学出版社, 2010.

[10] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理 B 样条 [M]. 北京:高等教育出版社, 2001.

(上接第 39 页)

表 5 所示。由表 5 可以看出,刹车片使用到 900h, 刹车片进入磨损状态 5, 刹车片可能失效, 其概率为 0.280 1。刹车片磨损状况从状态 2 转化到状态 5 的时间间隔可能不足 100h。

表 5 刹车片磨损状态分布概率预测值
(初始状态为 2)

使用时间/h	状态 1	状态 2	状态 3	状态 4	状态 5	最大概率状态
400	0	0.789 5	0.210 5	0	0	2
500	0	0.623 3	0.303 3	0.073 4	0	2
600	0	0.492 1	0.328 7	0.147 1	0.032 2	2
700	0	0.388 5	0.317 6	0.197 3	0.096 6	2
800	0	0.306 7	0.288 6	0.221 7	0.183 0	2
900	0	0.242 1	0.252 5	0.225 3	0.280 1	5
1 000	0	0.191 1	0.215 4	0.214 7	0.378 8	5

3.3 刹车片检查时间确定

由整个机群刹车片磨损状况预测情况表 4 和表 5 分析得出,刹车片从新件到使用 300h 期间,不会发生失效;使用时间在 300h ~ 600h, 刹车片可能出现失效,但失效概率非常小;使用时间在 600h ~ 800h, 刹车片可能出现失效,但刹车片失效并非主要状态;使用时间超过 800h, 刹车片失效是主要状态。

基于上述分析,可以确定该机群刹车片检查时间为:300h、600h、700h、800h, 800h 以上每间隔 50h 检查一次。

4 结论

将飞机刹车片磨损状况划分为 5 个状态,构造出马尔可夫链中的转移概率矩阵。利用整个机群刹车片的历史统计数据,计算得出转移概率矩阵,该矩阵较好地融合了机群在实际运行工况下的刹车片磨损状况的变化情况。基于马尔可夫链模型对刹车片磨损状态进行了预测,其结果与实际情况较吻合。根据飞机刹车片磨损状况的预测结果,制定了机群在实际运行工况下的刹车片检查时间。机群的实际运行情况表明,执行新的刹车片检查时间后,不仅使刹车片磨损超标的现象大大减少,降低了刹车盘的报废率,而且减少了维护工作量,缩短了飞机的离场时间。

参考文献:

[1] 陶梅贞. 现代飞机结构设计 [M]. 西安:西北工业大学出版社, 1997.

[2] 张彦. 制动器摩擦衬片磨损量的等维灰色预测 [J]. 润滑与密封, 2009, 34(12): 30-33.

[3] 谭明福, 王建业. 提高飞机刹车片寿命的研究 [J]. 粉末冶金材料科学与工程, 1997, 2(2): 152-158.

[4] 左洪福, 蔡景, 吴昊, 等. 航空维修工程学 [M]. 北京:科学出版社, 2011.

[5] 孙荣恒. 随机过程及其应用 [M]. 重庆:重庆大学出版社, 2001.