DOI：10.13700/j.bh.1001-5965.2006.01.011
2006年 1月 北京航空航天大学学报 January 2006
第32卷 第1期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol.32 No.1

直升机概念设计中的部件参数化

卢新来 刘 虎 武 哲

（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：为了满足直升机概念设计阶段对方案快速建模的要求，在面向对象技术的基础上提出了直升机概念设计阶段部件的建模分类方法，并且建立了一个计算机辅助直升机概念设计系统.应用非均匀有理B样条NURBS(Non-Uniform Rational B-Spline)曲面和基于特征的部件造型技术，实现了各种型式直升机方案的参数化建模.其中结合设计参数提出了旋翼的桨叶、桨尖、桨毂以及整流罩的描述参数，并对涵道尾桨进行了分段造型处理.最后给出了该系统中生成的两个设计方案作为实例以验证所提出方法的便捷性和有效性，这些方法也为进行设计方案的性能分析和优化等后续工作奠定了基础.

关 键 词：直升机；概念设计；计算机辅助设计；参数化建模

中图分类号：TP 206^{+}.1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2006)01-0046-04

Components parameterization in helicopter conceptual design

Lu Xinlai Liu Hu Wu Zhe

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To satisfy the requirement of rapid modeling in helicopter conceptual design, a method was brought forward for classifying helicopter components on the basis of object-oriented technique, and a computer aided helicopter conceptual design system was developed. By applying NURBS(non-uniform rational B-spline) surfaces and feature-based components modeling technique, parametric modeling of helicopter concepts belonging to different types was realized. In particular, by taking the design parameters into account, the patameters describing rotor blade, blade tip, rotor hub and fairing were proposed, and ducted tail rotor was modeled by breaking it into several continual segments. Two design concepts generated with this system were finally presented as examples to validate the convenience and effectiveness of the proposed methods, which formed the bases for such further work as concept performance analysis and optimization.

Key words: helicopter; conceptual design; computer aided design; parametric modeling

直升机概念设计阶段的主要结果是选择布局形式及估算主要尺寸[1]，在概念设计中应用计算机辅助设计技术，可以较快给出直升机合理方案的全机三面图、总体布置图、重心定位图以及各种性能计算报告，从而缩短设计周期.原麦道直升机公司的CASH[2]、波音直升机公司的HESCOMP[3]以及南京航空航天大学的HEGCAD[4]等都是典型的计算机辅助直升机设计系统，但它们当中存在着三维造型功能不足、用户的设计自由度低等问题.

本文介绍了在直升机概念设计阶段利用参数化特征造型技术和三维曲面造型技术如何高效、准确生成合理方案的平面图及三维几何模型.

1 部件分类及建模特征

在飞机设计中，大量使用CATIA和UG这样的商用CAD软件，但它们不适用于对方案作频繁修改的飞机概念设计阶段，而主要在后续的初步设计和详细设计阶段发挥作用.目前在直升机设

收稿日期：2005-03-03

作者简介：卢新来(1980—)，男，陕西西安人，博士生，luxinlai0101@sohu.com.

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

计中也存在同样的问题,因此需要搭建一个计算机辅助直升机概念设计系统,可以把设计者对方案的构思快速的转化为平面图和三维模型.

本文工作是以刘虎等开发的 SEACD[5] 为基本框架,根据直升机概念设计的特点,采用具有扩展性和继承性的面向对象技术开发的计算机辅助直升机概念设计系统 CAHCDS(Computer Aided Helicopter Conceptual Design System).CAHCDS 系统中的直升机部件分类借鉴了 SEACD 中飞机部件的分类定义方法和造型方法,再扩展直升机特有的部件如旋翼、桨毂、尾桨等,就构成了直升机部件分类定义方法(图 1).

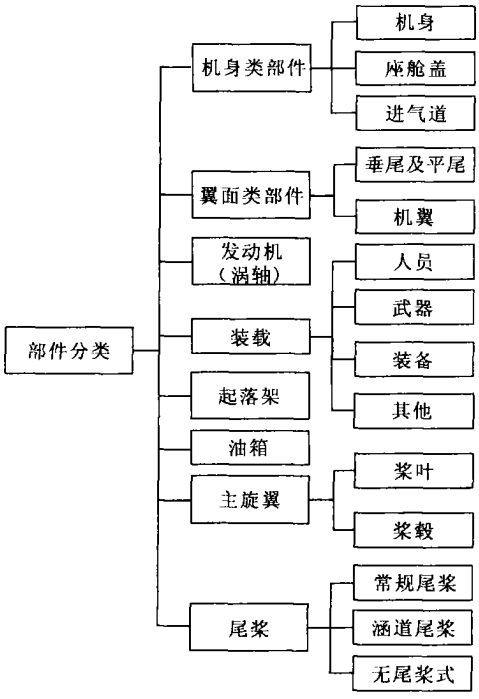


图 1　直升机部件建模分类定义

2　基于特征的部件参数化描述

传统的建模方法一般建立确定的设计模型,一旦设计方案因局部变化而进行修改时,往往需要重新建立整个模型.现有的 CAD 造型软件所采用的参数化造型方法则更多的是针对机械加工领域或者一般工业产品的特点而提出的.CAHCDS 结合直升机部件的外形特征和设计参数,采用参数化特征造型技术和基于 NURBS 的曲面造型技术,对部件进行二维和三维描述.应用参数化特征造型直接将直升机部件的外形特征定义在各部件类中,使用少量唯一确定的设计参数来唯一的确定各个部件,使得部件根据参数的改变而自动的调整,这在很大程度上实现了设计自动化.这里所指的设计参数不仅有控制部件外形的尺寸参数,还包括表示部件相对位置和状态的参数,如直升机旋翼桨叶的旋转角度等.

2.1　主旋翼的参数化描述

旋翼是直升机的关键部件,而桨叶几何外形设计的优劣对于改善旋翼气动特性有着重要作用.因此对主旋翼描述主要集中在对桨叶的参数化.

桨叶的设计参数包括桨叶面积、桨尖形状、桨叶扭转、根梢比、桨叶翼型等.为了对各种外形桨叶的参数化进行统一,CAHCDS 以桨叶段为基本组成元素进行描述.桨叶段采用和文献[6]中的机翼一致的描述方法,即通过桨叶段在基准平面上投影的平面形状(图 2)结合桨叶剖面拉伸成型,桨叶剖面由标准翼型通过放大、扭转等变换可以得到.

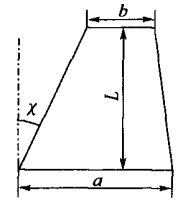


图 2　桨叶段投影的平面形状

图 2 中 a 为桨叶段根弦长,b 为稍弦长,χ 为前缘后掠角,L 为桨叶段长度.a/b 为根梢比,这里的根梢比和固定翼飞机设计中的根梢比有严格意义上的差别,此处根梢比仅仅指根弦长度和梢弦长度的比值,并且这个比值可能大于 1,也可能等于或小于 1,没有明确的物理意义,只是为了整段桨叶造型的方便.利用这些平面参数,可以估算出该桨叶段的面积.

通过桨叶的分段处理可以很便捷的得到整个桨叶的设计参数和布置图.利用已有翼型库可以选择旋翼桨叶的翼型,并且对于不同桨叶段可选用不同的翼型;在处理整个桨叶的扭转时可以轻松实现桨叶线性扭转,也可以细化桨叶分段,从而近似处理桨叶的非线性扭转;采用非严格意义的根梢比,可以模拟图 3[7] 中各种方形和非方形的桨尖形状.

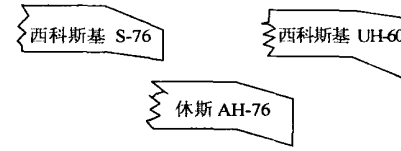


图 3　各种桨叶的桨尖形状

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

给定各桨叶段的设计参数，结合桨叶的数量和位置参数，就可完成桨叶的设计，并自动生成桨叶的二维图和NURBS曲面模型.各桨叶段的面积之和就是整个旋翼桨叶的面积，各桨叶段的长度之和可作为旋翼半径的长度.

桨毂也是旋翼重要组成的部分.已经在实践中应用的旋翼桨毂形式有铰接式、跷跷板式、无铰式和无轴承式，这些桨毂结构复杂，设计形式多样，难以用参数化形式来描述.本文中采用圆柱曲面来模拟桨毂的结构，虽然与实际桨毂结构外形有所差异，但在概念设计阶段采取这种造型可以满足总体布局的需要，并且在估算旋翼性能时只需对不同的桨毂形式定义不一样的估算方法即可.

此外，采用上下两个半椭球面来控制桨毂整流罩的外形，上下旋转椭球面的方程式分别如式(1)、式(2)所示.在这里使 $a_1=a_2$，$b_1=b_2$，从而保持整个椭球的完整性.c_1，c_2 即沿机高方向两个半椭球面的高度，可以相等也可以不同，这样就可以组合出多种不同的整流罩形状(图4).

$$\frac{x^2}{a_1^2}+\frac{y^2}{b_1^2}+\frac{z^2}{c_1^2}=1 \tag{1}$$

$$\frac{x^2}{a_2^2}+\frac{y^2}{b_2^2}+\frac{z^2}{c_2^2}=1 \tag{2}$$



图4 设计的不同整流罩外形

2.2 尾桨的参数化描述

常规尾桨和涵道尾桨是目前两种主要常见的尾桨形式.常规尾桨和主旋翼的外形类似(图2)，所以在常规尾桨类中采用和主旋翼相同的桨毂、桨叶参数化定义方法.虽然参数化方法相同，但是两种方法的设计参数对整个直升机性能的影响大不相同.也就是说，在设计过程中不应只注意参数化建模形式而忽略了设计参数的物理意义.

涵道尾桨结构特殊，它不像机身类部件有沿着机身纵向分布的控制剖面，也不像翼面类部件通过控制剖面直接拉伸生成的直纹面.涵道内部是绕桨毂中心的规则形状，外部是不规则形状，所以在进行涵道造型时采取涵道内部造型和外部造型分开进行的方式.

涵道内部构件主要有桨叶和桨毂，这两个构件的参数化思路和常规尾桨相同.涵道外部的几何外形不规则，如果对其实施参数化，无疑会使设计的涵道外形趋于同一种形状，从而使设计者的构思不能很好地得到实现.

为了更好的发挥设计人员的能动性，并给他们足够的设计自由度，CAHCDS采用轮廓线加剖面来生成涵道外形曲面(图5).其中的轮廓线和剖面线都是通过控制顶点拟合所形成三次样条曲线，而且每一个位置上的剖面都通过桨毂中心轴.

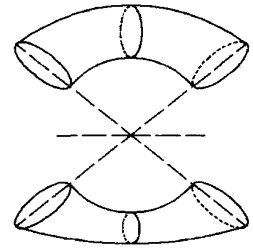
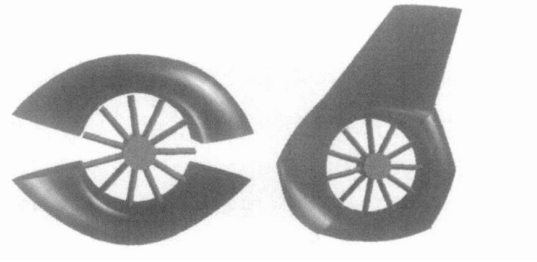


图5 涵道曲面的生成

剖面与桨毂中心的相对位置以极坐标形式表示，且沿机身方向为正方向.CAHCDS中定义了涵道剖面形状的一些设计模板，设计人员可以选择或者修改各个剖面模板，以达到期望的涵道外形.

在轮廓线和剖面线生成后，涵道外形的三维模型由所有剖面线离散的型值点拟合生成NURBS曲面.由于轮廓线是通过拟合三次B样条曲线得到的，所以在一些局部尖点和拐点处不能正确反映涵道外形.为此，CAHCDS采用分段处理的方法，对部件有局部尖点和拐点的地方就从该处分开建模，这样就比较真实的模拟了涵道外形.图6a是没有经过分段处理的涵道模型，图6b是垂尾外形和经过分段处理的涵道模型.



a 未经分段处理 b 分段处理后

图6 未采用分段和采用分段处理的比较

2.3 CAHCDS的特点

在直升机概念设计阶段应用基于特征的参数化描述方法可以实现对方案布局的动态修改，并驱动二维、三维模型根据设计参数实时变化，提高了设计的自动化程度.CAHCDS采取的分段处理方法中，通过设定可以使其中一段的设计参数发

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

生变化而其他段的模型自动发生相应的改变,且保持整个部件模型的连续性.这种处理方法克服了传统建模方法中由于局部修改而需要重新建立整个模型的缺点,使得部件整体随局部参数的修改而自动变化,增强了系统的适应能力和设计工作的灵活性.

3　直升机方案造型实例

图 7、图 8 分别是利用 CAHCDS 快速建立的一个常规尾桨布局的直升机方案 LA 和一个涵道式尾桨布局方案 SA,其中 SA 具有与文献[8]中用于计算的直升机近似的外形尺寸.CAHCDS 可以对 SA 的整机 RCS(Radar Cross Section)进行计算,计算结果见图 9.

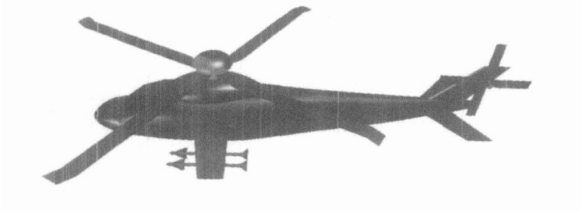


图 7　常规尾桨布局方案 LA

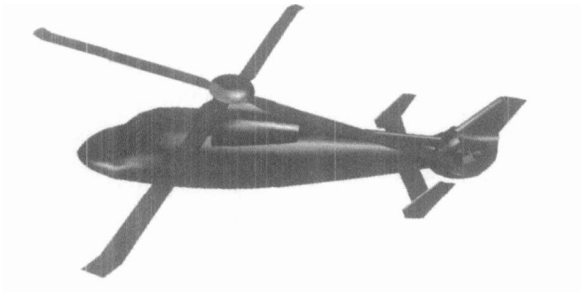


图 8　涵道尾桨布局方案 SA

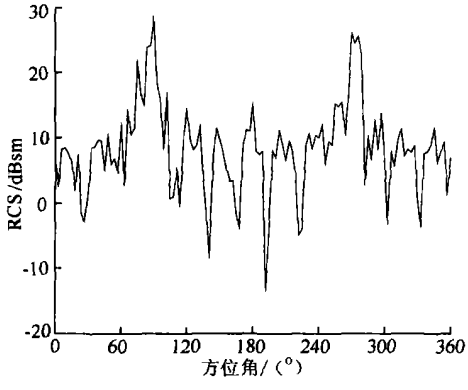


图 9　SA 的整机 RCS 计算结果

4　结 束 语

本文定义了概念设计阶段直升机部件的分类方法,采用 NURBS 曲面技术实现直升机部件基于特征的参数化描述.通过直升机方案在 CAHCDS 中的快速体现,说明了这种参数化描述直升机外形的方法在概念设计阶段提高了设计方案的建模效率,并为方案进一步进行气动力分析和飞行性能计算等后续工作打下了基础.

参考文献(References)

[1] Kenneth Grina.直升机设计[M].高正等译.南京:南京航空学院直升机技术研究所,1992.1～5
Kenneth Grina. Helicopter design[M]. Translated by Gao Zheng. Nanjing: Institute of Helicopter in Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1992. 1～5(in Chinese)

[2] 张广林.旋翼飞行器的总体综合设计技术[A].见:航空关键技术[C].北京:中国航空工业发展研究中心,2001.236～243
Zhang Guanglin. The technology of conceptual synthetical design for rotorcraft[A]. In: Aviation Key Technology[C]. Beijing: Aviation Industry Development Research Center of China, 2001.236～243(in Chinese)

[3] Lu Liangju, Arvid Myklebust. Steven war, integration of a sizing code with a computer-aided design system[J]. Journal of American Helicopter Society, 1987, 32(4):16～27

[4] 徐利军,沈梦山.直升机几何模型的计算机辅助设计[A].见:第七届全国直升机年会论文集[C].深圳:中国航空学会直升机专业委员会,1991.355～366
Xu Lijun, Shen Mengshan. Helicopter geometrical modeling and computer aided design[A]. In: Papers Collection of the Seventh Helicopter Annual Meeting[C]. Shenzhen: Technical Committee of Helicopter, Chinese Society of Aeronautics & Astronautics, 1991. 355～366(in Chinese)

[5] Liu Hu, Wu Zhe, Wang Ganglin, *et al*. Implementation of a sketch based approach to conceptual aircraft design synthesis and modeling [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(4):207～214

[6] 王钢林,孙义东,武　哲.飞机总体设计中基于参数的类翼面部件快速统一建模[J].航空学报,2002,23(6):575～578
Wang Ganglin, Sun Yidong, Wu Zhe. Rapid uniform aliform component modeling based on parameter in conceptual aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronawtica Sinica, 2002, 23(6):575～578 (in Chinese)

[7] 普罗蒂 R W.军用直升机设计技术[M].关锡愕等译.北京:航空工业出版社,1992.52～63
Prouty R W. Military helicopter design technology[M]. Translated by Guan Xi'e. Beijing: Aviation Industry Press, 1992. 52～63(in Chinese)

[8] 苏东林,宗国明,吕善伟.武装直升飞机雷达散射截面的估算方法[J].北京航空航天大学学报,1994,20(3):248～252
Su Donglin, Zong Guoming, Lv Shanwei. The method of calculating radar cross section of fighting heliocpters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics & Astronautics, 1994, 20(3):248～252 (in Chinese)

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net