

中图分类号: V221

论文编号: 1028701 16-S203

学科分类号: 082501

硕士学位论文



常规布局直升机外形参数化 设计与应用

研究生姓名	陆 凡
学科、专业	飞行器设计
研 究 方 向	直升机总体设计
指 导 教 师	朱清华 副教授

南京航空航天大学

研究生院 航空宇航学院

二〇一六年三月

中图分类号: V221
学科分类号: 082501

论文编号: 1028701 16-S203

硕士学位论文

常规布局直升机外形参数化 设计与应用

研究生姓名	陆 凡
学科、专业	飞行器设计
研 究 方 向	直升机总体设计
指 导 教 师	朱清华 副教授

南京航空航天大学

研究生院 航空宇航学院

二〇一六年三月

朱清华
2016.3.31

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

The Graduate School

College of Aerospace Engineering

Conventional Helicopter Shape Parametric Design and Its Application

A Thesis in

Flight Vehicle Design

by

Lu Fan

Advised by

Asso.Prof. Zhu Qinghua

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Master of Engineering

March, 2016

承诺书

本人声明所呈交的硕士学位论文是本人在导师指导下进行的研究工作及取得的研究成果。除了文中特别加以标注和致谢的地方外，论文中不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含为获得南京航空航天大学或其他教育机构的学位或证书而使用过的材料。

本人授权南京航空航天大学可以将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存、汇编学位论文。

（保密的学位论文在解密后适用本承诺书）

作者签名： 陈凡
日 期： 2016.3.31

摘 要

直升机的外形设计对其型号研发周期、成本有着非常重要的影响。目前，参数化设计在汽车、船舶、固定翼飞机都已经获得比较成功的应用。本文结合参数化理论，主要对常规布局直升机外形设计进行了研究。

本文将常规布局直升机分成旋翼、平尾、垂尾、尾桨、起落架及主机身若干部件，分别对其研究分析，加入尽可能少的必要参数，然后建立相应的参数化模型。对于旋翼、平尾、垂尾及尾桨，采用基于几何约束的数学方法；对于起落架部分，将其分类为轮毂式与滑橇式进行研究；对于主机身，采用基于某型 ROBIN 机身模型造型方法。对各个部件建模后，引入位置参数将这些模型按参数约束组合成直升机整体外形的参数化模型。在此参数化思路的基础上，开发了面向用户的建模软件，用户可根据需求更改参数值，得到想要的模型文件并保存。

基于上文参数化方法，研究了总体方案设计。采用经验公式及数据统计等方法初步得到直升机总体参数，并根据功率约束、飞行约束等进行优化，最后得到其总体参数。选取一算例，根据上述方法得到算例的总体参数，然后依据总体参数对已有的参数化模型上参数进行赋值，得到算例外形模型。一方面将上述算例模型在软件内演示进行总体布局合理性评判，另一方面采用 CFD 方法计算气动特性评估性能，用动量源代替旋翼桨叶以及尾桨桨叶对流场的作用（编写程序），在 ICEM 内建立网格系统，在 FLUENT 内求解算例模型在低速前飞状态下外形周围流场情况。分析流场内高压区产生、旋翼尾迹和全机气动力等情况，验证了本文方法的有效性和可行性。

关键词：常规布局直升机，外形参数化，ROBIN 机身，总体参数，动量源

Abstract

The shape design of a helicopter has a very important influence on the development cycle and the cost of the helicopter. At present, the parametric design has been applied successfully in cars, ships, fixed-wing aircrafts and so on. This paper mainly do researches on the configuration design of conventional helicopter.

In this paper, the conventional layout helicopter is divided into several component: rotor, rotor-tail, vertical fin, horizontal fin, landing gear and main body. After analysis of each one, join the necessary parameters as less as possible to establish the corresponding model. The rotor, rotor-tail, empennage is building by mathematical method based on geometric constraints; For the part of landing gear, it is classified into wheel type and skid type; For the body part, the model is based on a kind of ROBIN body. After modeling of each component, they are combined into a parametric model of helicopter's overall body according to parametric constraints. On the basis of this parametric methods, a user oriented modeling software is developed. The user can change the parameter value according to requirements to obtain the wanted model file and save it.

The overall scheme design is studied based on the parametric method above. The helicopter overall parameters are obtained by means of empirical formula and data statistics, then the parameters are optimized according to the power constraints and flight constraints. Select an example, get its overall parameters according to the above methods, then the parameters in the model are assigned based on the overall parameters to obtain the example shape model. Later it's demonstrated in the software above to judge its rationality on one hand. on the other hand, calculating its aerodynamic characteristic using CFD method to judge its performance, using Momentum source instead of the effects of rotors, building grid system in ICEM, the flow field around the case at low speed is calculated in FLUENT. The analysis about the cause of the flow, rotor wake and whole aerodynamic force verified the effectiveness and feasibility of the method in this paper.

Keywords: Conventional helicopter, Shape parameterization, ROBIN fuselage, General parameter, Momentum source

注释表

a	当地音速
A_F	机身模型特征面积
c	旋翼弦长
c_d	阻力系数
c_T	尾桨弦长
C_Q	旋翼扭矩系数
C_T	旋翼拉力系数
D	旋翼直径
D_L	桨盘载荷
D_T	尾桨直径
D_F	阻力
e	挥舞偏置量
E	单位总重公里油耗
g	重力加速度
h	无地效悬停升限
I_β	桨叶对挥舞角处的惯性矩
k_{dF}	机身阻力修正系数
L_F	升力
M	马赫数
M_{xF}	滚转力矩
M_{yF}	俯仰力矩
M_{zF}	偏航力矩
Nb	桨叶片数
Nb_T	尾桨桨叶片数
S_F	侧力
V	当地速度
V_∞	自由来流速度
W_0	最大起飞重量
W_e	空机重量

W_{ful}	燃油重量
W_{MR}	任务载荷
α	翼型气动迎角
ϑ	桨盘前倾角
μ	前进比
σ	旋翼实度
ρ	空气密度
ϕ	桨叶方位角
Ω	旋翼旋转角速度
ΩR	桨尖速度
ζ	直升机功率利用系数

目 录

第一章 绪论..... 1

1.1 引言..... 1

1.2 研究现状、国内外发展概况..... 1

1.2.1 研究现状及问题..... 1

1.2.2 国内外发展概况..... 1

1.3 本文研究目的及内容..... 5

第二章 常规布局直升机各部件参数化建模..... 6

2.1 引言..... 6

2.2 旋翼分析与建模..... 6

2.3 垂尾分析与建模..... 12

2.4 平尾分析与建模..... 13

2.5 尾桨分析与建模..... 14

2.6 起落架的研究分析及分类建模..... 15

2.6.1 前三点式起落架..... 16

2.6.2 后三点式起落架..... 17

2.6.3 滑橇式起落架..... 18

2.7 机身外形参数化基本方法..... 19

2.7.1 引言..... 19

2.7.2 ROBIN 机身参数化原理及建模..... 20

2.8 本章小结..... 25

第三章 直升机全机参数化建模..... 26

3.1 旋翼的安装..... 26

3.2 垂尾的安装..... 26

3.3 尾桨安装的参数化..... 27

3.4 平尾安装的参数化..... 28

3.5	起落架的分类及布置.....	29
3.5.1	滑橇式.....	29
3.5.2	前三点式.....	30
3.5.3	后三点式.....	31
3.6	基于参数化方法的软件开发.....	32
3.6.1	软件界面及功能介绍.....	32
3.6.2	软件参数化思路、原理.....	34
3.7	本章小结.....	36
第四章	基于外形参数化的总体方案设计.....	37
4.1	设计要求.....	37
4.2	参数选择.....	38
4.2.1	重量分析.....	38
4.2.2	旋翼系统参数分析.....	39
4.3	参数优化设计.....	41
4.3.1	经济性.....	41
4.3.2	全机配平.....	42
4.3.3	需用功率计算.....	43
4.3.4	飞行性能计算.....	45
4.4	某任务要求的算例及参数分析.....	45
4.5	基于 CFD 的参数化外形气动特性分析.....	48
4.5.1	CFD 方法简介.....	48
4.5.2	计算域内的网格划分.....	49
4.5.3	求解方法.....	49
4.5.4	控制方程.....	49
4.5.5	机身、旋翼、尾桨坐标系的定义与转换关系.....	50
4.5.6	动量源的表示.....	50
4.5.7	计算域的划分.....	51
4.5.8	算例的网格系统.....	52

4.5.9 空间离散方法..... 54

4.5.10 边界条件..... 55

4.5.11 算例验证..... 56

4.6 本章小结..... 59

第五章 总结与展望..... 60

5.1 本文的主要工作以及结论..... 60

5.2 展望与进一步研究设想..... 60

参考文献..... 62

致 谢..... 66

在学期间的研究成果及发表的学术论文..... 67

图表清单

图 1.1 RIDE 设计流程和单一模块之间的影响关系示意图.....	2
图 1.2 样例机身装配示意图.....	3
图 1.3 边界检查示意图.....	3
图 1.4 涵道尾桨部件模型、全机模型.....	4
图 1.5 概念方案中 VB 程序生成模型流程.....	4
图 1.6 研究工作内容流程图.....	5
图 2.1 翼型导入界面.....	8
图 2.2 NACA0012 翼型.....	8
图 2.3 旋翼桨叶模型.....	8
图 2.4 旋翼桨毂整流罩模型.....	9
图 2.5 不同桨叶片数的直升机型号.....	10
图 2.6 旋翼桨叶的片数 $k=5$	11
图 2.7 旋翼桨叶的片数 $k=3$	11
图 2.8 垂尾平面草图.....	12
图 2.9 垂尾模型 a 型.....	13
图 2.10 垂尾模型 b 型.....	13
图 2.11 平尾参数化模型.....	14
图 2.12 尾桨桨叶模型.....	14
图 2.13 尾桨桨毂整流罩模型.....	15
图 2.14 尾桨参数化模型.....	15
图 2.15 轮毂式起落架轮毂模型.....	16
图 2.16 轮毂起落架前起与主起位置关系草图.....	17
图 2.17 前三点式起落架模型.....	17
图 2.18 后三点式起落架模型.....	18
图 2.19 典型滑橇式起落架构型.....	18

图 2.20 滑橇式起落架参数模型.....	19
图 2.21 笛卡尔坐标系下的 ROBIN 机身主视图.....	20
图 2.22 笛卡尔坐标系下的 ROBIN 机身.....	21
图 2.23 ROBIN 机身	23
图 2.24 机身最大边界与任务载荷	24
图 2.25 机身参数化模型	25
图 3.1 旋翼安装图.....	26
图 3.2 垂尾安装图.....	27
图 3.3 尾桨安装位置 $x=0.3$ ($x=0$ 时最上方; $x=1$ 时最下方)	27
图 3.4 尾桨安装图.....	28
图 3.5 米 28 平尾型式.....	28
图 3.6 AS 350B 平尾型式	29
图 3.7 平尾布置位置正视图	29
图 3.8 滑橇式模型.....	30
图 3.9 前三点式模型.....	31
图 3.10 后三点式模型.....	31
图 3.11 软件初始输入界面	32
图 3.12 某算例 CATIA 模型.....	33
图 3.13 软件三视图界面	33
图 3.14 软件参数化建模思路	34
图 3.15 机身模型库.....	34
图 3.16 软件算例输入界面	35
图 3.17 软件算例模型生成界面	36
图 4.1 总体参数设计流程.....	37
图 4.2 W_e 、 W_0 拟合关系(单位为 kg).....	39
图 4.3 $E(1/km)$ 、 W_0 (kg)拟合关系	39
图 4.4 旋翼直径 D (m) 与起飞总重 W_0 (kg) 拟合关系	40
图 4.5 σ 、 W_0 拟合关系	40

图 4.6 直升机纵向配平	42
图 4.7 垂直飞行叶素各参数的相互关系	44
图 4.8 前飞时叶素受力分析	44
图 4.9 任务载荷与设计起飞重量关系图	46
图 4.10 本文算例在软件中应用示意图	47
图 4.11 桨盘下的直角坐标系与计算域下的直角坐标系位置关系	50
图 4.12 桨盘直角坐标系与圆柱坐标系关系	50
图 4.13 参数化模型计算域尺寸	52
图 4.14 旋翼桨盘体网格	53
图 4.15 尾桨桨盘处在 xy 平面上的截面	53
图 4.16 模型计算域内网格的纵向截面	54
图 4.17 模型计算域内网格的横向截面	54
图 4.18 计算流程	56
图 4.19 机身表面压力云图（无旋翼尾桨作用）	57
图 4.20 机身表面压力分布云图（带旋翼尾桨）	57
图 4.21 算例模型纵向截面速度云图	58
图 4.22 算例模型横向截面速度云图	58
图 4.23 算例模型桨尖处速度矢量分布图	58
表 2.1 NACA0012 翼型数据	7
表 2.2 定义机身外形的系数、参数表	21
表 2.3 定义整流罩的系数、参数表:	22
表 3.1 参数化外形设计方法	32
表 4.1 设计数据对比成品机数据	45
表 4.2 算例模型对应参数值	46
表 4.3 CFD 组成功能	48
表 4.4 桨盘结构网格参数	52
表 4.5 机身空气动力系数	56

第一章 绪论

1.1 引言

常规布局直升机自 20 世纪 40 年代投入使用，由于其具有垂直起降、悬停等优点，至今依然是航空业的宠儿。90 年代以后，航空技术得到了飞速迅猛的发展，现代飞行器系统越发复杂，同时市场对之的使用任务要求也越来越多和越来越细。因此航空制造产业竞争日益激烈，研制的型号也越来越多，设计研制花费的周期、成本等各种因素的影响也越来越为重要^[1]。先进的设计方法就成为了核心竞争力，因此需要首要解决的问题就是快速建立满足各种市场需求的数学模型^[2]。参数化设计正是解决这种问题的一种良好途径，这种方法能较快并且有效的生成直升机的三维外形。

当前参数化设计是各个学科的重要研究领域。不需要确定的数值，使用相互关系约束来表示模型的具体尺寸，这就是参数化设计的思想。改变一个参数值，与之相关的外形尺寸也将自动改变，通过修改多个参数来修改整个几何形状，从而较快并且有效的实现对外形的塑造。也就是，对参数的不同赋值就可以得到不同的模型，在后续的设计工作中可以省去大量不必要的繁琐工作，最终大大的缩短设计周期。

在直升机的初步设计阶段，对于某一设计要求任务，在初步选定对应的总体参数、发动机型号等后，并没有形成初步的直升机外形、气动布局等。而对直升机外形参数化后，可初步得到整机气动外形、布局、模型，这为后续方案论证等工作内容提供了很好的铺垫。

1.2 研究现状、国内外发展概况

1.2.1 研究现状及问题

1) 直升机方案设计、参数分析及优化过程仍然反复、迭代，耗时耗费耗人力，还需要经验数据或参考样机数据；

2) 参数化设计列举的参数越多，外形越逼真越详细，但不符合方案设计阶段实情；实际上需要的参数越少越好，所需参数与构型及总体参数关系越紧密越独立越好；

3) 零部件过渡处、舱体及机身形状复杂，多为不规则体，难以统一实现；

4) CFD 与 CAD 等计算与图形软件间格式兼容问题及计算效率问题都较突出。

1.2.2 国内外发展概况

20 世纪 90 年代开始，参数化设计技术就已经得到了广泛的应用，利用参数化设计有效的

减少了直升机外形信息的存储量，这可以使从事设计的工作人员的繁琐工作大大减轻，可以大大提高设计速度，与此同时还可以在很大程度上提高对迅猛发展市场的反应应对能力。在直升机气动外形的设计中，由于要求的多样复杂以及外形线性的复杂，整个过程中需要进行反复多次的修整，这就需要直升机外形尽可能多的做到参数化^[3]。

美国科学家 Brenda M.Kulfan 于 2006 年提出 CST(class function/shape function transformation, CST)，并且在 2010 届亚太国际航空航天技术会议提出了“‘CST’ Parametric Geometry Representation for Waveriders”，在 CST 参数方法中，首先类别函数（class function）是使用来定义几何外形的各种种类，然后形状函数（shape function）在用来对已选择类别函数形成的初始基本外形进行修改补充，最后生成设计所要求的几何外形^{[4][5]}。但是这种方法并不可以直接对直升机横向截面（或者纵向截面）轮廓曲线进行 CST 参数化。这是因为直升机轮廓线比较复杂，如果只用一个类别函数与形状函数表示，会导致选取的参考点数量过大、多项式的阶数过高，最终会导致 CST 拟合输出曲线变态很严重^{[6][7]}。所以为了使得拟合精度较高，必须要对轮廓线分段处理（一般纵向轮廓线六段），分段后每段拟合需要的参数数量也不少。因此这种方法在直升机外形造形上较为繁琐^[8]。

开始于 2014 年，德国宇航院（DLR）的研究项目 EDEN（Evaluation and Design of Ncvel Rotorcraft Configurations/新构型旋翼飞行器构型设计与评估软件）是基于 RIDE 中开发的工具包。该设计工具为将来的研究工作提供了基础和手段，现有的物理模型加以改进，并能够正确合理表达不同构型设计特征后，该设计个工具可以用于任何构型旋翼飞行器的设计。该设计工具可以从零开始，以用户需求为输入来牵引整个设计过程，覆盖了相当宽泛的设计空间，提供了相当灵活的设计流程和解决方案。

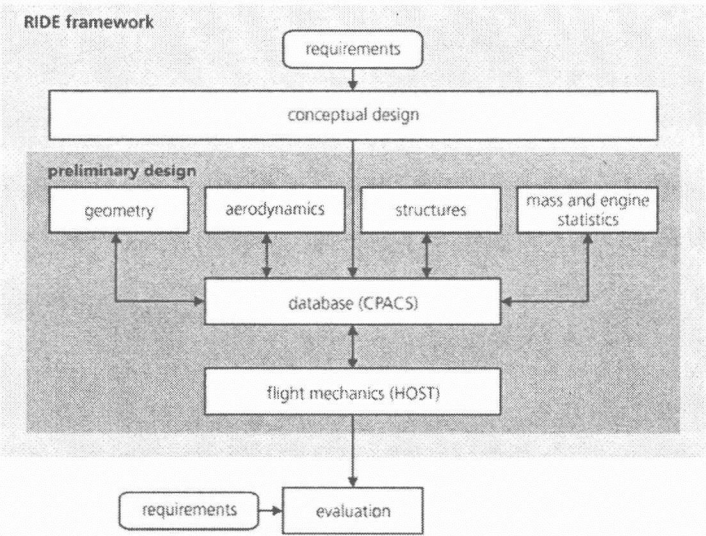


图 1.1 RIDE 设计流程和单一模块之间的影响关系示意图

德国宇航院采用的方法是将预先设计过程分为两个阶段（见下图）。首先概念设计工具基于

需求生成一个合适的构型，为后续的计算分析给予一个初始设计方案。在这个阶段主要利用统计分析手段与简单的物理方法、以及通遗传优化算法相结合，获得一个优化方案初始解。

几何形状生成模块基于 CAD/CAE 自动化系统软件中的 VBA 编程接口，它从一个预先定义好的组件模板目录中实例化诸多组件，调整它们的参数值，最终组装向 CPACS 输出生成的几何参数。与 RIDE 设计环境中的所有分析模块相类似，它从一个 CPACS 数据集中读取所有输入参数，并将生成的几何参数写入回该数据集。该组件目录是一个 XML 数据库，含有接口定义和可用几何组件的文件名。生成装配结果，并保存为 CATIA 文件格式。

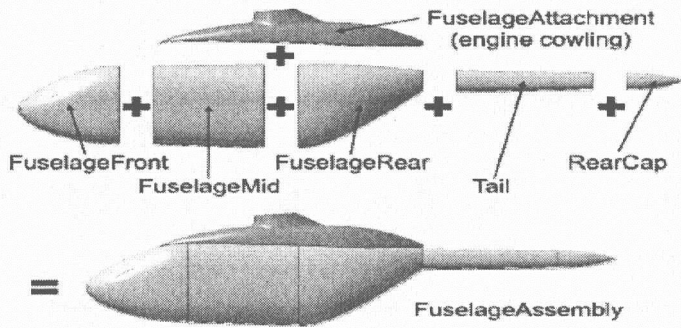


图 1.2 样例机身装配示意图

GEOGEN 包含一个选项用于检查最后装配组合的结果是否满足要求的几何外形的边界条件。该边界由输入数据集中的 CPACS 机身定义指定。制定了两个边界条件，如果边界检测失败，GEOGEN 会返回一个事先设定的退出返回值，而不会将几何参数导出进入 CPACS 数据集。

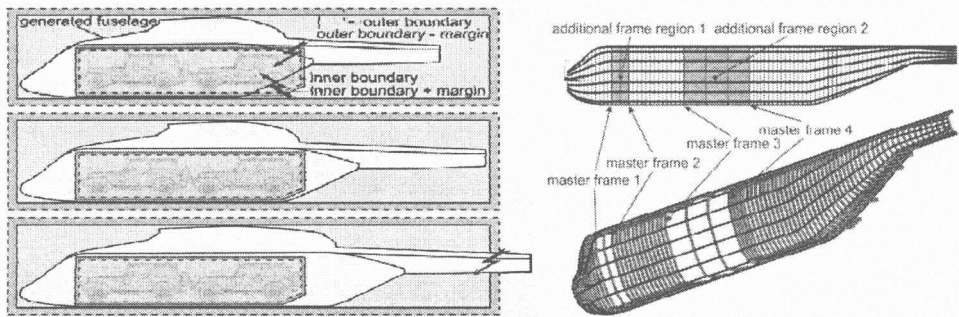


图 1.3 边界检查示意图

(顶部：内部边界检测失败；中部：成功；底部：外界边界检测失败)

2006 年 1 月，北京航空航天大学航空学院与工程学院的卢新来、刘虎发表了文章“直升机概念设计中的部件参数化”，文中指出了直升机在概念设计阶段并没有对方案快速建模，因此基于面向对象技术使用了针对直升机概念设计部件的分类建模方法，同时借助计算机辅助设计平台建立了一个概念设计的系统^[9]。其最后能使各种需求直升机方案参数化建模的理论依托是采用非均匀有理 B 样条 NURBS (Non-Uniform Rational B-spline) 曲面以及基于特征的部件造型技术。