

中图分类号: V275.1
学科分类号: 085500

论文编号: 1028701 23-SZ011

硕士学位论文

轻型倾转旋翼机总体设计与参数优化

研究生姓名 罗凯旋
专业类别 机械
专业领域
指导教师 夏品奇 教授

南京航空航天大学

研究生院 航空学院

二〇二三年三月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

The Graduate School

College of Aerospace Engineering

Conceptual Design and Parameter Optimization of Light Tiltrotor Aircraft

A Thesis in

Mechanical

by

Kaixuan Luo

Advised by

Prof. Pinqi Xia

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Master of Engineering

March, 2023

摘要

倾转旋翼机结合了直升机垂直起降、空中悬停以及螺旋桨飞机快速巡航的优点。本文以两吨级四座轻型倾转旋翼机为研究对象，建立其重量分析模型和飞行性能分析模型，采用快速非支配排序遗传算法，建立总体参数优化模型，并开展轻型倾转旋翼机的总体参数优化研究。

首先，对两吨级直升机的相关参数进行统计分析，采用燃油比例平衡法计算轻型倾转旋翼机空重数据和燃油质量，采用基于分析的设计方法建立轻型倾转旋翼机总体参数分析方法，并形成初步总体方案。然后参考 AFDD 重量模型和飞机重量估算方法，并在此基础上进行修正，建立了轻型倾转旋翼机各子系统重量参数化模型，形成了重量分配模型；基于动量和叶素理论建立旋翼需用功率计算模型，参考单旋翼直升机和螺旋桨飞机飞行性能方法，建立轻型倾转旋翼机垂直和前飞性能模型，并根据 XV-15 倾转旋翼机数据，验证了重量分配模型和飞行性能模型的准确性；采用快速非支配排序遗传算法，集成重量和飞行性能建立总体参数优化模型，选择合适的约束条件和目标函数，对轻型倾转旋翼机总体参数进行优化分析，得到轻型倾转旋翼机最优的总体方案；最后，对轻型倾转旋翼机主要气动部件几何参数进行详细设计，通过 CFD 软件对各部件的气动特性进行分析。最终形成系统的轻型倾转旋翼机总体优化设计方案。

关键词：轻型倾转旋翼机，总体设计，重量模型，飞行性能，优化设计

ABSTRACT

Tiltrotor aircraft combines the advantages of vertical takeoff and landing, hovering for helicopter and high-speed cruising for propeller aircraft. In this thesis, a weight distribution model and flight performance model of a two-ton four-seat light tiltrotor aircraft are established, a preliminary parameter optimization model is established by using a Fast Elitist Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm, and the preliminary parameter optimization research of light tiltrotor aircraft is carried out.

Firstly, the relevant parameters of the two-ton helicopter were analyzed statistically, the Ratio of Fuel Sizing Method is used to calculate the weight data of the light tiltrotor aircraft, and the preliminary parameters analysis method is established by the design method based on analysis, forming the preliminary design scheme. And then, refer to the Aero Flight Dynamics Directorate weight model and the weight estimation method of aircraft, the parametric weight model of each subsystem of the light tiltrotor aircraft are established by making corrections on this basis, forming the weight distribution model; based on momentum theory and blade element theory, the power required calculation model of proprotor was established; based on the flight performance methods of single-rotor helicopters and propeller aircraft, the analysis model of vertical and forward flight performance was established and the accuracy of the models are verified according to the data of XV-15 tiltrotor aircraft. Integrating the weight and flight performance, a multi-objective optimization model of preliminary parameters is established by Fast Elitist Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm, selecting suitable constraints and objective functions to optimize the preliminary parameters of the light tiltrotor aircraft, and the optimal preliminary scheme of the light tiltrotor aircraft was obtained. Finally, the geometric parameters of the main aerodynamic components of the light tiltrotor aircraft were designed, and the aerodynamic characteristics of each component are analyzed by CFD software. In conclusion, the systematic preliminary optimization design on light tiltrotor aircraft was formed.

Keywords: light tiltrotor aircraft, conceptual design, weight model, flight performance, optimization design

目 录

第一章 绪论.....	1
1.1 引言	1
1.2 倾转旋翼机发展概况.....	3
1.3 倾转旋翼机设计研究现状	7
1.4 本文的主要研究工作.....	9
第二章 轻型倾转旋翼机总体参数分析	11
2.1 引言	11
2.2 设计要求分析.....	11
2.3 总体参数选择.....	12
2.3.1 总重	13
2.3.2 旋翼参数估算.....	15
2.3.3 机翼参数估算.....	16
2.3.4 发动机功率估算.....	17
2.4 设计算例分析.....	18
2.5 本章小结	19
第三章 轻型倾转旋翼机重量分配模型和飞行性能模型	20
3.1 引言	20
3.2 倾转旋翼机重量分配模型	20
3.2.1 倾转旋翼机重量分类.....	20
3.2.2 机翼重量模型.....	21
3.2.3 结构重量模型.....	21
3.2.4 推进系统重量模型.....	23
3.2.5 系统和装备重量模型.....	24
3.3 重量分配模型的验证.....	25
3.4 倾转旋翼机飞行性能模型	26
3.4.1 旋翼需用功率计算.....	26
3.4.2 垂直飞行性能.....	28
3.4.3 前飞性能计算.....	29
3.5 飞行性能模型验证.....	31
3.5.1 垂直飞行性能.....	32
3.5.2 前飞性能.....	33
3.5.3 性能计算对比值.....	34
3.6 本章小结	34
第四章 轻型倾转旋翼机总体参数优化	35

4.1 引言	35
4.2 重量分配和性能计算	35
4.2.1 重量参数分析	35
4.2.2 飞行性能计算	36
4.3 快速非支配排序遗传算法	37
4.4 总体参数优化模型	38
4.5 优化结果分析	40
4.6 本章小结	42
第五章 轻型倾转旋翼机气动部件设计	43
5.1 引言	43
5.2 旋翼设计	43
5.3 旋翼气动分析	44
5.3.1 计算域和边界条件	44
5.3.2 网格划分	45
5.3.3 计算结果分析	46
5.4 机翼设计	47
5.4.1 机翼主要参数设计	48
5.4.2 机翼气动特性	49
5.5 尾翼设计	51
5.5.1 尾翼初步设计	51
5.5.2 尾翼气动特性	52
5.6 机身设计	54
5.6.1 机身总体布局要求	54
5.6.2 机身外形设计方法	54
5.6.3 机身外形尺寸	56
5.6.4 机身气动特性	58
5.7 本章小结	60
第六章 总结与展望	61
6.1 本文工作总结	61
6.2 后续工作展望	61
参考文献	63

图表清单

图 1.1 AW609 倾转旋翼机三种飞行模式.....	1
图 1.2 总体参数优化设计框图.....	2
图 1.3 Model 1-G 倾转旋翼机.....	3
图 1.4 XV-3 倾转旋翼机.....	4
图 1.5 XV-15 倾转旋翼机.....	4
图 1.6 V-22“鱼鹰”倾转旋翼机	5
图 1.7 AW609 倾转旋翼机	6
图 1.8 V-280 倾转旋翼机.....	6
图 1.9 轻型倾转旋翼机总体参数优化设计框架.....	9
图 2.1 燃油比例平衡法流程图.....	13
图 2.2 总重和燃油重量在不同空重比 k 下随航程的变化 ($E=0.3\text{kg/kw}\cdot\text{h}$)	14
图 2.3 总重和燃油重量在不同耗油率 E 下随航程的变化 ($k=0.65$)	14
图 2.4 两吨级直升机桨盘载荷分布.....	15
图 2.5 桨尖速度约束边界.....	16
图 2.6 涡轴发动机高度特性.....	17
图 3.1 轻型倾转旋翼机重量分类.....	20
图 3.2 XV-15 海平面悬停需用功率系数—拉力系数曲线.....	27
图 3.3 倾转旋翼机悬停性能计算流程.....	28
图 3.4 倾转旋翼机爬升性能计算流程.....	29
图 3.5 倾转旋翼机直升机模式燃油消耗率与功率关系.....	30
图 3.6 XV-15 倾转旋翼机悬停时需用功率随高度的变化曲线	32
图 3.7 XV-15 倾转旋翼机垂直飞行性能	32
图 3.8 XV-15 倾转旋翼机前飞速度与需用功率关系 ($H=4000\text{m}$)	33
图 3.9 XV-15 倾转旋翼机前飞速度和航程航时关系	33
图 4.1 轻型倾转旋翼机高度-垂直爬升率曲线	36
图 4.2 轻型倾转旋翼机平飞需用功率-前飞速度曲线	36
图 4.3 轻型倾转旋翼机航程和航时-前飞速度曲线	37
图 4.4 NSGA-II 算法的执行步骤	38
图 4.5 快速非支配排序遗传算法流程图	39
图 4.6 优化 Parteo 解集	41
图 5.1 轻型倾转旋翼机桨叶扭转角分布.....	43
图 5.2 轻型倾转旋翼机桨叶弦长分布.....	44
图 5.3 轻型倾转旋翼机桨叶翼型分段配置.....	44
图 5.4 计算域示意图	45
图 5.5 桨叶区域网格	45
图 5.6 嵌套网格示意图	46
图 5.7 旋翼拉力-总距曲线	46
图 5.8 旋翼扭矩-总距曲线	47
图 5.9 旋翼流场	47
图 5.10 翼型升力系数曲线.....	48

图 5.11 翼型升阻比曲线.....	48
图 5.12 机翼气动力系数-前飞速度曲线图	50
图 5.13 机翼气动力系数-俯仰角曲线图	51
图 5.14 传统尾翼设计流程.....	51
图 5.15 尾翼气动力系数-前飞速度曲线图	53
图 5.16 尾翼气动力系数-俯仰角曲线图	54
图 5.17 采用楔形机身的 Piper PA-28 Cherokee 飞机.....	55
图 5.18 典型管状机身示意图.....	55
图 5.19 采用蝌蚪形机身的 Rolladen-Schneider LS4 滑翔机	56
图 5.20 并排座椅的小型飞机横截面示意图.....	56
图 5.21 标准人体站立和坐姿模型.....	56
图 5.22 机身气动力系数-前飞速度曲线图	59
图 5.23 机身气动力系数-俯仰角曲线图	60
 表 2.1 四座轻型倾转旋翼机性能指标.....	11
表 2.2 两吨级直升机总体参数数据汇总.....	12
表 2.3 轻型倾转旋翼机总重数据.....	14
表 2.4 轻型倾转旋翼机总体参数.....	18
表 3.1 轻型倾转旋翼机重量分类.....	25
表 3.2 XV-15 倾转旋翼机性能数据与本文计算值对比.....	34
表 4.1 轻型倾转旋翼机重量分配表.....	35
表 4.2 优化变量选择范围.....	40
表 4.3 优化前后结果对比.....	41
表 5.1 副翼气动布局参数.....	49
表 5.2 机翼不同速度数值模拟结果.....	49
表 5.3 尾翼不同速度数值模拟结果.....	50
表 5.4 尾翼外形参数	52
表 5.5 尾翼不同速度数值模拟结果.....	52
表 5.6 尾翼不同速度数值模拟结果.....	53
表 5.7 人体模型尺寸	57
表 5.8 座舱布置	58
表 5.9 机身外形尺寸	58
表 5.10 机身不同速度数值模拟结果.....	59
表 5.11 机身不同速度数值模拟结果.....	59

注释表

A	桨盘面积	T	旋翼拉力
c	桨叶平均弦长	u	前飞速度
c_d	桨叶平均阻力系数	U_c	爬升速度
C_{Lwing}	机翼升力系数	V_{cruise}	巡航速度
C_T	拉力系数	v_i	旋翼诱导速度
C_P	功率系数	\bar{v}_i	诱导速度无量纲化
C_D	阻力系数	W_0	总重
C_X	机身废阻系数	W_{empty}	空机重量
D	阻力	$W_{payload}$	任务载荷
e	机翼效率因子	W_{fuel}	燃油质量
f_G	地面效应因子	W_{MTO}	最大起飞重量
H_h	悬停升限	W_{Rotor}	旋翼重量
K_{ind}	诱导功率修正系数	$W_{Fuselage}$	机身重量
K	升阻比	$W_{Empennage}$	尾翼重量
k	空重比	W_{AG}	起落架重量
L_{max}	航程	W_{NA}	发动机短舱重量
L	升力	W_{Engine}	发动机重量
\dot{m}_{fuel}	燃油消耗率	W_{Fuel}	燃油重量
N_b	桨叶片数	W_{Drive}	驱动系统重量
P_r	旋翼需用功率	W_{FCS}	飞控系统重量
P_{pr}	旋翼型阻功率	W_{Hyb}	液压系统重量
P_i	诱导功率	Z	重量效率
P_p	废阻功率	σ	旋翼实度
P_c	爬升功率	κ	桨尖损失系数
p	桨盘载荷	ξ	功率传递系数
R	旋翼半径	Ω	旋翼转速
S_w	机翼面积	μ	前进比

缩略词

缩略词	英文全称
AFDD	Aero Flight Dynamics Directorate
NSGA-II	Non-dominated Sorting Genetic Algorithm
NASA	National Aeronautics and Space Administration
FOCA	Federal Office of Civil Aviation
CFD	Computational Fluid Dynamics

第一章 绪论

1.1 引言

直升机的发展要远远早于固定翼飞机，公元前 500 年我国晋朝所出现的竹蜻蜓就是现代直升机的雏形，在 15 世纪达芬奇也曾提出通过旋转实现空中悬停的梦想，并绘制出了草图。但直到莱特兄弟发明第一架有动力飞行器 30 年后，世界上第一架直升机才实现了稳定受控飞行。直升机依靠旋翼提供升力和推力，并可以通过操纵旋翼实现对飞行器的控制，因此直升机可以实现固定翼飞机难以实现的垂直起降、空中悬停和任意方向飞行。

对于旋翼飞行器来说，悬停效率是衡量其性能的主要标准，由于直升机旋翼桨盘载荷极低，成为了目前可利用的效率最高的垂直起降飞行器。然而，传统的单旋翼直升机也存在着很多缺陷，具体表现在：一是直升机的旋翼需要同时提供升力、推力以及控制直升机所需的力；二是在前飞速度比较大的时候前行桨叶会出现激波，后行桨叶出现动态失速，因此前飞速度会受到限制；三是随着前进速度的增加，旋翼的反流区面积也大大增加，旋翼桨盘有效面积大大减小^[1]。这就导致了传统的单旋翼直升机难以实现高速的要求，这也是直升机与固定翼飞机相比存在的缺点。而倾转旋翼机通过其特有的结构形式将二者的优点结合，垂直飞行时，旋翼的旋转平面和地面平行，实现垂直起降和空中悬停；固定翼模式时，旋翼短舱向前倾斜，此时旋翼的作用类似于螺旋桨，产生前进的拉力，实现高速前飞。图 1.1 显示了 AW609 倾转旋翼机的三种飞行模式。



图 1.1 AW609 倾转旋翼机三种飞行模式

在实现垂直起降和高速巡航的同时，倾转旋翼机的结构也变得相当复杂，不同的飞行模式对旋翼的要求也相互矛盾，在直升机模式时，要求旋翼桨叶拥有大展弦比、小扭转角；在固定翼模式时，要求旋翼桨叶有大扭转角和较低的展弦比，这就使得倾转旋翼机的总体设计要比传统的旋翼类飞行器更加复杂，也对倾转旋翼机的总体设计提出了更高要求。

旋翼飞行器设计是一门综合性学科，需要多学科、多领域的先进技术作为支撑，旋翼飞行器的设计包括概念设计、初步设计和详细设计三个阶段，总体设计在其中占据着重要地位，

它囊括了从概念设计到初步设计的全过程，这一阶段所形成的总体方案决定了飞行器的性能，并且会贯穿整个设计流程，对后续的详细设计有着重要影响。以往旋翼飞行器的总体参数选择主要是依靠统计数据或者参考成熟的样机数据，得到初步的总体方案，在此基础上，依据设计者的工程经验进行优化改善，得到最终的总体方案。在这一过程中，设计者的主观因素对总体方案的好坏影响很大，而且不断的优化完善需要很长的时间，导致飞行器的设计周期变长，设计效率低下，并且最终形成的总体方案也并非最优方案，因此传统的设计方法存在一定的局限性^[2]。

在旋翼飞行器总体设计过程中，不同学科都有着各自的设计要求，因此在选择总体参数时需要将这些设计要求都兼顾到，而往往这些设计要求之间又相互矛盾，因此传统的总体设计方法遇到了更大的挑战，难以满足现代飞行器总体设计要求。随着科学技术的发展，计算机应用水平也随着迅速发展，各种设计理论和设计方法的出现极大的推动了旋翼飞行器总体设计技术的发展，总体参数优化设计的方法也随之逐渐成熟，并且逐步应用于旋翼飞行器的总体设计中。我们通常说的优化设计，究其本质是将总体设计中的复杂问题转化为在各种的约束条件下求解目标函数的最优解的问题，首先建立分析所需的数学模型，结合一些高性能的优化算法，通过计算机软件和编程工具对总体方案进行寻优计算，最终选出在设计要求作为约束条件下的最优总体方案^[3]。总体参数优化设计技术在旋翼飞行器总体设计方面的应用大大提升了旋翼飞行器设计效率，也使得设计方案更加可信，从根本上提高了旋翼飞行器总体设计水平。总体参数优化设计框图如图 1.2 所示。

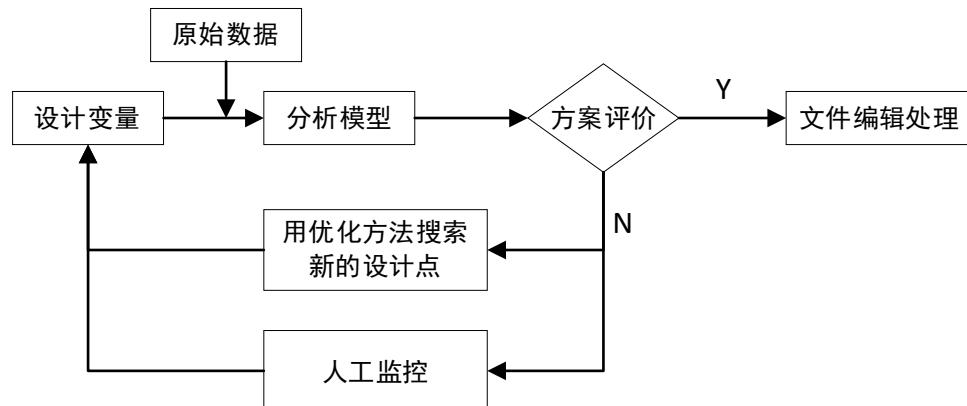


图 1.2 总体参数优化设计框图

倾转旋翼机是旋翼飞行器的热点发展方向之一^[4]，在这一大背景下，本文在利用传统旋翼飞行器设计方法的同时，将先进的优化方法与之结合并形成新的优化设计方法，开展了一款轻型倾转旋翼机总体参数优化设计方面的研究，对轻型倾转旋翼机在总体设计中的一些关键技术问题进行研究。对同重量级的直升机总体参数进行统计分析，采用基于分析的设计方法建立轻型倾转旋翼机总体参数选择方法，构建了轻型倾转旋翼机的重量分析和主要飞行性能计算模型，建立轻型倾转旋翼机在重量和飞行性能两个不同维度的评价标准，通过线性加权的方法将两个评价标准结合起来，采用 NSGA-II 算法建立总体参数优化模型，通过优化设

计实现轻型倾转旋翼机总体方案的综合性优化，提高轻型倾转旋翼机的总体性能水平，为我国轻型倾转旋翼机的设计研制提供优化设计的理论基础。

1.2 倾转旋翼机发展概况

倾转旋翼机并不是一个全新的研究领域，NASA、波音和贝尔等机构早在 60 年前就开展了关于倾转旋翼机方面的研究，并且设计测试了多个型号的倾转旋翼机^[5]。

1947 年，美国超越飞机公司成立，两位创始人一直致力于旋翼飞行器的研究，并且在同年开始 Model 1-G 倾转旋翼机的研制工作，在旋翼的结构形式方面，设计者决定采用铰接式旋翼，每副旋翼安装三片桨叶，全机长 7.9 米，翼展 6.4 米，旋翼直径 5.2 米如图 1.3 所示。在克服种种困难之后，该款倾转旋翼机于 1954 年 7 月完成首飞，12 月完成旋翼倾转试验，并在随后相继完成了 20 多小时的飞行试验，但后因控制系统出现故障，在一次飞行试验中导致坠机。随后，该公司分别于 1956 年和 1957 年研制了第二架双座验证机 Model 2 和采用涡轴发动机的第三架验证机 Model 3，但最终由于资金问题导致项目失败。



图 1.3 Model 1-G 倾转旋翼机

1951 年，Bell 直升机公司和美国陆军签订合同，并同时开始了 XV-3 倾转旋翼机的研制工作，该款倾转旋翼机同样是通过安装在翼尖部位的两幅旋翼实现不同状态的飞行，每副旋翼安装三片桨叶，通过电动驱动器实现倾转，并采用滑橇式起落架，如图 1.4 所示。在研制工作完成后，于 1955 年 8 月 11 日实现首飞，但是在 1956 年倾转机构的一次倾转试验中，旋翼轴前倾到 17 度的时候，机身开始出现严重的振动，最终导致机体解体^[6]。

在第一架出现事故之后，Bell 直升机公司在吸取了第一架研制经验的基础上，开始着手研制第二架试验样机，并且将旋翼改用两片桨叶。研制成功之后，进行了一系列的风洞试验，随后于 1958 年 1 月 2 日完成首次试飞。但在同年 5 月份进行旋翼倾转试验时，旋翼倾转到 40 度时再次出现了严重的动力学问题。为了解决不稳定问题，进行了一系列的风洞试验，并根据试验数据调整了旋翼直径，并加强了机翼结构，于同年 12 月 12 日再次试飞，六天后进行了前飞试验，并成功从垂直飞行状态转换到水平飞行状态。但遗憾的是，在 1960 年的

一次风洞试验中，第二架样机也出现了不稳定现象，导致解体。随着第二架样机的解体，该项目也宣布终结。虽然没有研制出投入使用的倾转旋翼机，但是在两架样机的研制过程中积攒了大量的宝贵经验，为后续倾转旋翼机的研制工作提供了理论依据和数据支撑。



图 1.4 XV-3 倾转旋翼机

尽管人们在研制倾转旋翼机的道路上接连遭遇挫折，但是并没有因此就结束对倾转旋翼机研制工作的探索，在 XV-3 项目终结后的第七年，美国军方推出了一款预研型号，为了避免导致 XV-3 项目终结的动力学问题，设计者们决定通过试验的方式将其解决。1968 年，Bell 直升机公司重新开始了一款全新型号的倾转旋翼机的研制工作，命名为 Model 300，并首次将万向铰旋翼应用于倾转旋翼机。

在进行了一系列的试验之后，NASA 和美国军方决定继续开展倾转旋翼机的研制工作，在 Model 300 的基础上研制 Model 301，该型号成为了 XV-15 倾转旋翼机的雏形，为后来 XV-15 倾转旋翼机的研制工作提供了大量的技术支撑。1977 年，XV-15 完成了垂直起降和悬停试验，并在两年后完成了旋翼的倾转试验，在 XV-15 的研制过程中，在吸取之前型号研制经验的基础上，对旋翼桨叶进行了一系列的试验研究，并首次在倾转旋翼机中通过采用前掠机翼，以增强其稳定性^[7-10]。图 1.5 为 XV-15 正在进行悬停试验。



图 1.5 XV-15 倾转旋翼机

XV-15 是世界上第一架可实用性的倾转旋翼机，也是人类对倾转旋翼机研制的探索中的第一次成功试验。在 XV-15 倾转旋翼机研制成功之后，Bell 直升机公司和 Boeing 公司于 1983 年再次开展对新型号倾转旋翼机的设计研究工作，该型号命名为 V-22，如图 1.6 所示。六年后的第一架 V-22 试验样机研制完成，并在同年 3 月完成首次试飞，9 月完成旋翼倾转试验，首次实现垂直飞行状态向水平飞行状态的过渡。V-22 的成功研制，标志着倾转旋翼机的研制逐渐走向成熟，它也成为了世界上第一款批量服役于部队的倾转旋翼机^[11]，到目前为止，V-22 倾转旋翼机已经服役了 30 多年，在海上救援，后勤保障等方面表现出了巨大优势。但其事故率也非常高，从 1991 年服役至今，已经发生了 13 次坠机事故，这也让我们意识到，有关倾转旋翼机的关键技术仍需进一步探索。



图 1.6 V-22 “鱼鹰” 倾转旋翼机

倾转旋翼机在军用方面展现出巨大优势的同时，Bell 直升机公司和 Boeing 在 1996 年决定在 V-22 的基础上共同研制一款 9 座的民用倾转旋翼机，命名为 BA-609，并预计在 2001 年实现首飞，生产 4 架原型机。但随着 Boeing 公司业务调整，于 1998 年退出了该民用倾转旋翼机计划，后 Bell 直升机公司和意大利的 Agusta 公司合作继续开展民用倾转旋翼机项目，2003 年第一架试验样机制造完成，同年实现首飞，在 2006 年之前完成其他三架试验样机的生产制造，并完成了全部试飞科目。但在 2011 年，Bell 直升机公司因对该项目的前景不满意，决定退出该项目，Agusta 公司将该项目改名为 AW-609^[12]。

该款倾转旋翼机机身长度 13.4 米，翼展 10 米，最大宽度 18.3 米，安装了两台功率为 1940 马力的涡轴发动机，最大飞行速度超过了 500km/h^[13]，大大提高了垂直起降飞行器的航程和巡航速度，成为了第一款投入实用的民用倾转旋翼机。图 1.7 显示了 AW609 倾转旋翼机的直升机飞行模式。



图 1.7 AW609 倾转旋翼机

2013 年，美国陆军提出的“未来直升机（FVL）”计划首次曝光，Bell 直升机公司和洛马公司的更先进的倾转旋翼机方案被该计划选中，并且在 2015 年启动了首架 V-280 试验验证机的研制工作，如图 1.8 所示，在掌握了大量的关键技术和研制经验的情况下，该架验证机仅用了两年的时间就制造完毕，并于 2017 年 12 月完成首飞。V-280 倾转旋翼机在沿用了倾转旋翼技术的基础上，结合之前几款倾转旋翼机积累的经验，V-280 倾转旋翼机改变了倾转模式，发动机不再随旋翼短舱倾转，改善了发动机尾气导致乘员无法乘降的问题，同时针对 V-280 倾转旋翼机暴露出来的一些问题进行优化设计，在提高飞行性能和可靠性的基础上，最大程度的降低了设计研发和生产成本。2022 年，V-280 倾转旋翼机打败 X-2 高速直升机，成为了美国军方代替“黑鹰”的新一代运输型直升机。



图 1.8 V-280 倾转旋翼机

1.3 倾转旋翼机设计研究现状

自倾转旋翼机问世以来，国外对其关键技术进行了大量的研究，目前国外的倾转旋翼机相关技术已经趋于成熟；但国内虽然起步较晚，在倾转旋翼机的关键技术方面也做了大量研究，主要的研究工作集中在概念设计阶段的总体设计、气动特性以及动力学特性等方面。

2009年，美国国家航空宇航局建立了NDARC(NASA Design and Analysis of Rotorcraft)的理论框架^[14]，将旋翼飞行器细分成部件，根据大量的统计数据建立了机身、机翼、旋翼、尾翼等主要部件的升阻特性、重量估算以及性能计算的参数化模型。在使用该方案进行旋翼飞行器总体参数研究时，根据飞行器构型，选择所需部件模型，建立各部件的参数化模型，以形成最初的总体方案。

文献[15]设计了一款用于规划任务要求、飞行器构型、重量分配、计算发动机性能和翼型特性的软件；采用修正的动量理论结合修正系数以及简化的桨叶失速模型进行性能计算，介绍了一种确定飞行器总重的新方法——燃油比例平衡法(Ratio of Fuel Sizing Method)，根据设计要求计算飞行器需用燃油和可用燃油质量，以总重为变量进行迭代，二者相等时的总重数据即为满足飞行器性能的总重。开发出了一款可以在整个方案设计和初步设计阶段协助决策的旋翼飞行器设计软件，该软件也成为了佐治亚理工学院旋翼飞行器设计小组在参加美国垂直飞行学会的年度旋翼飞行器设计竞赛中用于概念设计和性能计算的主要工具。

文献[1]为了进行倾转旋翼机飞行轨迹优化模拟和评估，将倾转旋翼机视为质点，建立了倾转旋翼机在三维空间的数学模型，并通过XV-15数据验证了模型的准确性；同时将飞行动力学模型与优化技术结合起来，填补了目前在倾转旋翼机建模及其飞行动力学领域的研究空白。

文献[16]重点研究了倾转旋翼机旋翼/机体相互作用对预测过渡走廊、配平特性和飞行性能的影响，建立了包含机翼、机身、尾翼及旋翼等各部件的飞行动力学模块和气动力模块的空气动力学模型；提出了一种鲁棒性较强的Newton-Raphson方法，该方法采用可变阻尼因子来求解未知配平量；同时提出了一种在整个过渡走廊都适用的万向铰旋翼运动方程的新公式。

国内关于倾转旋翼机总体设计研究方面，朱庆镇[17]对各气动部件建模，建立了气动模型，结合单旋翼直升机飞行性能的工程算法，建立了倾转旋翼机的飞行性能计算方法，根据直升机重量分析方法，建立了倾转旋翼机重量模型。以重量效率为目标函数，引入蚁群算法构建优化模型，通过选取适当的约束条件和优化变量，对V-22“鱼鹰”的总体参数进行优化设计，最终形成了最优的总体设计方案。

左正新[18]在前人的基础上，对重量模型和飞行性能进行修正完善，重点研究了倾转旋翼机机翼重量的估算方法。基于刚度分析，构建了倾转旋翼机的重量分析模型；建立了大角度修正的动量叶素理论，并以此为基础建立了倾转旋翼机飞行性能计算模型；基于统计数据建立了倾转旋翼机总体参数选择方法；在此基础上建立了倾转旋翼机总体参数优化模型，分

别以悬停需用功率、前飞需用功率以及悬停功率-前飞功率为优化目标，对三种情况下的总体提参数进行优化，形成了倾转旋翼机总体优化方案，为倾转旋翼机在概念阶段的设计研究工作提供了参考。

国内近些年重点对倾转四旋翼的相关技术进行了研究，周琪琛[19]基于蚁群算法建立了倾转四旋翼飞行器的总体优化设计中，以重量效率、飞行性能等为约束条件，首次建立了多学科优化模型，为倾转四旋翼飞行器的研制奠定了理论基础。杜心田[20]在前人的基础上，提出了燃油比例平衡法估算重量数据，并根据设计要求选择了倾转四旋翼的总体参数；在建立飞行性能和重量模型的基础上，以飞行性能为约束条件，重量效率为优化目标，基于遗传算法建立优化模型，确定了最终的最优总体方案；开展了气动布局相关的研究工作，建立了气动模型和倾转四旋翼的飞行动力学模型，分析了其稳定性，验证了方案的可行性，完成了概念设计阶段的设计工作。

王坤[21]开展了一款 17 吨级的倾转四旋翼飞行器总体布局研究，首先确定了初步布局方案，对全机重量进行分配；利用 CFD 软件对不同飞行状态的气动特性进行了数值模拟；建立了飞行动力学模型，在此基础上分析了稳定性和操纵性；对倾转四旋翼的总体布局工作进行了研究。葛雷[22]建立了倾转旋翼机非线性飞行动力学模型，在此基础上重点对倾转旋翼机的重心包线计算进行了研究。

薛立鹏[23]建立了适用于倾转旋翼机的气动模型和动力学模型，并进行了气动性能试验和气动干扰试验用以验证气动模型的准确性，就直径变化对旋翼性能的影响进行了深入研究；采用多目标遗传算法对倾转旋翼机的气动性能开展了优化设计；分析了气动/动力学的耦合关系及参数敏感性，在此基础上建立了多学科优化模型，实现了倾转旋翼机气动/动力学多学科优化设计。

赵洪[24]首先建立了无人旋翼飞行器总体参数和构型选择方法，将飞行器部件模块化，分别建立气动模型和重量模型，进而建立总体优化模型；建立旋翼飞行器飞行动力学模型，对不同飞行状态进行配平和需用功率求解；建立了无人旋翼飞行器飞行品质评价模型，对飞行器飞行品质进行评估；建立了集重量、气动、飞行性能、飞行品质及飞行力学与一体的多学科总体参数优化模型，完成无人旋翼飞行器多学科协同优化工作。

吴榕[25]基于动量源方法建立了倾转旋翼机气动干扰模型，对变直径和变转速旋翼的气动干扰进行研究，建立了气动干扰因子关于桨叶直径和旋翼转速的经验公式；基于动量/叶素理论及升力线理论建立了倾转旋翼机气动模型，对倾转旋翼机非线性飞行动力学模型及配平方法进行了研究，研究了在不同直径、不同转速下全机配平量的变化，总结了变直径和变转速对倾转旋翼机飞行性能的影响规律。王昊[26]重点研究了倾转旋翼机直径变化对飞行性能和气动性能的影响，研究了不同飞行状态下不同直径的重心包线。

1.4 本文的主要研究工作

目前，现有的倾转旋翼机都是重型机或中型机，还没有轻型倾转旋翼机。随着民用市场需求的不断增加和低空空域的逐步开放，轻型倾转旋翼机的需求将明显增加。因此，研发轻型倾转旋翼机具有重要的工程价值。但由于缺乏轻型倾转旋翼机的相关技术资料，开展轻型倾转旋翼机设计将面临重大技术挑战。本文根据轻型倾转旋翼机总体设计的特点和参数优化的架构，建立轻型倾转旋翼机的总体参数优化设计框架，如图 1.9 所示。

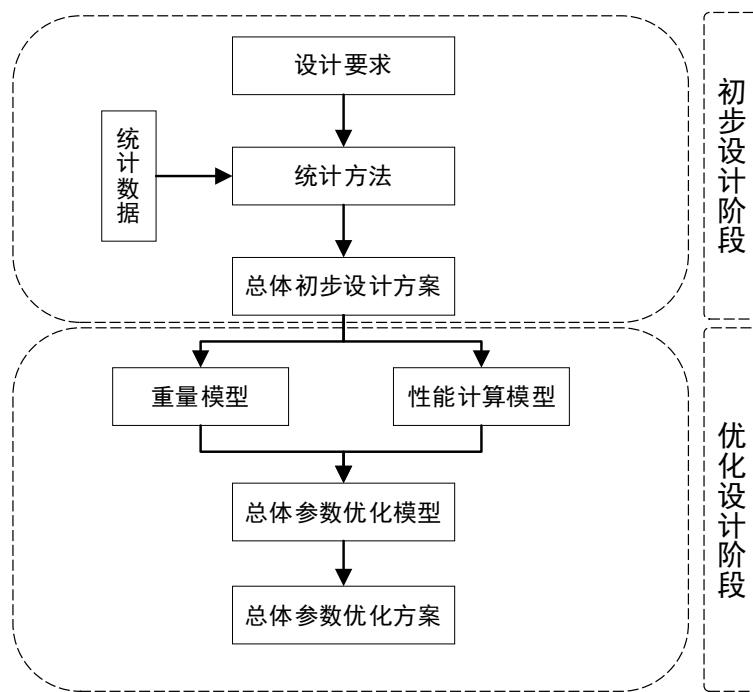


图 1.9 轻型倾转旋翼机总体参数优化设计框架

根据该框架，可将轻型倾转旋翼机总体优化设计分为两个阶段，第一阶段是确定初步总体方案的初步设计阶段，第二阶段是对总体参数多目标优化的优化设计阶段。在初步设计阶段，对两吨级直升机的总体参数进行统计分析，采用基于统计的分析方法初步选定轻型倾转旋翼机的总体参数；在优化设计阶段，建立轻型倾转旋翼机的重量分析模型和飞行性能计算模型，根据这些和总体设计相关的分析模型，建立轻型倾转旋翼机的总体参数多目标优化模型，对初步阶段形成的初步总体方案进行优化设计，并对轻型倾转旋翼机的主要气动部件进行设计，得到轻型倾转旋翼机的最优总体方案。

本文主要研究内容如下：

(1) 提出轻型倾转旋翼机的设计要求，统计了国内外两吨级直升机的相关数据，采用基于统计的分析方法对主要总体参数进行分析，建立轻型倾转旋翼机总体参数选择方法，形成轻型倾转旋翼机的初步总体方案。

(2) 查阅相关文献，在 AFDD 重量模型的基础上进行修正，对倾转旋翼机各系统的重量进行参数化建模，建立满足轻型倾转旋翼机特点的重量分配和子系统重量分析模型；采用动量理论和叶素理论建立轻型倾转旋翼机需用功率计算模型和直升机模式飞行性能计算模

型，引入阻力特性和发动机燃油消耗率与转速关系，建立飞机模式的飞行性能计算模型；根据 XV-15 倾转旋翼机的相关试验数据验证模型准确性。

(3) 对轻型倾转旋翼机的重量分配和飞行性能进行计算，将重量分析模型和飞行性能计算模型通过线性加权的方法结合起来，采用 NSGA-II 算法，以重量效率、飞行性能为目标函数，建立轻型倾转旋翼机总体参数优化模型，对初步确定的轻型倾转旋翼机总体参数方案进行优化设计，确定轻型倾转旋翼机最优的总体方案。

(4) 根据优化确定的轻型倾转旋翼机总体方案，参考国外成熟机型，对旋翼扭转角分布，弦长分布以及桨叶翼型配置进行设计，利用 CFD 软件，采用嵌套网格对孤立旋翼的气动性能进行数值模拟；对机翼翼型、上反角和前掠角进行设计；采用尾容量法对尾翼的几何参数进行设计，选择平尾和垂尾的翼型；参考通用飞机机身设计方法，建立人体数据模型，结合轻型倾转旋翼机特点对机身参数进行详细设计；利用 CFD 软件对机翼、尾翼和机身的气动特性进行数值模拟。

第二章 轻型倾转旋翼机总体参数分析

2.1 引言

飞行器总体设计是一项系统性工程,可以分为概念设计、初步设计和详细设计三个阶段,在概念设计阶段的主要任务就是确定出满足性能要求的总体参数,为后续的研发工作提供理论依据和数据支撑。根据倾转旋翼机的特点,需要确定的总体参数有:轻型倾转旋翼机的起飞总重、空机重量、旋翼半径、旋翼实度、旋翼桨尖速度、机翼展弦比、机翼面积和发动机功率。根据这些总体参数形成轻型倾转旋翼机的初步总体方案^[27]。

本章节以轻型倾转旋翼机为研究对象,首先根据其用途和任务特点,提出轻型倾转旋翼机的主要设计要求;收集相同重量级的直升机总体参数及性能参数,参考统计到的数据,结合相关的经验公式,建立轻型倾转旋翼机总体参数分析模型;最后根据飞行性能的设计要求和任务载荷确定四座轻型倾转旋翼机的总体参数的初始值。

2.2 设计要求分析

设计要求是研制飞行器的理论依据和一切设计工作的出发点,要在对军用和民用市场进行广泛的调研和分析基础上,并结合当前的科技水平去制定。国外关于倾转旋翼机的关键技术研究较多,并根据用途和设计要求成功研制出了相应的机型,但目前研制成功的倾转旋翼机多以军用为主,国内对倾转旋翼机的研制以无人机为主。

本文的研究对象为四座轻型倾转旋翼机,主要应用于通航领域。任务载荷以及航程和航时是本文样机的两个主要的设计指标,可以根据其任务要求确定。除此之外,为保证轻型倾转旋翼机的生存能力和工作能力,还需要有较大的垂直爬升率、较高的悬停升限和较大平飞速度。根据以上分析,轻型倾转旋翼机的设计要求见下表:

表 2.1 四座轻型倾转旋翼机性能指标

指标	数值
任务载荷 (kg)	500
无地效悬停升限 (m)	≥ 2000
最大平飞速度 (km/h)	≥ 500
垂直爬升率 (m/s)	≥ 6.0
航时 (h)	≥ 3.0
航程 (km)	≥ 1000

在确定设计要求的基础上,还要确定四座轻型倾转旋翼机的构型,目前倾转旋翼机的构型大致可分为两种:倾转双旋翼构型和倾转四旋翼构型,倾转四旋翼构型的结构更加复杂,适用于任务载荷较大的重型倾转旋翼机。由于四座轻型倾转旋翼机的任务载荷较低,考虑现有的倾转旋翼机的研制水平,选择结构相对简单的倾转双旋翼构型。

2.3 总体参数选择

传统的旋翼飞行器总体参数选择方法主要分为两种，一种是“统计分析法”，是根据技术要求，采用理论与统计相结合的一种总体参数选择方法，通过现有的倾转旋翼机的主要总体参数进行统计分析，通过回归算法建立相关的经验公式，结合设计要求获得总体参数。第二种方法是“原准设计法”，即选择和设计要求接近的成熟机型作为原准机，根据原准机的总体参数初步确定轻型倾转旋翼机的总体参数，再经过主要飞行性能的评估以及相关参数的分析，结合设计者的设计经验与工程实践对原方案进行修改，最终形成轻型倾转旋翼机概念设计总体方案^[28]。

对于倾转旋翼机来说，国内外成熟的机型较少，运用统计分析法所得到的经验公式不具有代表性，因此不宜采用该方法进行总体参数的选择；对于原准设计法，目前成熟的机型中没有可参考的机型用于轻型倾转旋翼机总体参数的选择。鉴于传统的旋翼飞行器总体参数选择方法均不适用，本章对两吨级直升机的相关数据整理收集，采用基于分析的设计方法进行轻型倾转旋翼机总体参数的初步分析^[29]。

表 2.2 两吨级直升机总体参数数据汇总

机型	起飞重量 (kg)	直径 (m)	桨叶弦长 (m)	空重 (kg)	桨盘载荷 (kg/m ²)	起飞功率 (kW)
Bell-400A	2495	11.28	0.27	1427	24.97	699
Ka-118	1950	11	—	—	20.52	530
Mi-1	2250	14	—	1785	14.6	423
SA315B	1950	11.02	0.35	1021	20.44	640
SA319	2250	11.02	0.35	1134	23.59	649
AS350/550	2200	10.68	0.35	1108	24.51	510
AS355	2540	10.69	0.35	1315	28.3	680
Do-132	1650	10.7	—	675	15.9	530
BO105	2500	9.84	0.27	—	32.9	626
BO108	2400	10	—	1225	30.56	671
SA316B	2200	11.02	0.35	1300	23.07	649
SA342	2000	10.5	0.3	997	23.1	640
IAR-316B	2200	11.02	0.35	1050	23.07	649
XH-1	2200	11.02	—	1400	23.07	649
AH. Mk1	2405	9.83	—	1465	31.69	510
HAS. Mk1	2495	9.83	—	1566	32.88	529
Bell-206L-3	1882	11.28	—	998	18.84	485
Bell-406	2041	10.67	0.24	1281	22.84	485
K-600	2631	14.33	—	1833	16.31	447
MD900MDX	2449	10.32	0.25	1170	29.29	450
BS-12	2336	11.88	0.254	1417	21.05	432.6

注：—表示未查询到该参数

2.3.1 总重

在轻型倾转旋翼机的设计过程中，总重要在全部的设计工作完成后才能确定。但是倾转旋翼机的起飞重量是概念设计阶段重要的特征参数，它对许多的总体参数都起到了决定性作用，此外，重量效率在总体设计阶段也是重要的指标之一。因此，在概念设计阶段，应首先确定轻型倾转旋翼机的重量参数，包括起飞总重、空机重量和燃油重量。

由于缺少样机的统计数据，本文采用燃油比例平衡法来确定轻型倾转旋翼机的总体参数，燃油比例平衡法是在确定飞行器构型和任务需求的情况下，将飞行器的总重设置为迭代变量，根据给定轻型倾转旋翼机的空重比和燃油消耗率确定需用燃油重量和可用燃油重量，通过不断地迭代，使飞行器的可用燃油和需用燃油达到平衡，从而确定飞行器总重的一种方法。

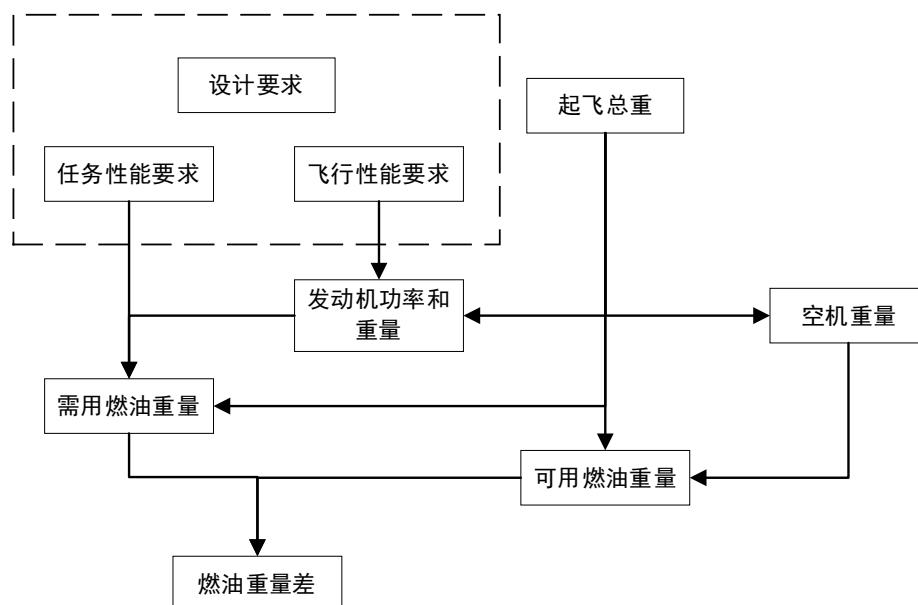


图 2.1 燃油比例平衡法流程图

倾转旋翼机的总重 W_0 主要由空机重量 W_{empty} 、任务载荷 $W_{payload}$ 、以及燃油重量 W_{fuel} 组成，公式如下：

$$W_0 = W_{empty} + W_{payload} + W_{fuel} \quad (2.1)$$

通常情况下，任务载荷在设计要求中给出。根据空重比 k （空机重量与起飞总重量的比值）和任务载荷，可以得到倾转旋翼机的可用燃油重量为：

$$W_{fa} = W_0(1 - k) - W_{payload} \quad (2.2)$$

由于目前处于轻型倾转旋翼机的概念设计阶段，缺乏相关数据，无法详细的计算其飞行性能，所以在这里通过估算的方法估计轻型倾转旋翼机的需用燃油的重量。

在设计要求中给定了航程和航时的要求，通过航程和航时的要求，首先可以确定飞行器的巡航速度 V_{cruise} ：

$$V_{cruise} = L_{\max} / T \quad (2.3)$$

式中, L_{\max} 为任务要求中的航程要求, T 为任务要求中的航时要求。

根据巡航速度可以计算出轻型倾转旋翼机飞行状态的需用功率:

$$P_{cruise} = V_{cruise} \times W_0 \times g / K \quad (2.4)$$

式中, g 表示重力加速度, K 表示轻型倾转旋翼机的升阻比, 取文献[20]的参考值 $K=7$ 。最后, 根据发动机耗油率可以计算出轻型倾转旋翼机的需用燃油的重量:

$$W_{fr} = P_{cruise} \times E \times T \quad (2.5)$$

通过上述的计算方法, 可以计算出在不同空重比和发动机耗油率的情况下, 总重和燃油重量随航程的变化曲线如图 2.2 和图 2.3 所示。

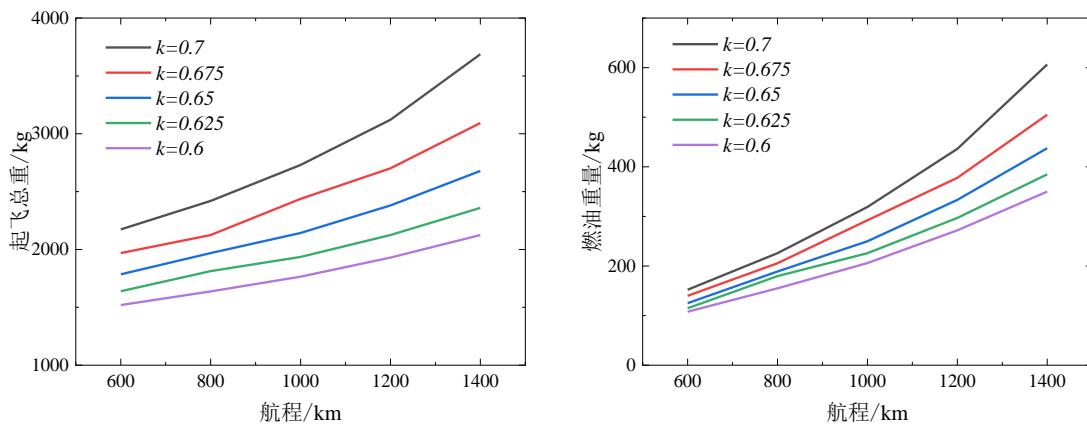


图 2.2 总重和燃油重量在不同空重比 k 下随航程的变化 ($E=0.3\text{kg}/\text{kw}\cdot\text{h}$)

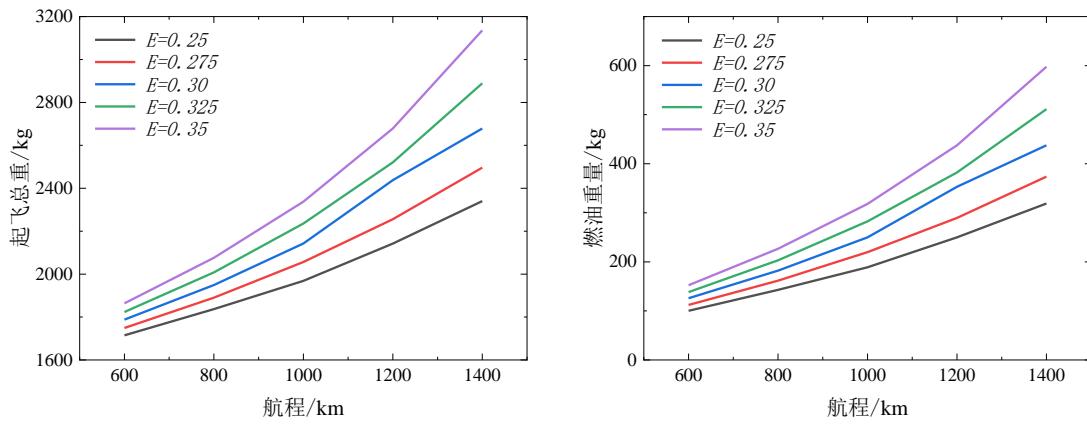


图 2.3 总重和燃油重量在不同耗油率 E 下随航程的变化 ($k=0.65$)

螺旋桨飞机的空重比为 0.55~0.65, 对于倾转旋翼机来说, 一般取空重比为 0.65, 发动机耗油率取为 $0.3\text{kg}/\text{kw}\cdot\text{h}$, 通过迭代, 可以得到轻型倾转旋翼机的总重。

表 2.3 轻型倾转旋翼机总重数据

项目	总重 W_0	空机重量 W_{empty}	需用燃油 W_{fr}	可用燃油 W_{fa}	任务载荷 $W_{payload}$
重量(kg)	2140.6	1391.4	249.7	249.2	500

2.3.2 旋翼参数估算

(1) 桨盘载荷和旋翼半径

桨盘载荷表示桨盘的单位面积所承受的重力，定义为旋翼的拉力和桨盘面积的比值，在已知倾转旋翼机总重的情况下，通过桨盘载荷可以确定旋翼的半径，是在概念设计阶段比较重要的参数之一。对于常规直升机来说，桨盘载荷的取值一般为 $15\text{kg/m}^2 \sim 45\text{ kg/m}^2$ ，图 2.4 表示了两吨级直升机的桨盘载荷分布情况。从图中可以看出，两吨级直升机的桨盘载荷一般位于 $15\text{ kg/m}^2 \sim 35\text{ kg/m}^2$ 。但是对于倾转旋翼机来说，为了兼顾两种飞行模式，其旋翼半径与同重量级直升机相比会小很多，这也必然会导致倾转旋翼机有较大的桨盘载荷。一般情况下，倾转旋翼机的桨盘载荷是同吨位直升机的两倍左右。结合已有的成熟机型的数据，初步选择轻型倾转旋翼机的桨盘载荷为 60kg/m^2 。

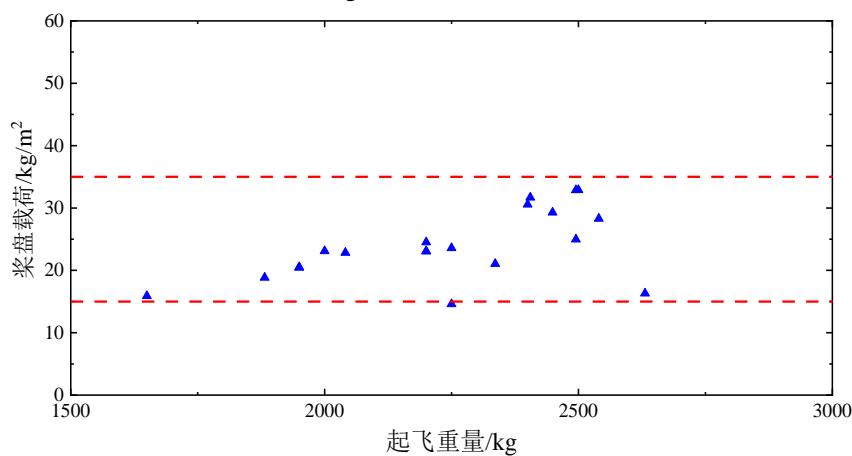


图 2.4 两吨级直升机桨盘载荷分布

旋翼是倾转旋翼机的重要部件，在两种飞行模式中分别提供升力和拉力，因此在概念设计阶段确定旋翼半径至关重要。由于前面已经确定了倾转旋翼机的总重和桨盘载荷，因此可以根据式 (2.6) 初步确定旋翼半径：

$$R = \sqrt{\frac{W_0}{np\pi}} \quad (2.6)$$

式中， n 为旋翼数量， p 为桨盘载荷。

(2) 桨尖速度

在选取倾转旋翼机的桨尖速度时要考虑前行桨叶激波、后行桨叶失速和噪声界限等多方面的限制，桨尖速度过大或者过小都会增加桨叶的型阻。对于采用涡轴发动机的旋翼类飞行器，其桨尖速度大多介于 $200\text{m/s} \sim 300\text{ m/s}$ ，采用活塞发动机的旋翼类飞行器的桨尖速度大多介于 $150\text{ m/s} \sim 220\text{ m/s}$ ，桨尖速度约束边界如图 2.5 所示。在飞行速度较大时，桨尖速度往往是按出现局部激波的限制来确定，前行桨叶的桨尖马赫数要低于 0.9，于是有：

$$V_{tip} \leq Ma_{max} \cdot a_0 - V_{max} \quad (2.7)$$

式中， Ma_{max} 为最大马赫数， a_0 为当地音速，一般取 $Ma_{max}=0.9$ 。

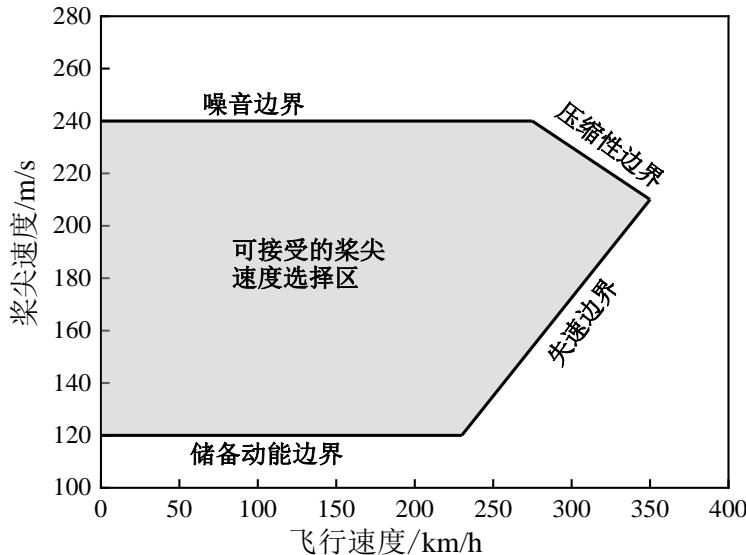


图 2.5 桨尖速度约束边界

(3) 旋翼实度和桨叶弦长

旋翼实度表示桨叶面积之和与桨盘面积的比值，是倾转旋翼机概念设计阶段的重要参数，其定义如下：

$$\sigma = \frac{N_b \cdot \int c dr}{\pi R^2} \quad (2.8)$$

对于常规直升机来说，旋翼实度的取值一般为 0.03~0.1；由定义可以发现，实度和桨叶的弦长 c 以及旋翼半径 R 密切相关，在已知旋翼半径和桨叶片数的情况下，计算出桨叶平均弦长就可以确定轻型倾转旋翼机的旋翼实度。因为已有的倾转旋翼机统计数据很少，不具有代表性，所以本文引用文献[17]中单旋翼直升机桨叶平均弦长的经验公式。考虑到倾转旋翼机的特点，在此基础上进行修正，见式 (2.9)：

$$c = 0.01437 \frac{(W_0 / 2)^{0.4943}}{(N_b / 2)^{0.6272}} \quad (2.9)$$

式中， N_b 表示单个旋翼的桨叶片数。

2.3.3 机翼参数估算

倾转旋翼机高速前飞时，由旋翼系统提供前进的拉力，机翼产生用于平衡重力的升力，其前飞特性和螺旋桨飞机类似。在概念设计阶段，除了旋翼的相关参数和重量参数，还需要对机翼的主要参数进行估算，主要确定机翼的展弦比和机翼面积。安装在机翼两端的发动机导致机翼承受较大的垂直力矩和水平力矩，所以大展弦比机翼会导致机翼承受的载荷负担较大，在保证强度和刚度的同时，会大大增加机翼的结构重量。本文中参考 XV-15 倾转旋翼机的机翼，初步取机翼展弦比为 6，略低于 XV-15 倾转旋翼机。机翼面积可以通过估算巡航时机翼所需的升力估算。

巡航时机翼所产生的升力和轻型倾转旋翼机的重力相平衡：

$$L = W_0 \cdot g = \frac{1}{2} \rho V_{\text{cruise}}^2 \cdot S_w \cdot C_{L\text{wing}} \quad (2.10)$$

巡航速度可由航时和航程初步估算，取机翼的升力系数 $C_{L\text{wing}}=0.8$ ，由此可以确定机翼的总面积为：

$$S_w = \frac{2 \cdot W_0 \cdot g}{\rho \cdot V_{\text{cruise}}^2 \cdot C_{L\text{wing}}} \quad (2.11)$$

2.3.4 发动机功率估算

根据倾转旋翼机的悬停升限，垂直爬升速度，巡航性能等指标要求，可以初步估算出发动机的最大输出功率，从而选择合适的发动机。在初步设计中，以倾转旋翼机在高空中悬停时所需功率为标准，需用功率为：

$$P_n = \frac{T^{1.5} J}{\sqrt{2\rho\pi\kappa \cdot \zeta \cdot FM \cdot R}} \quad (2.12)$$

式中， J 为诱导功率修正系数， κ 为桨尖损失系数， FM 为悬停效率，暂取 0.65， ρ 为空气密度， ζ 为功率传递系数。

发动机特性的优劣会在很大程度上影响飞行器的使用性能，所以在概念设计阶段必须选择能够与飞行器的飞行性能所匹配的发动机。目前旋翼类飞行器主要采用涡轴发动机或活塞式发动机。活塞式发动机多用于小型、低速直升机上，因此早期的直升机多使用活塞式发动机。随着时代的发展，人们对飞行器飞行性能要求也逐步提高，活塞式发动机逐步退出历史舞台，涡轴发动机渐渐取代了活塞式发动机的地位。本文在轻型倾转旋翼机的概念设计阶段，优先选择涡轴发动机。

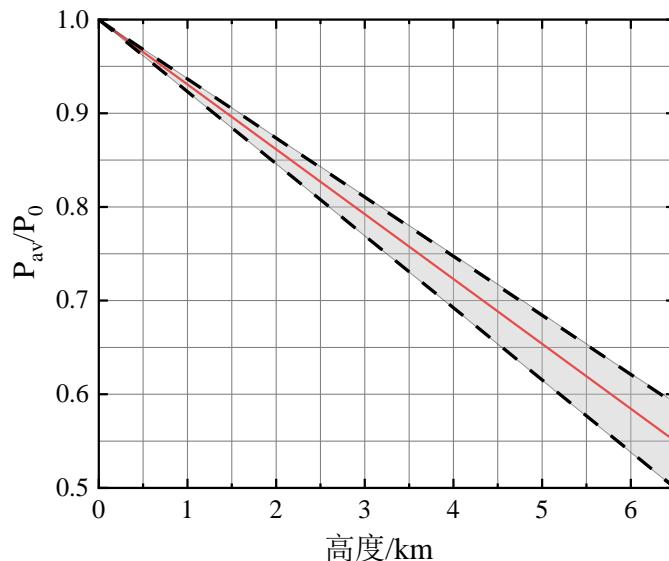


图 2.6 涡轴发动机高度特性

对于涡轴发动机来说，高度的增加会使空气密度降低，发动机的有效功率会相应减小。典型涡轴发动机的高度特性曲线如图 2.6 所示。其有效输出功率随海拔变化可采用以下公式计算：

$$P_{av} = P_0 \frac{p_H}{p_0} \sqrt{\frac{T_H}{T_0}} \quad (2.13)$$

2.4 设计算例分析

在总体参数选择之前，需要先对一些参数进行决策：

- (1) 构型：倾转双旋翼
- (2) 旋翼数量：2 副
- (3) 桨叶片数：每副旋翼 3 片桨叶
- (4) 桨盘载荷：初步取 60kg/m^2
- (5) 桨尖速度：直升机模式取 220m/s ，螺旋桨飞机模式取 180m/s
- (6) 机翼展弦比：初步取 6

根据设计要求和前文的轻型倾转旋翼机的总体参数选择方法，轻型倾转旋翼机的总体参数如下：

表 2.4 轻型倾转旋翼机总体参数

参数	值
机翼面积	6.4 m^2
机翼展弦比	6
旋翼半径	2.5 m
桨叶片数	3
旋翼个数	2
旋翼实度	0.087
旋翼弦长	0.227 m
桨尖速度（直升机模式）	220 m/s
桨尖速度（固定翼模式）	180 m/s
发动机功率	365 kw
发动机数量	2
任务载荷	500 kg
燃油重量	249.2 kg
空机重量	1391.4 kg
起飞总重	2140.6 kg

2.5 本章小结

本章首先根据轻型倾转旋翼机的特点和用途对设计要求进行分析，之后采用燃油比例平衡法估算了轻型倾转旋翼机的空机重量和燃油重量；对两吨级直升机的相关参数进行了统计，根据统计的相关参数，采用基于分析的设计方法对倾转旋翼机旋翼、机翼以及发动机的相关参数进行分析，形成了适用于轻型倾转旋翼机的总体参数分析方法；最后，根据四座轻型倾转旋翼机的设计要求，结合前文建立的总体参数分析方法，确定轻型倾转旋翼机的总体方案，为后续研究工作奠定理论基础，提供数据支撑。

第三章 轻型倾转旋翼机重量分配模型和飞行性能模型

3.1 引言

重量效率和飞行性能作为优化设计阶段的目标函数，在概念设计阶段，另外一项重要工作就是轻型倾转旋翼机的空机重量分配和飞行性能计算。在初步设计阶段，无法准确地得到各子系统的重量和飞行性能数据，因此无法验证前文所选择的总体参数的合理性。本章重点研究建立了轻型倾转旋翼机重量分配模型和飞行性能模型，主要的飞行性能有：悬停升限、最大垂直爬升率、最大前飞速度、航程和航时。

本章首先通过查阅相关文献，对轻型倾转旋翼机的重量分配进行详细研究，对各子系统的重量进行参数化建模，形成了轻型倾转旋翼机的重量分配模型，之后根据数据验证重量分配模型的准确性；建立区别于传统旋翼飞行器的轻型倾转旋翼机飞行性能模型，根据样机数据验证模型准确性。

3.2 倾转旋翼机重量分配模型

3.2.1 倾转旋翼机重量分类

重量分配和重量分析是轻型倾转旋翼机概念设计阶段的重要组成部分，在倾转旋翼机的总体设计中占据着不可或缺的地位。倾转旋翼机的总重可以分为空机重量和总载荷两大部分。总载荷表示装载在轻型倾转旋翼机上的所有载荷之和，由任务载荷和燃油总量所确定；空机重量由机体、动力装置、通用设备和专用设备等重量组成^[29-32]，如图 3.1 所示。

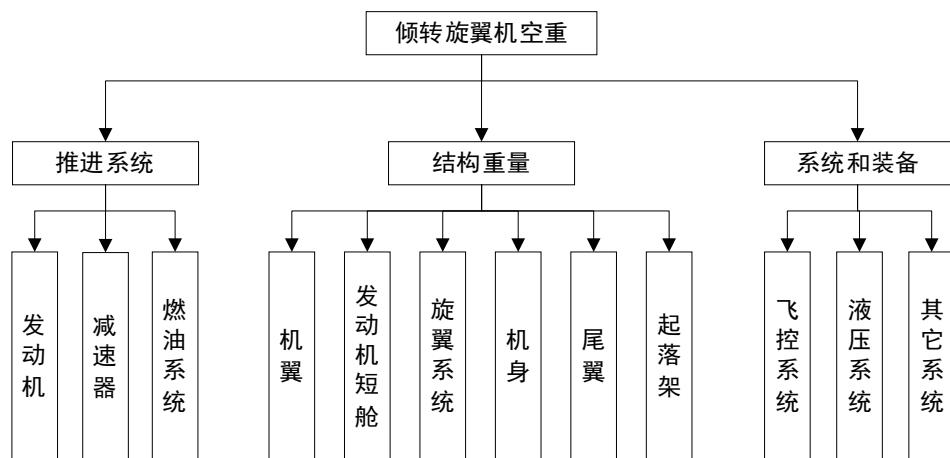


图 3.1 轻型倾转旋翼机重量分类

AFDD 重量模型是美国一研究机构在 2015 年提出的一个用于计算旋翼飞行器的参数化模型。在统计了大量直升机和倾转旋翼机的重量数据的基础上，通过对各个模块进行分解，进而建立的重量参数化模型。本节将参考 AFDD 重量模型，并在此基础上给出修正系数进行修正，从而建立轻型倾转旋翼机的重量分配模型。

轻型倾转旋翼机的起飞重量 W_0 由空机重量 W_{empty} 、燃油重量 W_{fuel} 以及任务载荷 $W_{payload}$ 组成，其中任务载荷 $W_{payload}$ 和燃油重量 W_{fuel} 可根据设计要求确定。因此，在轻型倾转旋翼机的重量分析中，最主要的就是对空机重量的分析，根据轻型倾转旋翼机布局及其特点，可将空机重量分成推进系统、结构重量、系统和装备三大部分进行分析。

3.2.2 机翼重量模型

AFDD 模型对机翼重量的估算需要许多详细参数，概念设计阶段不适用，本文采取文献 [33] 中的估算方法，机翼重量为：

$$W_{wing} = 19.938 W_{MTO}^{0.389} S_W^{0.843} (1 + \cos \Lambda_{w0.25})^{-1.017} K^{0.192} \times t_r^{-0.098} (0.01 v_{mD})^{0.232} (1 + K_{tge})^{0.407} (1 + K_{rl})^{-1.159} \quad (3.1)$$

式中， W_{MTO} 为最大起飞重量， S_W 为机翼面积； $\Lambda_{w0.25}$ 为机翼 1/4 弦线后掠角； K 为机翼展弦比； t_r 为机翼根部相对厚度； v_{mD} 为最大许可俯冲速度； K_{tge} 为起落架和发动机影响系数； K_{rl} 为卸载系数，按公式 3.2 进行计算：

$$K_{rl} = \frac{\sum W_{ep} \frac{2a}{b}}{0.3 W_{MTO}} \quad (3.2)$$

式中， W_{ep} 为发动机及其挂架总质量； a 为发动机到飞机中心线的距离； b 为机翼展长。

3.2.3 结构重量模型

(1) 旋翼组件重量

旋翼组件主要由桨叶、桨毂、桨毂整流罩和旋翼折叠机构组成：

$$W_{blade} = 0.0024419 \chi_{blade} f_{tilt} N_{rotor} N_{blade}^{0.53479} R^{1.74231} c^{0.77291} V_{tip}^{0.87562} v_{blade}^{2.51048} \quad (3.3)$$

$$W_{hub} = 0.0061182 \chi_{hub} N_{rotor} N_{blade}^{0.20373} R^{0.60406} V_{tip}^{0.52803} v_{hub}^{1.00218} \left(\frac{W_{blade}}{N_{rotor}} \right)^{0.87127} \quad (3.4)$$

$$W_{spin} = 7.386 \chi_{spin} N_{rotor} D_{spin}^2 \quad (3.5)$$

$$W_{fold} = \chi_{fold} f_{fold} W_{blade} \quad (3.6)$$

$$W_{Rotor} = W_{blade} + W_{hub} + W_{spin} + W_{fold} \quad (3.7)$$

式中， f_{tilt} 表示飞行器为倾转旋翼机时的修正系数，通常取 1.17940； v_{blade} 为旋翼挥舞频率； D_{spin} 为整流罩直径； f_{fold} 为旋翼折叠机构重量系数。

(2) 机身重量

轻型倾转旋翼机的机身重量根据轻型倾转旋翼机本身的浸湿面积和机身的几何参数进行估算，如下：

$$W_{basic} = 25.41 \chi_{basic} f_{LGloc} f_{LGret} f_{ramp} \left(\frac{W_{MTO}}{1000} \right)^{0.4879} \left(\frac{n_z W_{SD}}{1000} \right)^{0.2075} S_{body}^{0.1676} l^{0.1512} \quad (3.8)$$

$$W_{wfold} = \chi_{wfold} f_{wfold} (W_{wing} + W_{tip}) \quad (3.9)$$

$$W_{mar} = \chi_{mar} f_{mar} W_{basic} \quad (3.10)$$

$$W_{press} = \chi_{press} f_{press} W_{basic} \quad (3.11)$$

$$W_{Fuselage} = W_{basic} + W_{wfold} + W_{mar} + W_{press} \quad (3.12)$$

式中， f_{LGloc} 为起落架摆放形式影响系数； f_{LGret} 为起落架收放形式影响系数； f_{ramp} 为货舱影响系数； n_z 为过载系数； l 为机身长度； f_{wfold} 为旋翼附件重量系数， f_{mar} 为浸润部分重量系数； f_{press} 为增压部件重量系数， f_{cv} 为防撞部件重量系数。

(3) 尾翼重量

轻型倾转旋翼机的尾翼包括水平尾翼和垂直尾翼两个部分，重量分别为：

$$W_{ht} = \chi_{ht} S_{ht} (0.00395 S_{ht}^{0.2} V_{dive} - 0.4885) \quad (3.13)$$

$$W_{vt} = \chi_{vt} S_{vt} (0.00395 S_{vt}^{0.2} V_{dive} - 0.4885) \quad (3.14)$$

$$W_{Empennage} = W_{ht} + W_{vt} \quad (3.15)$$

式中， V_{dive} 是倾转旋翼机在海平面起飞的最大速度的 1.25 倍， S_{ht} 和 S_{vt} 分别表示垂尾和平尾的面积。

(4) 起落架重量

起落架重量包括起落架基本结构重量、起落架收放装置重量和起落架抗坠毁结构的重量：

$$W_{LG} = \chi_{LG} f_{LG} W_{MTO} \quad (3.16)$$

$$W_{LGret} = \chi_{LGret} f_{LGret} W_{LG} \quad (3.17)$$

$$W_{LGcw} = \chi_{LGcw} f_{LGcw} (W_{LG} + W_{LGret}) \quad (3.18)$$

$$W_{AG} = W_{LG} + W_{LGret} + W_{LGcw} \quad (3.19)$$

式中， f_{LG} 是起落架重量系数，轮式起落架取 0.0325，滑橇式起落架取 0.014； f_{LGret} 是起落架收放装置重量系数，通常取 0.08； f_{LGcw} 是起落架抗坠毁结构重量系数，通常取 0.14。

(5) 发动机短舱重量

发动机短舱包括支撑结构重量、整流罩重量、发动机吊挂架重量和进气道重量：

$$W_{supl} = \chi_{supl} 0.0412 (1 - f_{airind}) (W_{eng} / N_{eng})^{1.1433} N_{eng}^{1.3762} \quad (3.20)$$

$$W_{cowl} = \chi_{cowl} 0.2315 S_{nac}^{1.3476} \quad (3.21)$$

$$W_{pylon} = \chi_{pylon} f_{pylon} W_{MTO} \quad (3.22)$$

$$W_{airind} = \chi_{airind} 0.0412 f_{airind} (W_{eng} / N_{eng})^{1.1433} N_{eng}^{1.3762} \quad (3.23)$$

$$W_{NA} = W_{supl} + W_{cowl} + W_{pylon} + W_{airind} \quad (3.24)$$

式中， f_{airind} 为进气道重量系数，通常取 0.3； W_{eng} 为发动机总重量； N_{eng} 为发动机个数； S_{nac} 为短舱浸湿面积； f_{pylon} 为短舱支撑结构重量系数。

3.2.4 推进系统重量模型

轻型倾转旋翼机的推进系统由发动机系统、燃油系统和制动系统组成。

(1) 发动机系统重量

发动机系统的重量主要包括发动机重量、排气系统重量和发动机附件的重量，分别为：

$$W_{eng} = \chi_{eng} N_{eng} W_{oneeng} \quad (3.25)$$

$$W_{exh} = \chi_{exh} N_{eng} (K_{0exh} + K_{1exh} P) \quad (3.26)$$

$$W_{acc} = 2.0088 \chi_{acc} f_{lub} (W_{oneeng})^{0.5919} N_{eng}^{0.7858} \quad (3.27)$$

$$W_{Engine} = W_{eng} + W_{exh} + W_{acc} \quad (3.28)$$

式中， W_{oneeng} 为单个发动机重量； P 为发动机最大功率； K_{0exh} 和 K_{1exh} 为排气系统重量系数； f_{lub} 为润滑部件重量系数，有润滑部件时取 1.4799，没有润滑部件时取 1。

(2) 燃油系统重量

燃油系统包括油箱和油管两部分组成，其重量分别为：

$$W_{tank} = 0.4341 \chi_{tank} C_{int}^{0.7717} N_{int}^{0.5897} f_{cw} f_{bt}^{1.9491} \quad (3.29)$$

$$W_{plumb} = \chi_{plumb} \left(K_{0plumb} + K_{1plumb} (0.01 N_{plumb} + 0.06 N_{eng}) \left(\frac{F}{N_{eng}} \right)^{0.866} \right) \quad (3.30)$$

$$W_{Fuel} = W_{tank} + W_{plumb} \quad (3.31)$$

式中， C_{int} 为油箱容量； N_{int} 为油箱个数； f_{bt} 为弹伤容限系数，其取值通常介于 1.0-2.5 之间； K_{1plumb} 为耐撞性和生存系数，通常取值为 2； K_{0plumb} 为辅助燃油重量； F 为燃油流动速率。

(3) 驱动系统重量

驱动系统主要包括齿轮箱、驱动轴、减速器和旋翼制动部件，其重量分别为：

$$W_{gbrs} = 95.7634 N_{rotor}^{0.38553} P_{DSlimit}^{0.78137} W_{eng}^{0.09899} / W_{rotor}^{0.80686} \quad (3.32)$$

$$W_{gb} = \chi_{gb} (1 - f_{rs}) W_{gbrs} \quad (3.33)$$

$$W_{rs} = \chi_{rs} f_{rs} W_{gbrs} \quad (3.34)$$

$$W_{ds} = 1.166 \chi_{ds} Q_{DSlimit}^{0.3828} x_{hub}^{1.0455} N_{ds}^{0.3909} (0.01 f_p)^{0.2693} \quad (3.35)$$

$$W_{rb} = 0.000871 \chi_{rb} W_{blade} (0.01 V_{tip})^2 \quad (3.36)$$

$$W_{Drive} = W_{gb} + W_{rs} + W_{ds} + W_{rb} \quad (3.37)$$

式中， $P_{DSlimit}$ 为传动系统功率限制； f_{rs} 为旋翼轴重量系数，通常的取值为 0.13； $Q_{DSlimit}$ 为传动系统的扭矩限制； x_{hub} 表示旋翼间驱动轴的距离； N_{ds} 表示中间轴的数量；对于倾转旋翼机来说 f_p 通常取 60%。

3.2.5 系统和装备重量模型

(1) 飞控系统重量

轻型倾转旋翼机的飞控系统包括旋翼控制系统和旋翼倾转机构控制系统，其重量分别为：

$$W_{RWnb} = 2.1785 \chi_{RWnb} f_{nbsv} W_{MTO}^{0.3999} N_{rotor}^{1.3855} \quad (3.38)$$

$$W_{fc} = 0.2873 f_{mbsv} (N_{rotor} N_{blade})^{0.6257} c^{1.3286} (0.01 V_{tip})^{2.1129} f_{RWred}^{0.8942} \quad (3.39)$$

$$W_{RWmb} = \chi_{RWmb} (1 - f_{RWhyd}) W_{fc} \quad (3.40)$$

$$W_{RWb} = 0.02324 \chi_{RWb} f_{bsv} (N_{rotor} N_{blade})^{1.0042} N_{rotor}^{0.1155} c^{2.2296} (0.01 V_{tip})^{3.1877} \quad (3.41)$$

$$W_{CVmb} = \chi_{CVmb} f_{CVmb} W_{MTO} \quad (3.42)$$

$$W_{CVnb} = \chi_{CVnb} f_{CVnb} W_{CVnb} \quad (3.43)$$

$$W_{CV} = W_{CVmb} + W_{CVnb} \quad (3.44)$$

$$W_{FCS} = W_{RWnb} + W_{RWmb} + W_{RWb} + W_{CV} \quad (3.45)$$

式中， f_{nbsv} ， f_{mbsv} ， f_{bsv} 均为弹伤容限系数； f_{RWred} 为飞控液压系统冗余系数，取值介于 1.0-3.0 之间； f_{RWhyd} 为旋翼液压重量系数； f_{CVmb} 和 f_{CVnb} 为倾转机构重量系数。

(2) 液压系统重量

液压系统主要包括旋翼液压系统和倾转机构液压系统，其重量分别为：

$$W_{RWhyd} = \chi_{RWhyd} f_{RWhyd} W_{fc} \quad (3.46)$$

$$W_{CVhyd} = \chi_{CVhyd} f_{CVhyd} W_{CVmb} \quad (3.47)$$

$$W_{Hyd} = W_{RWhyd} + W_{CVhyd} \quad (3.48)$$

式中， f_{RWhyd} 为旋翼液压系统重量系数， f_{CVhyd} 为倾转机构液压系统重量系数。

(3) 其他系统重量

除上述部件的重量外，倾转旋翼机上还安装了其他设备，例如：除冰装置、环控装置、电力系统、仪器仪表等。各装置和系统重量可按照下式进行估算：

$$W_{eq} = \chi_{eq} f_{eq} W_{MTO} \quad (3.49)$$

式中， f_{eq} 为部件重量影响系数。

3.3 重量分配模型的验证

以 XV-15 倾转旋翼机为例，由其具体参数，根据本章所建立的重量分配模型，将计算结果与样机数据进行对比^[34]，可以看出结果吻合较好，最大误差为 5.6%，空重的误差仅为 1.0%，验证了重量分配模型的有效性。

表 3.1 轻型倾转旋翼机重量分类

部件	真实重量(lb)	模型计算重量(lb)	误差(%)
旋翼	1070	1029.4	-3.8
机翼	873	922.0	5.6
尾翼	209	201.2	-3.7
机身	1442	1510.3	4.7
起落架	508	510	0.4
液压和飞控	934	985.1	5.5
动力装置	1754	1687.6	-3.8
短舱结构	1263	1300.8	3.0
环境设备	100	102	2.0
电力系统	396	382.5	3.4
仪器仪表	91	89.3	-1.9
其他设备	436	446.3	2.4
空重	9076	9166.5	1.0

3.4 倾转旋翼机飞行性能模型

3.4.1 旋翼需用功率计算

随着海拔高度增加，空气越来越稀薄，轻型倾转旋翼机发动机的可用功率随高度的增加而降低，但需用功率和许多的因素有关，计算旋翼需用功率是计算倾转旋翼机飞行性能的核心，想要准确计算出轻型倾转旋翼机的飞行性能，首先要建立准确的需用功率的计算模型。维持倾转旋翼机在空中飞行所需要的功率主要有旋翼的诱导功率 P_i 、旋翼的型阻功率 P_{pr} 、旋翼的废阻功率 P_p 和爬升功率 P_c 。因此，旋翼的需用功率为：

$$P_r = \frac{1}{\xi} (P_{pr} + P_i + P_p + P_c) \quad (3.50)$$

式中： ξ 表示传动系统的损耗因子，对于传统旋翼类飞行器来说， $0.91 \leq \eta_p \leq 0.96$ 。

Johnson 根据动量理论和能量守恒定律推导出了诱导功率、废阻功率、爬升功率之间的关系式^[35-38]：

$$P_i + P_p + P_c = T (U_c + K_{ind} f_G v_i) \quad (3.51)$$

式中， TU_c 表示旋翼克服倾转旋翼机的阻力以及爬升所需要的功率， Tv_i 表示旋翼的诱导功率，系数 K_{ind} 是诱导功率修正系数，XV-15 的飞行试验表明，和动量理论的计算结果相比，真实的诱导功率大约会损失 5-20%， f_G 为地面效应因子，当倾转旋翼机在无地面效应时的值为 1。

根据动量理论，可以计算出旋翼的诱导速度为：

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (3.52)$$

将诱导速度表示为无量纲形式，并考虑桨尖损失，引入桨尖损失系数 κ ，通常情况下，可以取桨尖损失系数的值为 0.97^[39]：

$$\bar{v}_i = \sqrt{\frac{C_T}{2\kappa}} \quad (3.53)$$

确定了旋翼的诱导功率、型阻功率以及爬升功率之间的关系后，可以采用叶素理论计算旋翼的型阻功率：

$$P_{pr} = P_{pr0} (1 + \mu^2) \quad (3.54)$$

式中， P_{pr0} 和前进比 μ 的表达式分别为：

$$P_{pr0} = \frac{1}{8} \sigma A \rho (\Omega R)^3 c_d \quad (3.55)$$

$$\mu = \frac{u}{\Omega R} \quad (3.56)$$

式中, A 表示倾转旋翼机的桨盘面积, c_d 表示桨叶的平均阻力系数, 由于前进比对旋翼的型阻功率的影响很大, 因此根据试验数据确定修正系数 1.7^[40], 可得:

$$P_{pr} = P_{pr0} (1 + 1.7 \mu^2) \quad (3.57)$$

除此之外还需要考虑后向力对旋翼型阻功率的影响, 后向力是由旋翼的前进桨叶和后退桨叶的相对来流速度不平衡引起的力, 由于后退桨叶的相对来流较小, 会增大迎角, 导致型阻功率减小, 诱导功率增加; 相反, 由于前进桨叶的相对来流较大, 型阻功率随之增大, 诱导功率会随迎角减小而减小。由文献[41]可知, 其增加的型阻功率为 $3P_{pr0}\mu^2$ 。因此旋翼的诱导阻力为:

$$P_{pr} = \frac{1}{8} \sigma A \rho (\Omega R)^3 c_d (1 + 4.7 \mu^2) \quad (3.58)$$

定义旋翼拉力和功率的无量纲形式, 拉力系数和功率系数分别为:

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2} \quad (3.59)$$

$$C_p = \frac{P_r}{\rho A (\Omega R)^3} \quad (3.60)$$

因此旋翼的拉力系数和功率系数之间的关系可以表示为:

$$C_p = C_T (K_{ind} f_G \bar{v}_i + \bar{U}_c) + \frac{1}{8} \sigma c_d (1 + 4.7 \mu^2) \quad (3.61)$$

旋翼的需用功率为:

$$P_r = \frac{1}{\xi} \rho A (\Omega R)^3 C_p \quad (3.62)$$

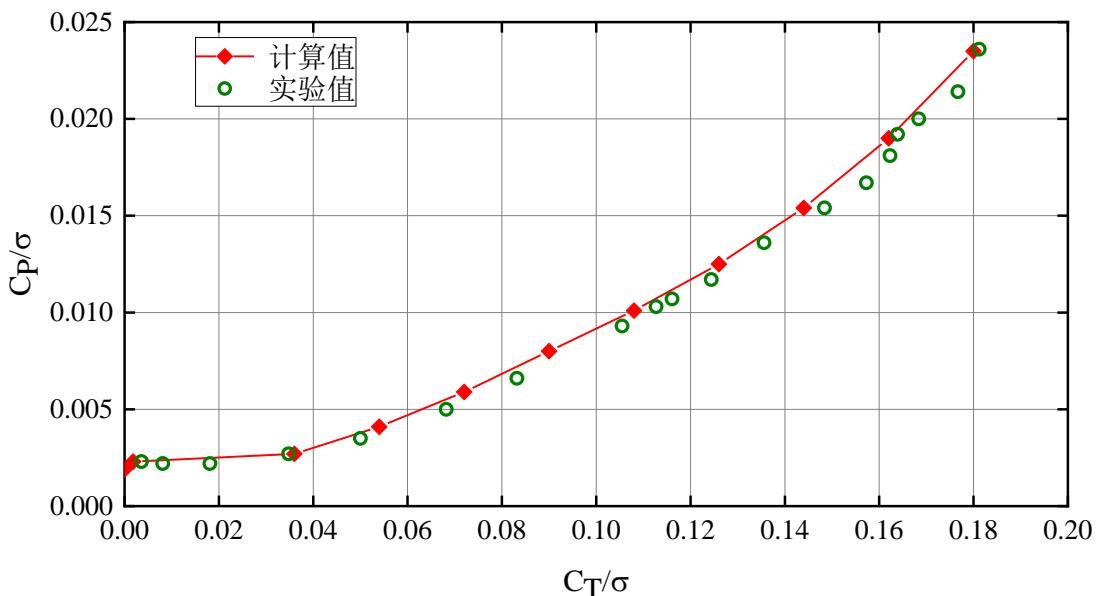


图 3.2 XV-15 海平面悬停需用功率系数—拉力系数曲线

为验证倾转旋翼机需用功率模型的准确性, 给定不同的拉力系数, 按照前文所建立的倾转旋翼机需用功率计算模型, 计算 XV-15 倾转旋翼机在海平面悬停状态下功率系数和拉力系数之间的关系, 结果如图 3.2 所示, 本文模型的计算值与试验数据^[34]对比相吻合。

3.4.2 垂直飞行性能

(1) 悬停升限

悬停升限即旋翼类飞行器能够悬停的最大高度, 倾转旋翼机的悬停升限可分为有地效悬停升限和无地效悬停升限。倾转旋翼机接近于地面时, 气流与地面相互作用, 旋翼流场发生变化, 会导致诱导速度减小, 旋翼阻力降低。当旋翼处于地面效应时, 会导致其需用功率降低并增加有效推力。文献表明, 倾转旋翼机与地面距离小于两个旋翼直径时会存在地面效应。由于旋翼的地面效应仅存在很短的一段时间, 因此, 本文将不考虑倾转旋翼机的地面效应。本文所提及的悬停升限均为无地效悬停升限。

由于空气密度会随着高度增加而减小, 所以发动机的输出功率会随之降低, 但旋翼的需用功率与之相反, 随着高度的增加而增加, 根据功率平衡法, 存在某一高度, 使得发动机的可用功率等于旋翼的需用功率, 该高度即为轻型倾转旋翼机的悬停升限, 计算方法如图 3.3 所示:

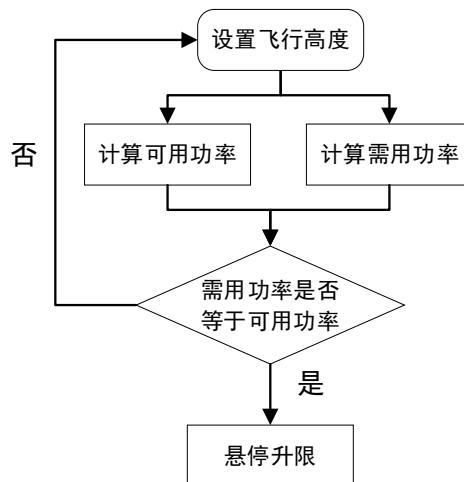


图 3.3 倾转旋翼机悬停性能计算流程

根据旋翼需用功率计算模型, 可求得倾转旋翼机在相应高度上悬停时的需用功率:

$$P_r = \frac{1}{\eta_p} \rho A (\Omega R)^3 C_p = \frac{1}{\eta_p} \rho A (\Omega R)^3 \left[C_T (K_{ind} \bar{v}_i) + \frac{1}{8} \sigma c_d \right] \quad (3.63)$$

根据涡轴发动机特性, 计算出发动机在给定高度的可用功率, 根据功率平衡条件计算出需用功率和可用功率相等时倾转旋翼机所处的高度, 该高度即为倾转旋翼机的无地效悬停升限。

(2) 垂直爬升率

倾转旋翼机的爬升性能主要是其垂直爬升率，在计算垂直爬升率时，首先令倾转旋翼机的爬升速度 $V_c = 0$ ，计算此时相应高度上的需用功率，发动机可用功率和旋翼需用功率的差值即为用于爬升的剩余功率，调整爬升高度的增量 ΔV ，使其满足需用功率等于可用功率，即可计算出相应高度上的垂直爬升率。计算流程图如图 3.4 所示：

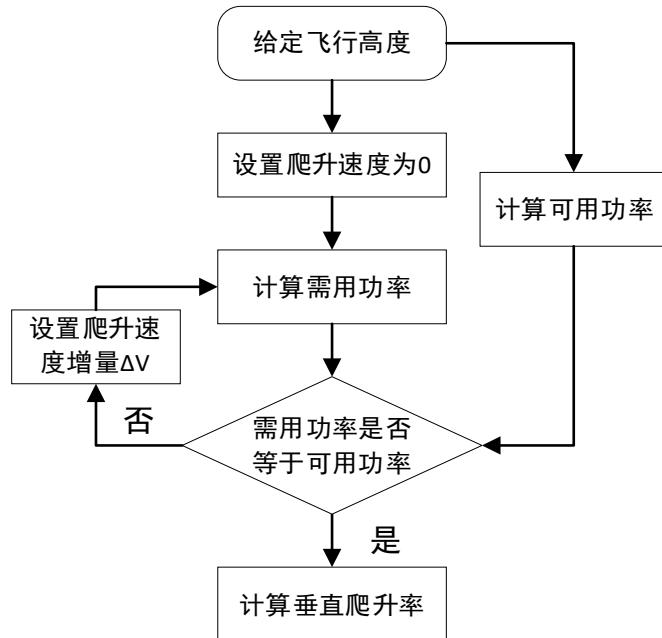


图 3.4 倾转旋翼机爬升性能计算流程

3.4.3 前飞性能计算

倾转旋翼机的前飞性能包括：最大前飞速度、航程和航时、最大斜爬升率、实用升限等。根据概念设计阶段对性能指标的要求，取最大前飞速度以及航程和航时作为前飞性能下的约束。

(1) 升阻特性

计算倾转旋翼机在螺旋桨飞机前飞状态的升阻特性是计算前飞性能的基础，根据升力的定义，前飞时倾转旋翼机的升力为：

$$L = \frac{1}{2} \rho u^2 (S_{wing} + S_{hs}) C_L \quad (3.64)$$

式中， u 表示前飞速度， S_{wing} 表示机翼面积， S_{hs} 表示平尾面积。

根据阻力系数的定义，倾转旋翼机的阻力系数及阻力为：

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad (3.65)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho u^2 (S \cdot C_D + C_x) \quad (3.66)$$

式中， AR 为机翼展弦比， e 为机翼效率因子，暂定为 0.85， C_x 为机身废阻系数。

(2) 最大前飞速度

倾转旋翼机前飞时需用功率的求解与直升机模式类似，在前飞时，倾转旋翼机的重力与升力相平衡，旋翼产生的拉力与阻力相平衡。

在给定高度上，求出发动机可用功率以及需用功率-前飞速度曲线，当可用功率与需用功率相等时所对应的速度即为该高度对应的最大前飞速度，通过对高度的迭代，即可求出倾转旋翼机的最大前飞速度以及其对应的飞行高度。

(3) 航程和航时

航程和航时的计算首先应确定巡航高度，在此高度上，计算需用功率-前飞速度曲线，最小需用功率对应的前飞速度即为经济速度，在该速度下的航时为最大航时；以原点为起点，另一端与曲线相切，该点对应的需用功率与速度的比值最小，对应的前飞速度为有利速度，该速度下的航程为最大航程。

发动机的燃油消耗率是航程和航时的重要因素，由于数据匮乏，通常难以查询到航空发动机的燃油消耗率。瑞士联邦民航局（FOCA）根据其自己的发动机测试数据和机密的发动机制造商数据，建立了航空发动机的功率与燃油消耗率的关系曲线，如图 3.5 所示，可用于航空发动机燃油消耗率的估算，直升机模式时发动机燃油消耗率与功率之间的关系如下^[42]：

$$\dot{m}_{fuel} = 3600 \times (4.0539 \cdot 10^{-18} \cdot shp^5 - 3.16298 \cdot 10^{-14} \cdot shp^4 + 9.2087 \cdot 10^{-11} \cdot shp^3 - 1.2156 \cdot 10^{-7} \cdot shp^2 + 1.1476 \cdot 10^{-4} \cdot shp + 0.01256) \quad (3.67)$$

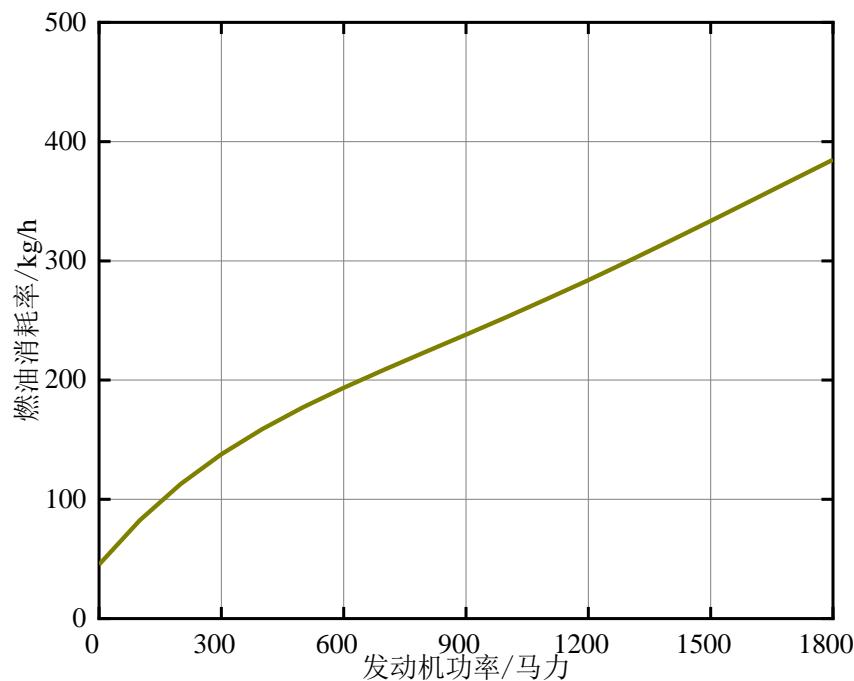


图 3.5 倾转旋翼机直升机模式燃油消耗率与功率关系

由于倾转旋翼机在飞机模式时的需用功率较低，为了提高飞机的效率，因此在飞机模式时旋翼的转速较低，发动机的燃油消耗率也会因此降低。可以近似的认为发动机的需用功率

与旋翼转速的平方成正比，根据 XV-15 倾转旋翼机的数据，可以近似的认为倾转旋翼机在飞机模式时耗油率约为直升机模式时的 0.65 倍。

最大航程计算方法如下^[43]:

(a) 对于给定高度，计算以有利速度巡航飞行的燃油重量:

$$W_{fc} = W_{fuel} - \Delta W_{fc} \quad (3.68)$$

式中， W_{fuel} 为燃油总重量， ΔW_{fc} 为起飞、悬停、爬升进入巡航航线、退出巡航航线下滑至近地面以及应急储备燃油的总和，通常取 30 分钟巡航耗油量作为近似值估算。

(b) 确定巡航飞行中倾转旋翼机的平均重量

$$W_{av} = W_0 - 0.5W_{fc} - \Delta W_{fc}^{climb} - \Delta W_{fc}^{hover} \quad (3.69)$$

式中， ΔW_{fc}^{climb} 为爬升进入巡航航线时的耗油量， ΔW_{fc}^{hover} 为起飞、悬停时的耗油量

(c) 计算倾转旋翼机以平均重量前飞时的需用功率-前飞速度曲线，求得有利速度及其所对应的功率，结合发动机耗油率解得发动机单位距离耗油量的最小值，通过下式计算出最大航程:

$$L_{max} = \Delta L_{takeoff} + \frac{W_{fc}}{W_{fmin}^{kn}} + \Delta L_{landing} \quad (3.70)$$

式中， $\Delta L_{takeoff}$ 为起飞爬升进入航线的水平距离， $\Delta L_{landing}$ 为退出航线下滑至近地面的水平距离，通常两项之和为 10~15 公里。

最大航时计算方法如下^[43]:

(a) 确定巡航高度，倾转旋翼机巡航时平均重量。

(b) 计算倾转旋翼机以平均重量前飞时的需用功率-前飞速度曲线，求得经济速度及其所对应的功率，结合发动机耗油率解得发动机单位时间耗油量得最小值，通过下式计算出最大航时:

$$T_{max} = \Delta T_{takeoff} + \frac{W_{fc}}{W_{fmin}^{hour}} + \Delta T_{landing} \quad (3.71)$$

式中， $\Delta T_{takeoff}$ 为起飞爬升进入航线的时间， $\Delta T_{landing}$ 为退出航线下滑至近地面的时间，通常两项之和为 6~8 分钟。

3.5 飞行性能模型验证

为验证性能计算模型的准确性，选择 XV-15 倾转旋翼机作为样例倾转旋翼机对模型进行验证，根据参考文献[41]，查询到 XV-15 倾转旋翼机的相关参数。根据本文建立的飞行性能计算模型计算 XV-15 倾转旋翼机的飞行性能。

3.5.1 垂直飞行性能

需用功率是计算飞行性能的关键, XV-15 倾转旋翼机悬停时需用功率计算结果如图 3.6, 可以看出, 随着高度的增加, 旋翼需用功率也随之增加。

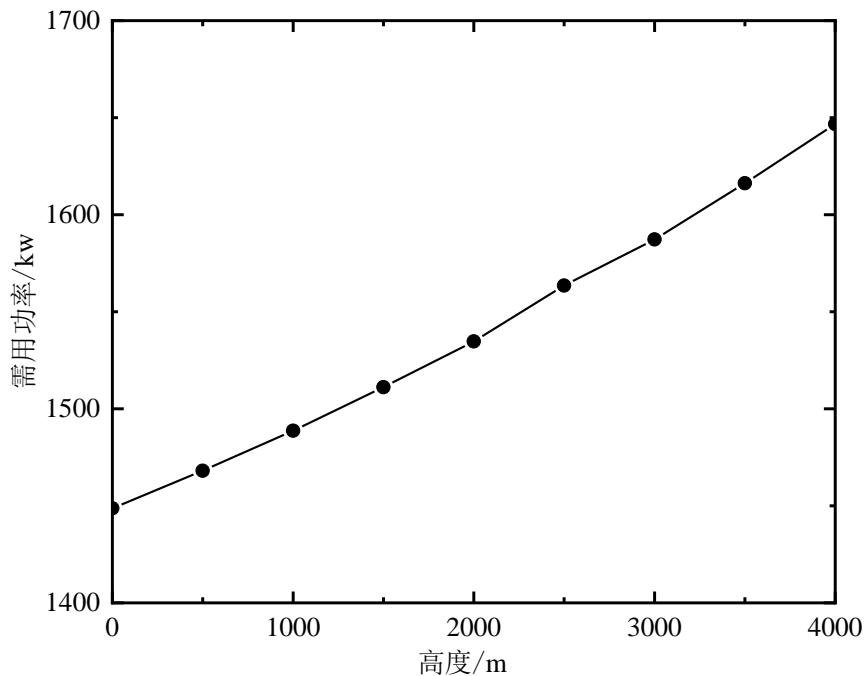


图 3.6 XV-15 倾转旋翼机悬停时需用功率随高度的变化曲线

直升机模式下垂直飞行性能如图 3.7, 计算得 XV-15 倾转旋翼机的无地效悬停升限为 2681.5m, 最大垂直爬升率为 6.5m/s。

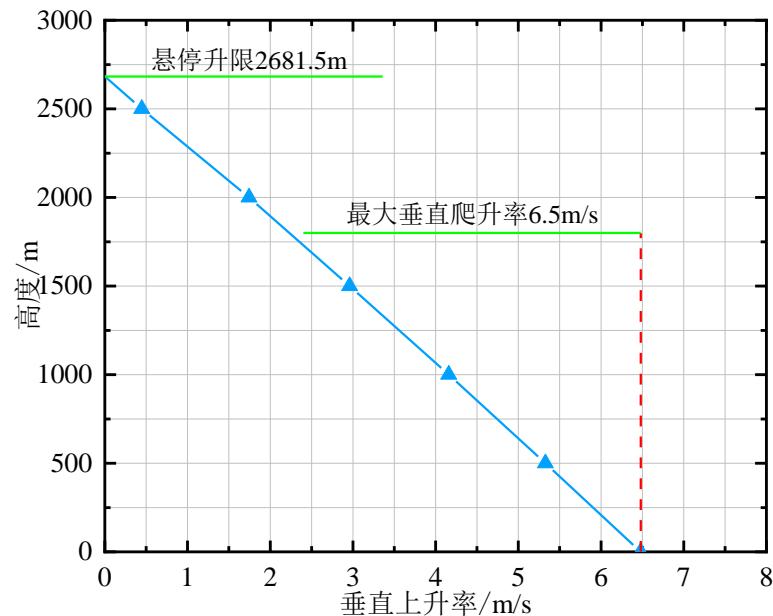


图 3.7 XV-15 倾转旋翼机垂直飞行性能

3.5.2 前飞性能

XV-15 倾转旋翼机在高度为 4000 米时前飞速度与需用功率的关系如图 3.8 所示，巡航高度为 4000 米时的最大平飞速度为 576km/h。

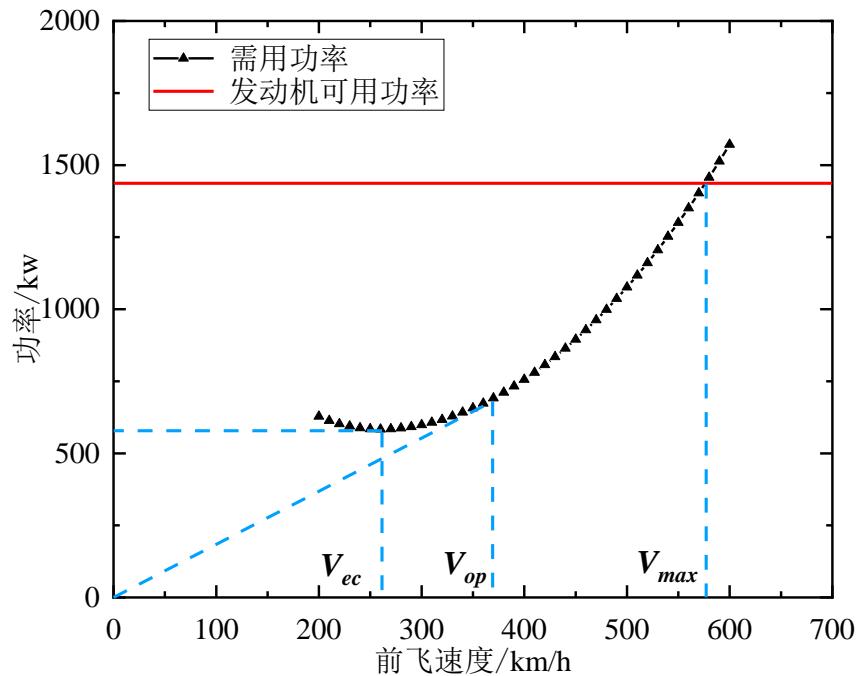


图 3.8 XV-15 倾转旋翼机前飞速度与需用功率关系 ($H=4000m$)

XV-15 倾转旋翼机的航程和航时随前飞速度的变化如图 3.9 所示，最大航程为 896km，最大航时为 3.1h。

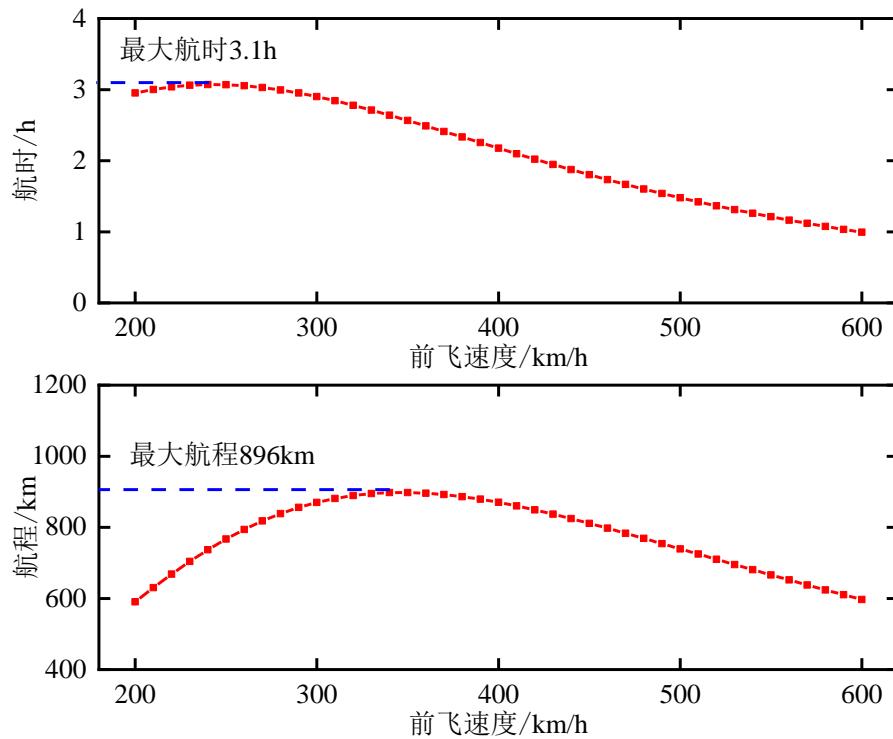


图 3.9 XV-15 倾转旋翼机前飞速度和航程航时关系

3.5.3 性能计算对比值

根据本文建立的飞行性能计算模型,计算出的样机飞行性能的计算值和样机数据对比见表 3.2:

表 3.2 XV-15 倾转旋翼机性能数据与本文计算值对比

性能指标	样机数据	计算值	误差 (%)
悬停升限 (m)	2635	2681.5	1.76
最大垂直爬升率 (m/s)	-	6.5	-
最大平飞速度 (km/h)	615	594	3.41
航程 (km)	825	896	8.6
航时 (h)	-	3.1	-

由计算结果可以看出, XV-15 倾转旋翼机飞行性能计算值和性能数据相吻合, 准确度较高, 可以用作轻型倾转旋翼机飞行性能计算。

3.6 本章小结

本章建立了轻型倾转旋翼机的重量分配模型和飞行性能模型。首先在 AFDD 模型的基础上进行一定的修正, 建立了各子系统的参数化重量模型, 形成了轻型倾转旋翼机的重量分配模型, 并选择参考样机进行验证, 通过与样机各部件重量的对比, 验证了模型的准确性; 之后, 基于动量叶素理论建立了轻型倾转旋翼机旋翼需用功率计算模型, 并验证了模型的准确性, 基于功率平衡法建立了轻型倾转旋翼机的垂直飞行性能模型, 根据轻型倾转旋翼机的阻力特性和燃油特性, 建立了轻型倾转旋翼机的前飞性能模型, 并选择 XV-15 作为样机验证了模型的准确性, 为后续总体参数的优化奠定了基础。

第四章 轻型倾转旋翼机总体参数优化

4.1 引言

本文第二章内容主要是建立了轻型倾转旋翼机的总体参数分析模型，初步确定了四座轻型倾转旋翼机的总体参数；第三章主要内容是建立了轻型倾转旋翼机重量分配模型和需用功率计算模型和飞行性能模型。前文的内容为本章的轻型倾转旋翼机总体参数优化奠定了基础。

本章根据前文建立的重量分配模型和飞行性能模型对轻型倾转旋翼机的重量分配和飞行性能进行研究，将轻型倾转旋翼机的飞行性能作为优化设计的约束条件，将重量效率、垂直飞行性能以及前飞性能作为优化设计的目标函数，采用 NSGA-II 算法，建立轻型倾转旋翼机的总体参数优化模型，对第二章确定的轻型倾转旋翼机总体参数初步方案进行优化设计，得到优化后的轻型倾转旋翼机总体参数最优方案。

4.2 重量分配和性能计算

4.2.1 重量参数分析

根据前文建立的轻型倾转旋翼机的重量分析模型，结合第二章确定的轻型倾转旋翼机初步总体参数，估算各子系统的重量和空机总重，与前文通过燃油比例平衡法得到的重量数据进行比较，结果见表 4.1。通过对比可以看出，由燃油比例平衡法估算得到的空机重量和重量分配模型计算出的轻型倾转旋翼机空机重量基本吻合。

表 4.1 轻型倾转旋翼机重量分配表

部件分类	重量/kg	占空重比/%	占总重比/%
旋翼	195.0	14.6	9.1
机翼	101.5	7.6	4.7
尾翼	20.1	1.5	0.9
机身	179.6	13.5	8.4
起落架	60.0	4.5	2.8
液压和飞控	149.5	11.1	7.0
动力装置	348.4	26.1	16.3
短舱结构	160.0	12.0	7.5
其他设备	122.1	9.1	5.7
空重合计	1336.2	100	62.4
空重统计分析	1391.4		65.0

4.2.2 飞行性能计算

根据第三章建立的飞行性能计算分析方法,以轻型倾转旋翼机为研究对象,分析其主要的飞行性能,结果如下。

图 4.1 为轻型倾转旋翼机垂直爬升率随高度的变化曲线,用以表示轻型倾转旋翼机的垂直飞行性能,从图中可以看出,轻型倾转旋翼机的无地效悬停升限为 2320.4 米,海平面处的垂直爬升率最大,为 6.6 米/秒。

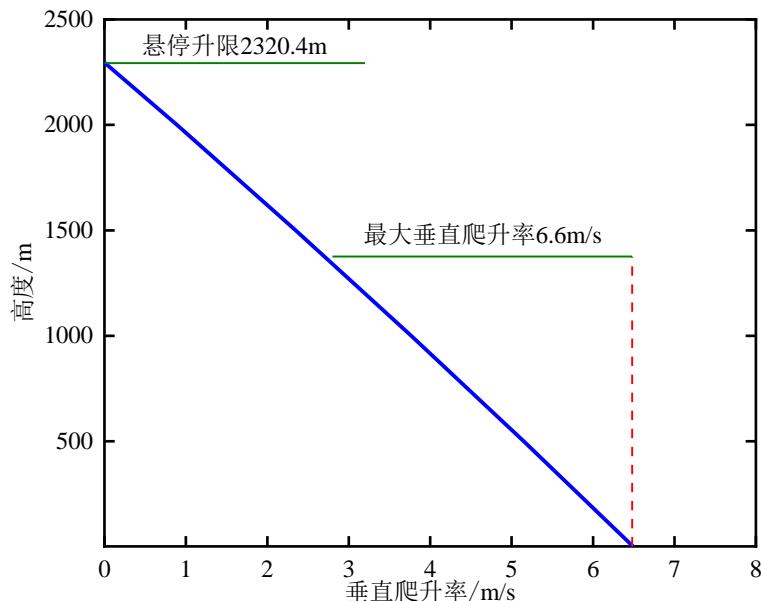


图 4.1 轻型倾转旋翼机高度-垂直爬升率曲线

图 4.2 为轻型倾转旋翼机飞行高度为 4000m 时的需用功率随前飞速度变化曲线,用以表示轻型倾转旋翼机的水平飞行性能,从图中可以看出,飞行高度为 4000m 时,最大平飞速度为 525.8km/h。

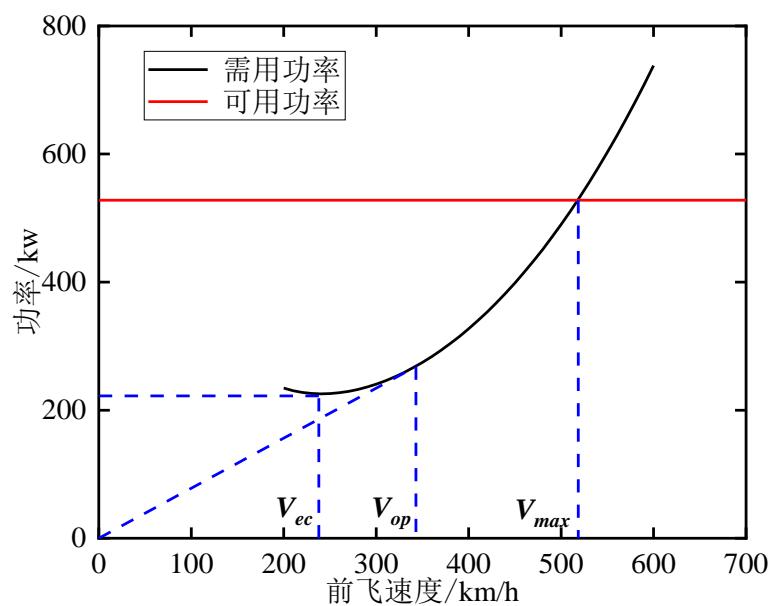


图 4.2 轻型倾转旋翼机平飞需用功率-前飞速度曲线

图 4.3 为轻型倾转旋翼机航时和航程随前飞速度的变化曲线, 用以表示轻型倾转旋翼机的续航性能, 从图中可以看出, 轻型倾转旋翼机最大航时为 3.5h, 最大航程为 952.1km。

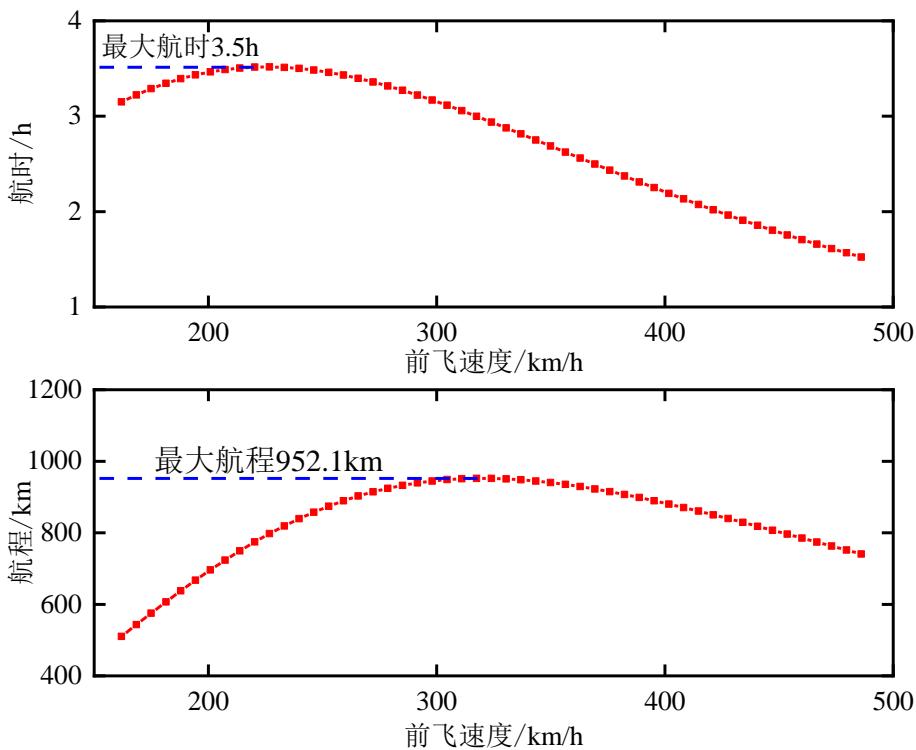


图 4.3 轻型倾转旋翼机航程和航时-前飞速度曲线

通过上述计算结果可以看出, 除航程外, 其余飞行性能指标均能够达到设计要求, 其原因就在于利用燃油比例平衡法估算重量数据时存在一定误差。因此, 本章将对前文选择的轻型倾转旋翼机的总体参数进行优化设计, 通过优化算法, 寻找最优的总体参数方案, 使各项性能指标达到最优。

4.3 快速非支配排序遗传算法

轻型倾转旋翼机总体参数优化问题的实质就是求多元函数最大值的优化问题, 将轻型倾转旋翼机的总体参数作为设计变量, 而确定的总体方案, 必须满足一系列的设计要求, 将需要满足的设计要求称为约束条件, 从而使倾转旋翼机的某些特性达到最优, 将这些特性称为目标函数^[44-45]。从而将轻型倾转旋翼机总体参数优化问题转化为了一个在设计变量空间里, 求满足约束条件的设计变量, 使目标函数达到最值的数学问题。其数学模型为:

$$\begin{aligned} & \max f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x) \\ & s.t. \begin{cases} g(x) \geq 0 \\ X_l \leq x \leq X_u \end{cases} \end{aligned} \quad (4.1)$$

其中, $f_i(x)$ 为目标函数, $g(x)$ 为不等式约束条件, x 为设计变量, X_l 为约束变量的下限, X_u 为约束变量的上限。

快速非支配排序遗传算法（NSGA-II）是在 NSGA 算法的基础上进行改进的一种多目标遗传算法^[46]，自从 2002 年首次提出以来，由于和其他多目标优化算法相比简单有效，而且有明显的优越性，使得该算法成为了应用范围最广的多目标遗传算法之一。该算法的执行过程如图 4.4 所示。

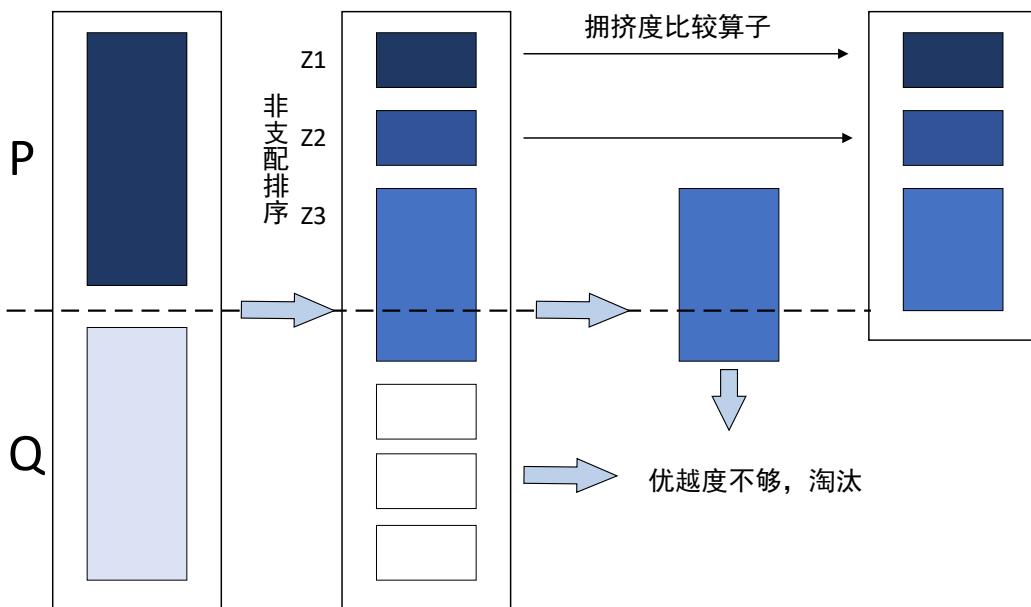


图 4.4 NSGA-II 算法的执行步骤

首先，将父代种群和其产生的子代种群合并成一个种群数量大小为之前二倍的新种群。利用非支配排序的方法进行非支配排序，给每一个个体分配一个等级，并利用拥挤度计算方法计算出每个个体的拥挤度。经过快速非支配排序，支配等级为 1 的个体就是在新种群中最好的个体，所以将所有支配等级为 1 的个体放入新的父代种群，若支配等级为 1 的个体数目不够，则将下一支配等级的个体放入父代种群，以此类推，若个数超出父代种群中个体的数量，则利用拥挤度排序剔除某些个体^[47]。然后利用选择、交叉、变异三种遗传算子产生新的子代种群。

4.4 总体参数优化模型

利用快速非支配排序遗传算法（NSGA-II）对第二章确定的轻型倾转旋翼机的总体参数进行优化设计。旋翼是轻型倾转旋翼机的主要气动部件和操纵部件，也是轻型倾转旋翼机最重要的部件之一，旋翼设计的好坏直接决定了倾转旋翼机初步设计方案的成败，因此在优化设计时应将旋翼参数列入设计变量，旋翼的主要参数有旋翼半径、旋翼实度和平均弦长，其中平均弦长可以由旋翼半径和旋翼实度确定，所以选择旋翼半径和旋翼实度作为优化参数；燃油重量不但会对轻型倾转旋翼机的续航性能产生影响，同时也会带来其重量效率的变化，所以也应当作为优化的主要参数之一；旋翼的桨尖速度对旋翼的气动性能也存在很大的影响，也应列入优化参数的选择范围，根据轻型倾转旋翼机的特点，不同的飞行模式下旋翼桨尖速度不同，因此引入桨尖速度变化系数 ΔQR ，并选择其作为主要的优化参数。

选取上文所述的五个主要总体参数作为优化变量，分别是旋翼半径 R ，旋翼实度 σ ，桨尖速度变化系数 $\Delta\Omega R$ ，机翼面积 S 和燃油质量 W_{fuel} ，即：

$$X = [R, \sigma, \Delta\Omega R, S, W_{fuel}]^T \quad (4.2)$$

在第二章总体参数初步选择时，已经在设计要求里对主要的飞行性能提出要求。因此，本文建立的优化模型的约束条件主要考虑设计要求对性能参数的限制，主要有无地效悬停升限 H_h 、最大垂直爬升率 V_{Lmax} 、最大平飞速度 V_{max} 以及航程 L 和航时 T 。

由于轻型倾转旋翼机需要兼顾不同的飞行状态，所以在进行优化目标选择时，应考虑不同飞行模式的飞行性能作为优化目标，本文共选择三个优化目标，分别为重量效率 Z ，垂直飞行模式下在海拔 2000 米高度悬停时的需用功率 P_{rh} 和水平飞行模式下在 2000 米高度以 500km/h 的前飞速度巡航时的需用功率 P_{rf} 。其中重量效率的计算分析公式为：

$$Z = 1 - \frac{W_{empty}}{W_0} \quad (4.3)$$

具体优化步骤如图 4.5 所示：

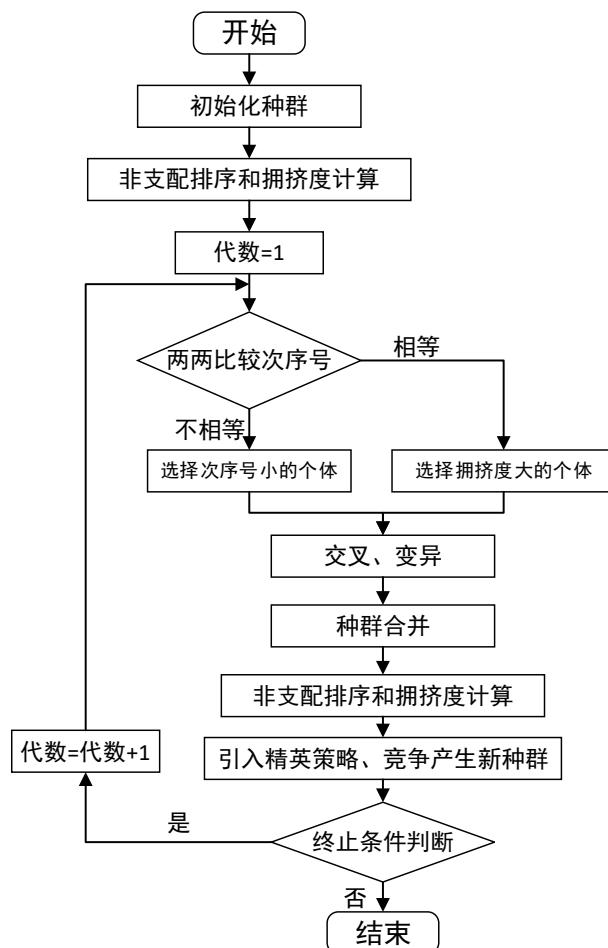


图 4.5 快速非支配排序遗传算法流程图

- (1) 遗传算法初始化：设置初始进化代数 $k=0$ ，设置进化代数为 200，每代种群数量为 100，给定设计变量上下限，随机形成初始种群；
- (2) 构建适应度函数：通过前文建立的重量分析模型和飞行性能计算模型，计算初始种群每个个体所对应的目标函数值，并引入约束条件，当性能参数不满足约束条件时，设置目标函数值为无穷大；
- (3) 快速非支配排序：对当代种群中的个体进行快速非支配排序，对个体进行层级划分，并保留最优体；
- (4) 拥挤度计算：拥挤度指的是种群中个体周围的密度，在个体等级相同时，可以通过拥挤度在个体间进行比较，不但可以保证种群的多样性，同时可以使最优解均匀分布于解集中；
- (5) 遗传算子：通过选择、交叉、变异算子，从父代种群中产生新的子代种群，设定交叉概率为 0.8，变异概率为 0.05；
- (6) 精英保留策略：将父代种群和子代种群合并，在合并的新种群中，保留排序等级低的个体，当保留第 k 等级后个体数目超过种群数量，则按拥挤度进行筛选；
- (7) 终止条件判断：本文的终止条件为前面设定的最大迭代次数，当迭代次数达到最大迭代次数时，算法终止，并输出最优解集；
- (8) 优化结果决策：由于本文的 3 个优化目标之间相互矛盾，因此需要对 3 个优化目标的权重进行评估，得到 3 个优化目标的主观权重，对目标函数的函数值进行归一化处理，通过加权求和法选择最优方案。

$$fitness(X) = \sum_{k=1}^k w_k \times \frac{f_k - f_{\min}}{f_{\max} - f_{\min}} \quad (4.4)$$

4.5 优化结果分析

在进行优化设计之前需要对选定的轻型倾转旋翼机的总体参数范围进行选择，考虑到优化设计主要的目标是提高轻型倾转旋翼机的重量效率，降低在不同飞行模式下旋翼的需用功率，因此在选择总体参数范围时应充分考虑轻型倾转旋翼机的各方面特性。

根据总体参数初步选择的结果，结合优化设计的主要目标，对五个优化参数的范围进行选择，选择结果如表 4.2。

表 4.2 优化变量选择范围

优化变量	参数范围
旋翼半径/m	[2.25,2.75]
旋翼实度	[0.07,0.10]
桨尖速度系数	[0.9,1.1]
机翼面积/ m^2	[5,7]
燃油质量/kg	[240,270]

基于以上变量范围，对轻型倾转旋翼机进行总体参数优化分析，得到的 Parteo 优化解集，根据事实际用途，取前飞需用功率和重量效率的权重为 0.4，取悬停需用功率的权重为 0.2，经过归一化处理和线性加权，得到最优解位置，如图 4.6 所示。

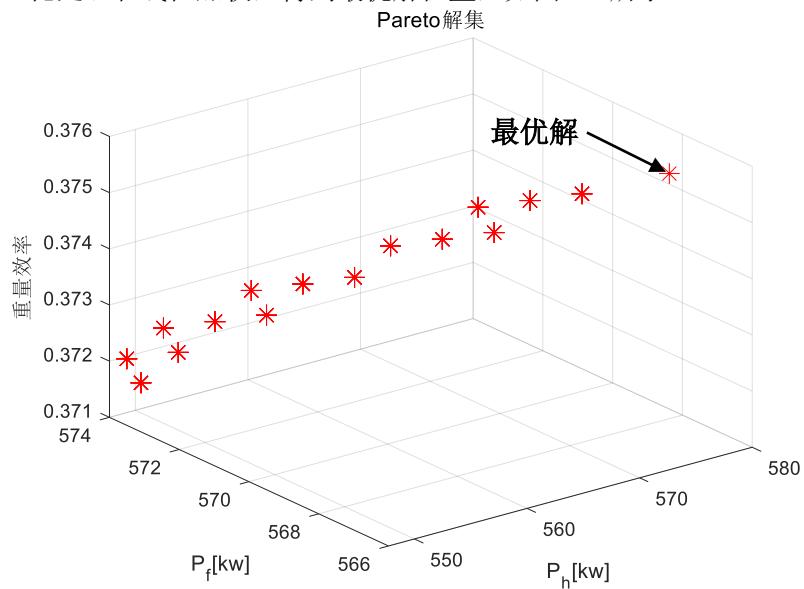


图 4.6 优化 Parteo 解集

根据所选取的最优解，优化得到的最优方案如表 4.3 所示

表 4.3 优化前后结果对比

		设计初值	优化后	性能提升/%
设计变量	R / m	2.5	2.57	-
	σ	0.089	0.08	-
	$\Delta\Omega R$	1	0.9	-
	S / m^2	6.4	6.8	-
	W_{fuel} / kg	240.9	250	-
性能参数	H_h	2320.4	2689.9	15.9
	$V_{\perp\max} / m / s$	6.6	8.3	25.7
	$V_{\max} / km / h$	528.8	538	1.74
	L_{\max} / km	896	1045.2	16.7
	T_{\max} / h	3.1	4.0	29.0
优化目标	P_{rh} / kw	610	574.5	6.18
	P_{rf} / kw	581.7	566.6	2.60
	Z	0.35	0.376	7.4

从优化结果可以看出，经过本文所建立的优化模型的优化，轻型倾转旋翼机的无地效悬停升限、最大垂直爬升率、最大平飞速度、最大航程和航时以及重量效率等各项性能指标均有所提升，和优化前相比较，悬停升限提升了 15.9%，最大爬升率（海平面位置）提升了

25.7%，前飞模式的最大平飞速度提升了 1.74%，最大航程和航时分别提升了 16.7% 和 29%，重量效率提升 7.4%。优化结果论证了本文所构建的轻型倾转旋翼机总体参数优化模型的准确性，验证了模型是可行的、有效的。

4.6 本章小结

本章主要内容是轻型倾转旋翼机总体参数优化设计。首先根据第三章建立的重量分配模型和飞行性能模型，对轻型倾转旋翼机的重量分配进行研究，计算分析轻型倾转旋翼机的悬停和垂直爬升性能、水平飞行性能以及续航性能，给出各子系统的重量参数、无地效悬停升限、最大垂直爬升率、最大前飞速度以及航程和航时。为下一步总体参数优化设计奠定基础。

采用快速非支配排序遗传算法（NSGA-II）建立轻型倾转旋翼机总体参数优化模型，集成重量和飞行性能，将轻型倾转旋翼机的悬停升限、最大垂直爬升率、最大前飞速度以及航程和航时作为优化模型中的约束条件，将重量效率、垂直飞行和前飞状态下的需用功率作为目标函数，对前文确定的轻型倾转旋翼机总体参数进行优化设计，并将优化后的结果与优化前进行比较，从优化结果来看，轻型倾转旋翼机的各项性能指标均有所提升，总体优化效果明显，验证了轻型倾转旋翼机总体参数优化模型的可靠性。

第五章 轻型倾转旋翼机气动部件设计

5.1 引言

倾转旋翼机的气动部件设计是概念设计中的重要步骤，也是飞行器能否实现设计要求和设计目标的关键所在。在进行气动部件设计工作时，首先应根据飞行性能和设计要求确定飞行器构型以及机翼、旋翼、尾翼等气动部件的几何外形参数，根据飞行器用途以及设计要求选择适当的机身形式并对机身外形尺寸进行详细设计。为验证设计的可行性，在外形设计完成后，还需对各气动部件以及机身的气动力进行计算，本章使用 Star CCM+对各气动部件的气动特性进行仿真，可为后续研究提供理论支撑。

5.2 旋翼设计

前文已经确定了研究样机旋翼的桨叶直径、旋翼实度、平均弦长以及桨尖速度等总体参数，由于倾转旋翼机在不同的飞行模式时处在不同的入流状态，当在垂直飞行和悬停状态时，为产生足够的拉力，应选择大展弦比，扭转角低的桨叶；在前飞状态时，旋翼仅用于克服机身和机翼等部件产生的阻力，为获得更高的气动效率，应选择扭转角大、展弦比低的桨叶。因此，在设计倾转旋翼机的旋翼时，应充分兼顾不同飞行状态的气动要求。通常情况下，倾转旋翼机的桨叶会有比较大的扭转角，其分布也通常选择非线性扭转。国外的研究机构也为倾转旋翼机设计了一系列的专用翼型^[48]。

根据前文优化的结果，旋翼半径 $R=2.57\text{m}$ ，直升机模式时桨尖速度为 198m/s ，固定翼模式时旋翼转速为 162m/s ，旋翼实度为 0.08 ，参考国外成熟机型的旋翼数据，给出轻型倾转旋翼机的桨叶扭转角和桨叶弦长的分布情况，如图 5.1 和图 5.2 所示。

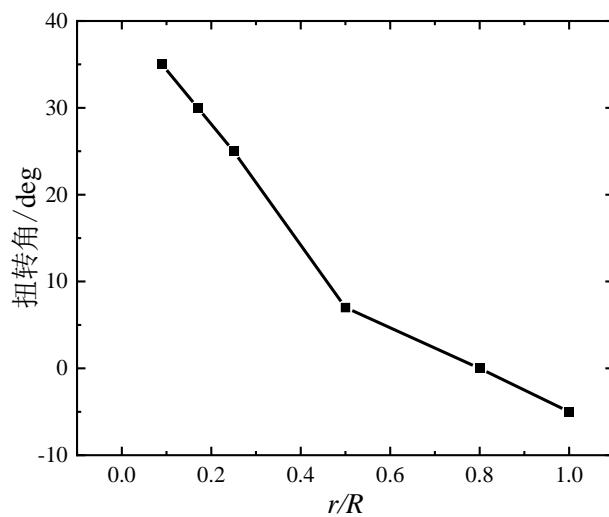


图 5.1 轻型倾转旋翼机桨叶扭转角分布

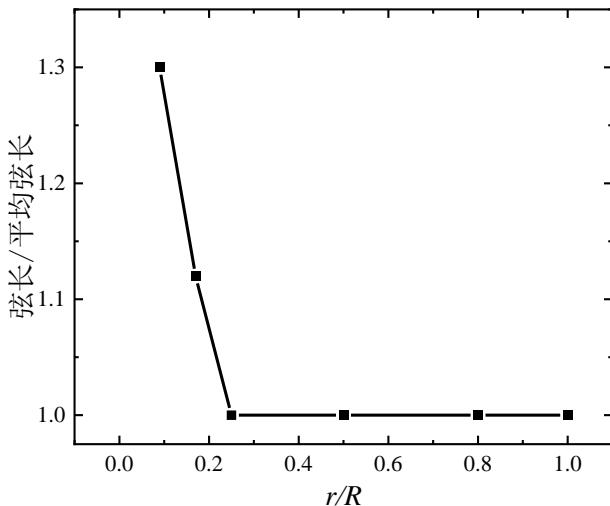


图 5.2 轻型倾转旋翼机桨叶弦长分布

选择合适的翼型是保证旋翼气动效率的关键，由于需要兼顾两种不同的飞行状态，因此在倾转旋翼机桨叶翼型选择方面也和传统直升机的翼型选择有很大的不同。在翼型的选择方面，本文选择了五种气动性能优越的翼型，轻型倾转旋翼机桨叶的翼型配置如图 5.3 所示。

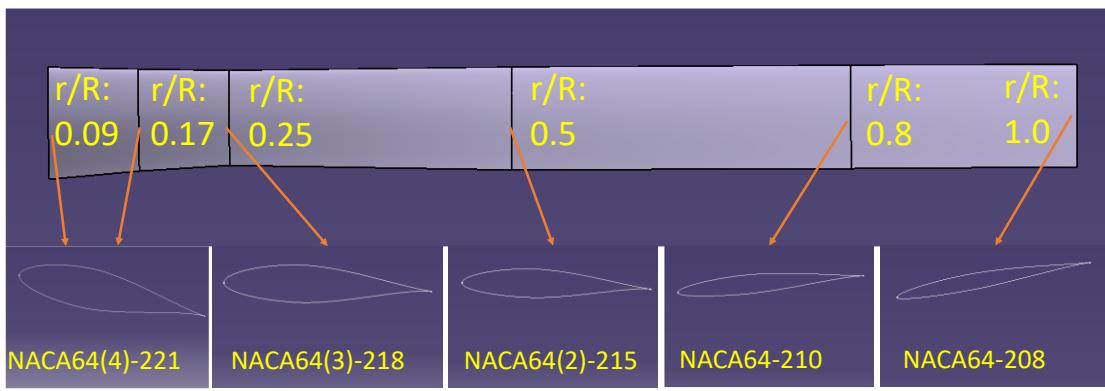


图 5.3 轻型倾转旋翼机桨叶翼型分段配置

5.3 旋翼气动分析

为验证旋翼模型的可行性，需要在建立几何模型后对旋翼进行气动力分析，以保证旋翼在工作时能够提供足够的升力/推力。为此，本文利用 CFD 软件，对前文所设计的轻型倾转旋翼机的单幅孤立旋翼在海平面悬停时的气动力进行分析。

5.3.1 计算域和边界条件

在确定计算域尺寸时，需要权衡计算域体积与计算精度之间的矛盾。理论上计算域体积应为无穷大，但计算域体积越大，相对应的网格数量也会相应增加，不但会降低计算效率，同时对计算机的计算能力的要求也大大增加；如果选择的计算域过小，会使得模型附近的流场受到影响，降低计算精度。因此，应在保证计算精度要求以及不影响模型附近流场的前提下，选择合适的计算域^[49]。



图 5.4 计算域示意图

本文所建立的旋翼流场计算域为长方体计算域，如图 5.4 计算域示意图所示，以旋翼的旋转中心为坐标原点，长 50 米，宽 30 米，高 30 米。计算域上表面边界条件设置为速度进口，其他表面设置为压力出口。

5.3.2 网格划分

在进行 CFD 计算之前，需要将连续的计算域进行离散，划分出网格，网格的数目和质量同样会对计算效率和求解精度造成影响，在划分网格时，应在保证计算精度的基础上，尽量减小网格数。

由于本文所计算的旋翼气动力模拟的是旋翼的工作状态，传统的网格技术难以满足计算要求，因此采用运动嵌套网格技术，背景网格的基础尺寸设置为 1.6m，为保证翼型前缘的几何质量，桨叶表面网格最小尺寸设置为 0.002m，桨叶区域网格如图 5.5 所示。

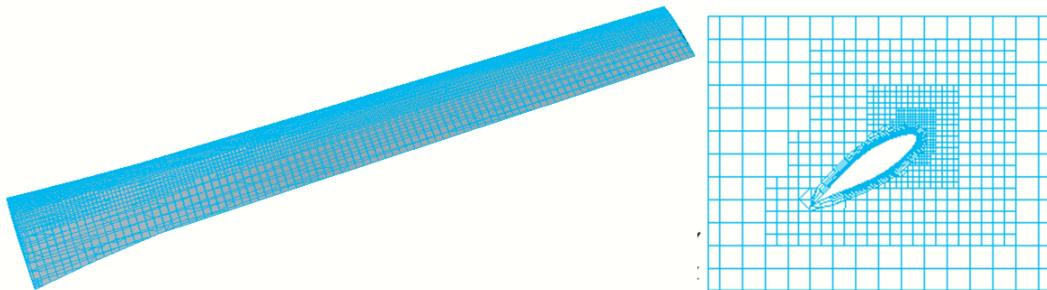


图 5.5 桨叶区域网格

为保证旋翼流场模拟精度，对背景网格进行局部加密，加密的圆柱区域半径为 3m，上表面距旋翼旋转平面 0.4m，下表面距旋翼旋转平面 1m，加密区域网格尺寸设置为 0.05m。同时对旋翼区域的背景网格适当细化，以保证交界面网格尺寸一致。本文所划分的适用于旋翼流场数值模拟的嵌套网格如图 5.6 嵌套网格示意图所示。所划分的网格总数为 1539631，网格质量满足计算要求。

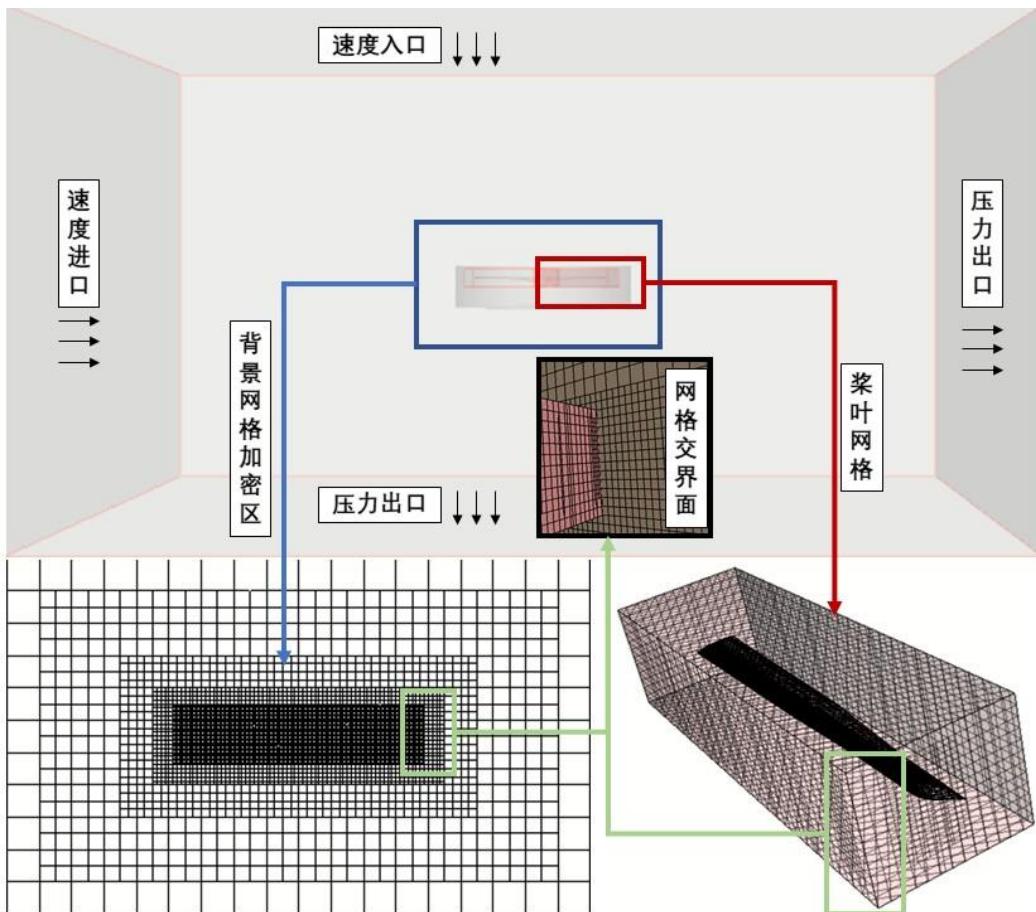


图 5.6 嵌套网格示意图

5.3.3 计算结果分析

以旋翼总距为自变量,计算总距为 4-12° 时单副孤立旋翼的拉力和扭矩,计算结果如图 5.7 和图 5.8 所示。结果表明,旋翼总距为 10° 时,单副孤立旋翼所产生的拉力约为 12000N,扭矩约为 3000N·m, 此时旋翼拉力满足设计要求。

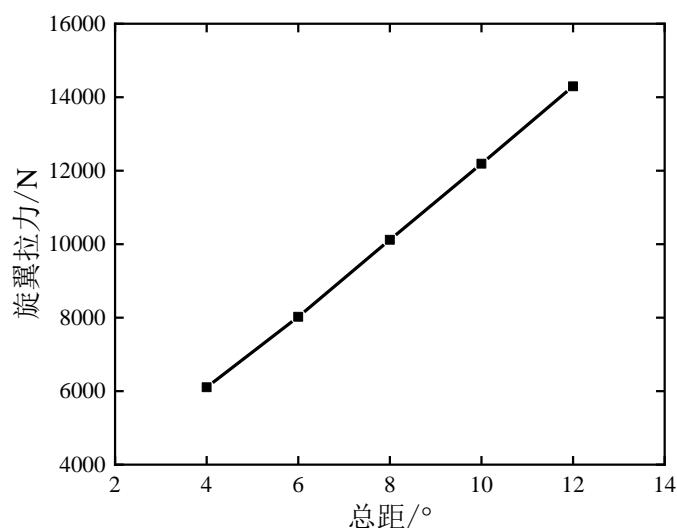


图 5.7 旋翼拉力-总距曲线

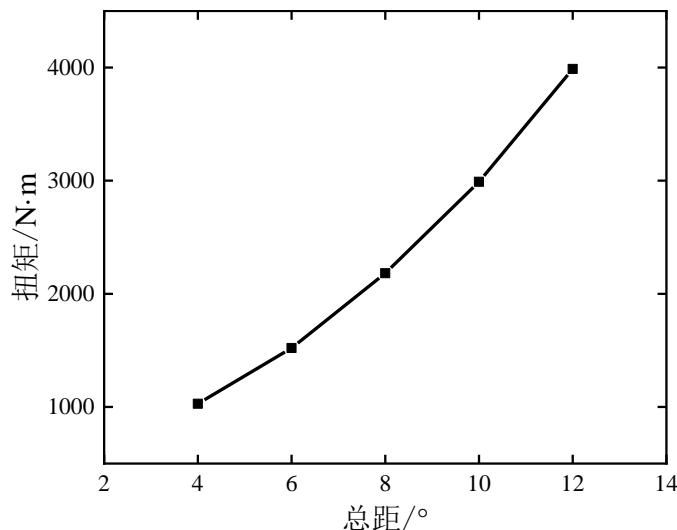


图 5.8 旋翼扭矩-总距曲线

当旋翼总距为 10° 时，孤立旋翼的流场如图 5.9 所示，由图中可以看出，在桨叶的桨尖位置出现翼尖涡，靠近桨尖的位置气流速度较大，对气流的加速作用明显。

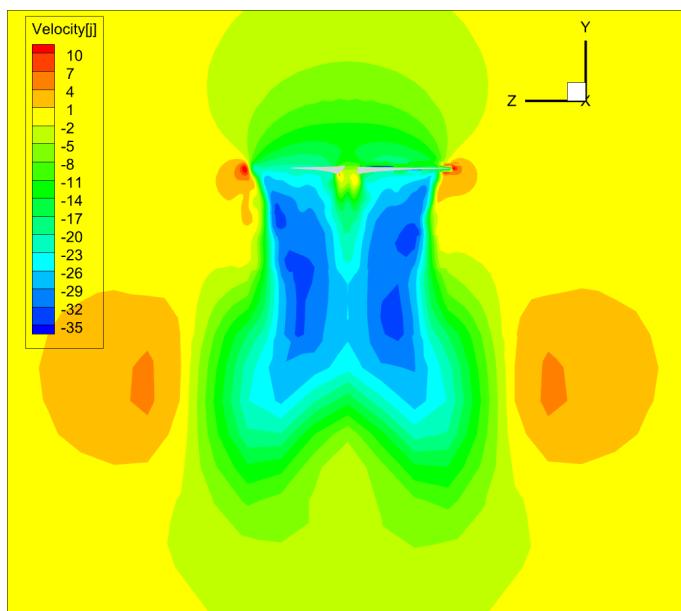


图 5.9 旋翼流场

5.4 机翼设计

机翼是倾转旋翼机处于前飞状态时提供升力的主要气动部件，也是倾转旋翼机在结构上和传统直升机的不同之处。因此，机翼设计是倾转旋翼机设计成功与否的关键所在。在设计倾转旋翼机机翼外形时，应注意以下几点^[50]：

- 1) 在前飞时能够提供足够的升力以及拥有更大的升阻比；
- 2) 在垂直飞行以及过渡飞行状态时对旋翼下洗流的影响应尽可能小；
- 3) 能够满足对飞机的飞行性能要求；
- 4) 应尽量增加机翼的失速迎角，避免出现气流分离现象。

5.4.1 机翼主要参数设计

前文已经通过优化设计确定机翼面积和机翼展弦比两个主要的几何参数,本节则全面地考虑其它主要参数。

1) 翼型选择

在选择机翼翼型时,应充分考虑气动效率和设计要求,选择翼型时,应选择升阻比大,升力系数大,阻力系数小,具有较好的失速特性的翼型。参考国外成熟的倾转旋翼机翼型,选择 NACA 65(4)-421,由于缺乏翼型的气动特性数据,使用气动软件对其进行仿真分析,结果如图 5.10 和图 5.11 所示:

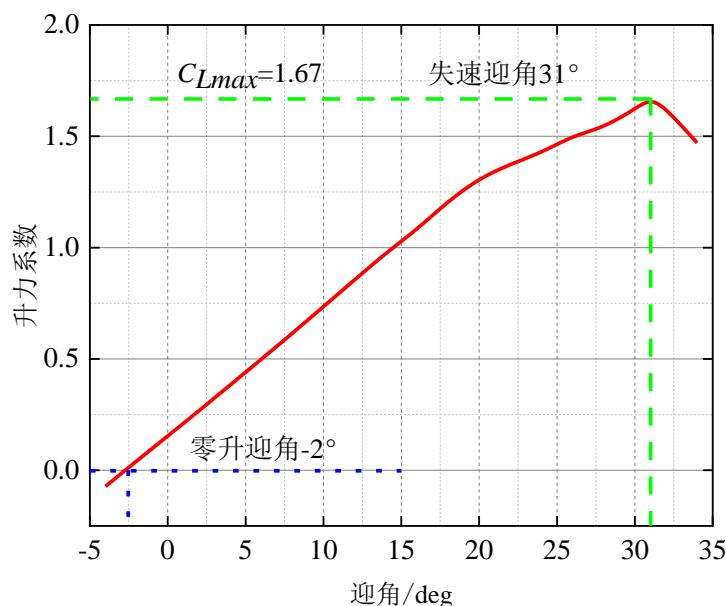


图 5.10 翼型升力系数曲线

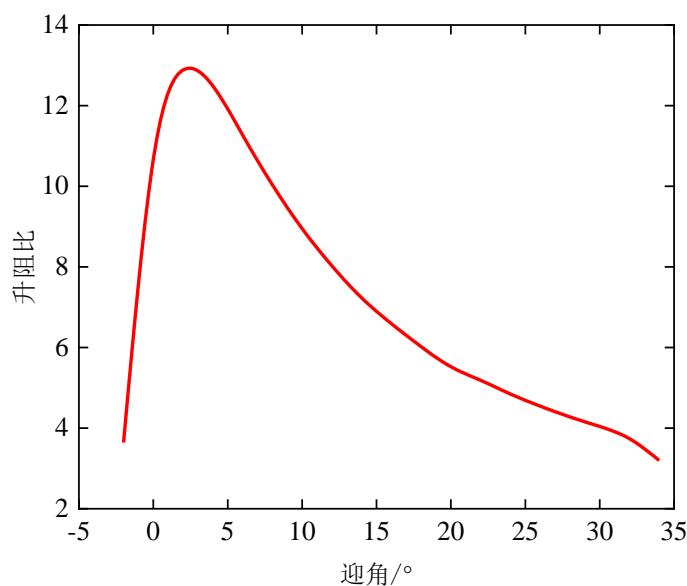


图 5.11 翼型升阻比曲线

由数值模拟的结果可以看出，翼型的最大升力系数所对应的迎角为 31° ，最大升力系数为 1.67，零升迎角为 -2° ，满足大失速迎角的要求；最大升阻比为 12.8，满足大升阻比的要求，能够为飞行器提供足够的升力，拥有良好的气动特性。

2) 机翼前掠角

采用机翼的前掠，会使得在大迎角飞行时气流首先从机翼根部分离，因而低速性能好，可用升力大，机翼的气动效率高。与前掠翼相比，后掠翼也有许多优点，最主要的是拥有更高的升阻比。同时对于本文的研究对象，采用前掠翼也会减小轻型倾转旋翼机旋翼下洗流对机翼的干扰作用。因此本文采用前掠机翼，前掠角为 4° 。

3) 机翼上反角

在设计机翼几何参数时，一定的上反角可以增加飞行器横向和侧向稳定性。典型飞机的上反角一般为 4° — 7° 。对比典型的四座轻型固定翼飞机以及成熟的倾转旋翼机上反角统计数据，取轻型倾转旋翼机机翼上反角为 5° 。

4) 副翼外形设计

副翼能够满足飞行器对于横向操纵性的要求，能够提供一定的滚转力矩，本文所设计的轻型倾转旋翼机副翼相对于机翼相关参数如下表。

表 5.1 副翼气动布局参数

相对面积	0.32	相对展向位置	0.2-1.0
相对展长	0.8	转轴后掠角	0°
相对弦长	0.4	副翼偏角	-15° ~ 20°

5.4.2 机翼气动特性

根据选择的机翼数据，建立的机翼三维模型，以前飞速度为自变量，对俯仰角、侧滑角和偏航角均为 0° 的机翼气动特性进行模拟，计算结果如表 5.2 所示。

表 5.2 机翼不同速度数值模拟结果

速度 (m/s)	速度 (km/h)	升力 (N)	阻力 (N)	升阻比
30	8.33	539.81	71.87	7.51
60	16.66	2190.91	267.88	8.18
90	25.0	4992.45	589.60	8.47
120	33.33	9014.84	1055.62	8.54
150	41.66	14326.2	1719.71	8.33

对机翼气动力做无量纲处理，机翼所受各气动力系数如图 5.12 所示。当前飞速度在 30-150m/s 范围内时，其阻力系数随着速度的增大而减小，升力系数随着速度增大而增加，

但二者变化幅度较小，说明机翼具有良好的稳定性。在不同的速度时，机翼升阻比均大于 7，来流速度为 120m/s 时最大，达到 8.54，满足设计要求。

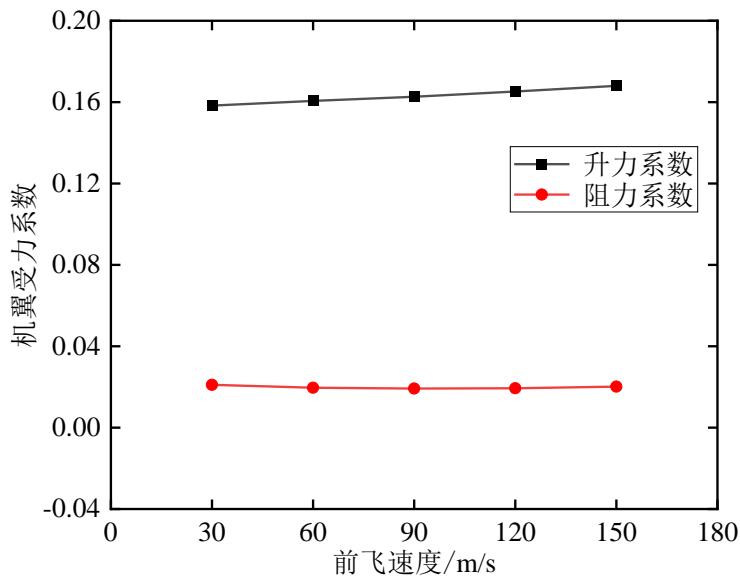


图 5.12 机翼气动力系数-前飞速度曲线图

接着以机翼俯仰角为自变量，对侧滑角和偏航角均为 0° ，来流速度为 90m/s 的机翼进行气动仿真计算，计算结果如表 5.3 所示。

表 5.3 机翼不同速度数值模拟结果

俯仰角 ($^\circ$)	升力 (N)	阻力 (N)	升阻比
-4	-2229.82	526.68	-
-2	1306.59	501.46	2.61
0	4992.45	589.60	8.47
2	8675.88	788.96	11.00
4	12287.60	1074.90	11.43
6	15808.80	1468.91	10.76
8	19209.40	1977.41	9.71
10	22472.30	2592.02	8.67
12	25569.70	3314.53	7.71
14	28466.80	4135.54	6.88
16	31140.20	5045.87	6.17

同样对机翼气动力做无量纲处理，机翼所受各气动力系数如图 5.13 所示，可以看出，阻力系数随俯仰角绝对值的增加而增加，俯仰角为 0° 时最小。升力系数与俯仰角成线性关

系，随着俯仰角增大而增加，说明本文设计的机翼具有良好的气动特性。当机翼迎角为 4° 时机翼升阻比最大达到11.43，失速迎角为 28° ，满足设计要求。

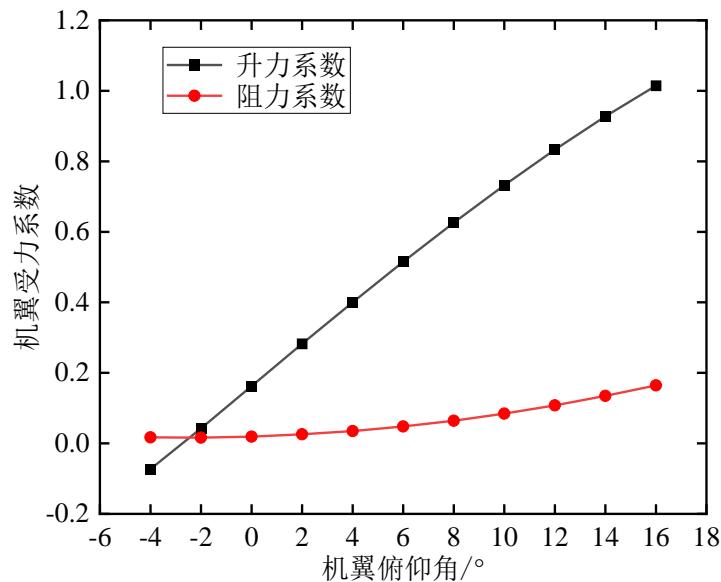


图 5.13 机翼气动力系数-俯仰角曲线图

5.5 尾翼设计

尾翼分为水平尾翼和垂直尾翼两个部分，水平尾翼除了维持俯仰稳定性的需求外，还能够提供小部分升力，垂直尾翼主要是为了维持偏航稳定性的要求。

在飞机设计过程中，尾翼的形式有很多种，常见的有传统尾翼、十字形尾翼、T形尾翼、V形尾翼、倒V形尾翼、倒Y形尾翼以及H形尾翼。考虑到倾转旋翼机的特点，为减小旋翼下洗流对尾翼的气动干扰，本文研究的轻型倾转旋翼机选用T形尾翼。

5.5.1 尾翼初步设计

在初步设计阶段，缺乏相应的机型数据，因此本文采用尾容量法对尾翼的几何参数进行估算，采用尾容量法的传统尾翼设计流程如图 5.14。

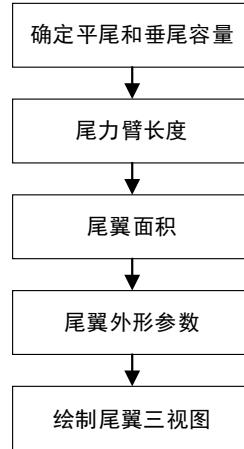


图 5.14 传统尾翼设计流程

根据传统的尾容量法，水平尾翼和垂直尾翼的面积分别为：

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} \cdot S_{wing} \cdot c_{wing}}{l_{HT}} \quad (5.6)$$

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} \cdot S_{wing} \cdot b_{wing}}{l_{VT}} \quad (5.6)$$

式中： S_{wing} 表示机翼面积； c_{wing} 和 b_{wing} 分别表示机翼平均弦长和机翼展长； V_{HT} 和 V_{VT} 分别为平尾容量和垂尾容量，分别取为 0.96 和 0.1； S_{HT} 和 S_{VT} 分别为平尾面积和垂尾面积， l_{HT} 和 l_{VT} 分别为平尾力臂和垂尾力臂，表示平尾或垂尾气动中心到机翼气动中心的距离，分别为 4.2m 和 4m。

根据上述数据和计算公式，可以计算出平尾面积为 1.51m^2 ，垂尾面积为 0.99 m^2 ，尾翼其余气动数据参考倾转旋翼机的统计数据，其外形设计参数的数据汇总如表 5.4 所示。

表 5.4 尾翼外形参数

参数	水平尾翼	垂直尾翼
	翼型	NACA2415
1/4 弦线后掠角	2°	27°
根部弦长	0.69m	0.79m
端部弦长	0.41m	0.49m
展长	2.79m	1.56m
面积	1.51m^2	0.99m^2

5.5.2 尾翼气动特性

利用前文建立的尾翼三维模型，首先以前飞速度为自变量，对俯仰角、侧滑角和偏航角均为 0° 的尾翼气动特性进行模拟，计算结果如表 5.5 所示。

表 5.5 尾翼不同速度数值模拟结果

速度 (m/s)	速度 (km/h)	升力 (N)	阻力 (N)	侧向力 (N)
30	8.33	93.2314	23.5865	-5.642
60	16.66	382.306	85.6076	1.638
90	25.0	876.131	184.43	3.385
120	33.33	1588.89	320.026	5.875
150	41.66	2552.23	507.368	7.820

对尾翼气动力做无量纲处理，尾翼所受各气动力系数如图 5.15 所示。当前飞速度在 30-150m/s 范围内时，其侧向力系数基本为 0，可以忽略不计。其阻力系数随着速度的增大而减小，升力系数随着速度增大而增加，但二者变化幅度较小，说明尾翼具有良好的稳定性。

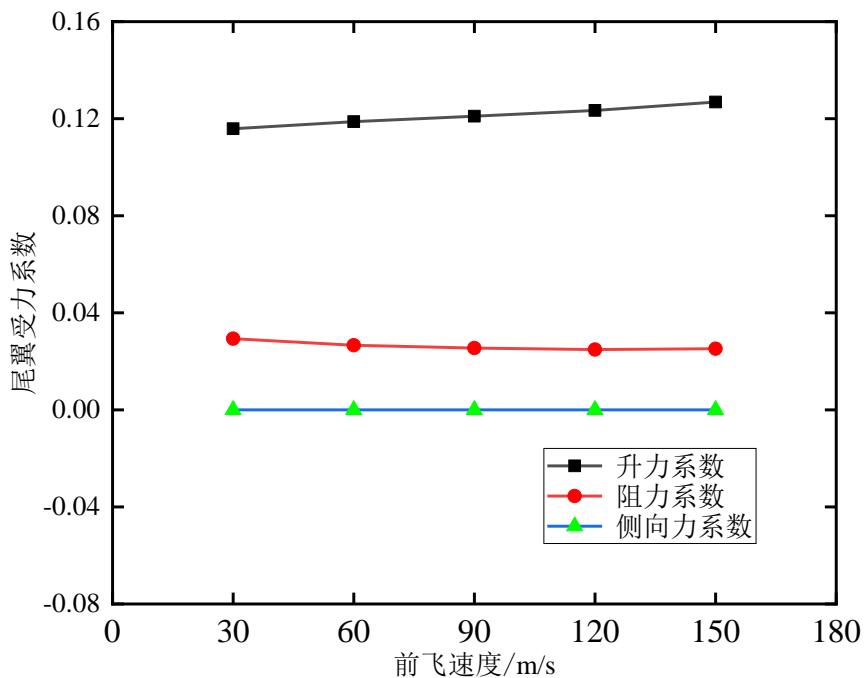


图 5.15 尾翼气动力系数-前飞速度曲线图

接着以尾翼俯仰角为自变量，对侧滑角和偏航角均为 0° ，来流速度为 90m/s 的尾翼进行气动仿真计算，计算结果如表 5.6 所示。

表 5.6 尾翼不同速度数值模拟结果

俯仰角 ($^\circ$)	升力 (N)	阻力 (N)	侧向力 (N)
-4	-1269.94	215.72	2.993
-2	-216.38	187.11	3.117
0	876.13	184.43	3.385
2	1988.92	209.80	4.454
4	3093.99	263.23	7.560
6	4175.84	346.88	10.528

同样对尾翼气动力做无量纲处理，尾翼所受各气动力系数如图 5.16 所示，可以看出，阻力系数随俯仰角绝对值的增加而增加，俯仰角为 0° 时最小。升力系数与俯仰角成线性关系，随着俯仰角增大而增加，说明本文设计的尾翼具有良好的气动特性。

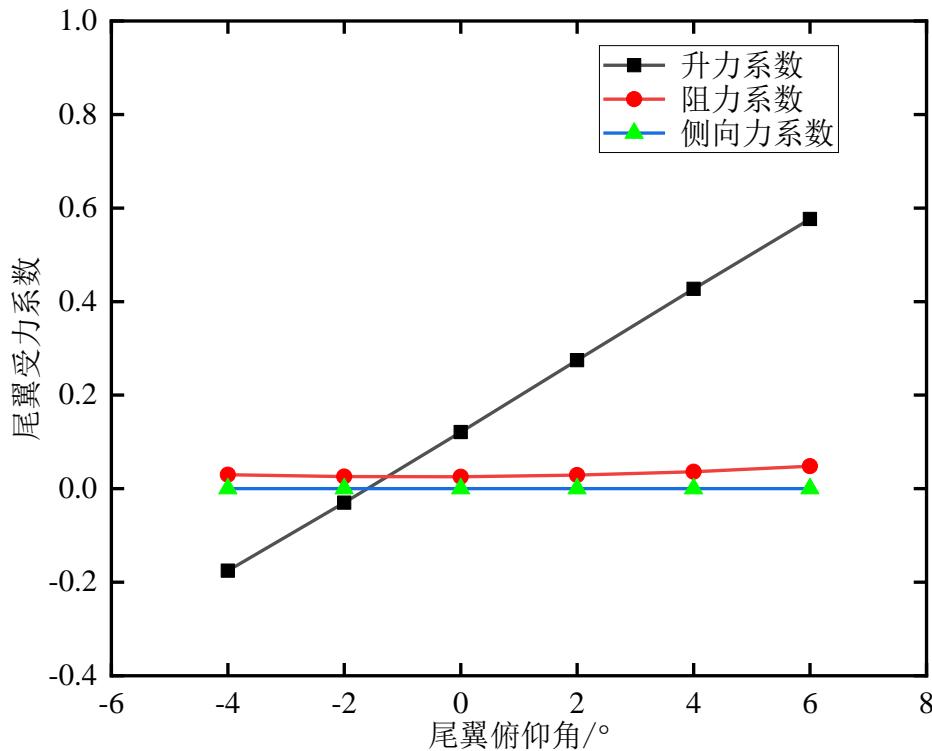


图 5.16 尾翼气动力系数-俯仰角曲线图

5.6 机身设计

在机身设计时，要根据飞机的种类和用途对气动外形进行设计，本文的研究对象四座轻型倾转旋翼机主要用于通航领域，因此可以结合通用飞机和轻型倾转旋翼机的特点以及机身设计要求，初步确定机身外形。

5.6.1 机身总体布局要求

对于本文设计的四座轻型倾转旋翼机需要满足以下设计要求：

- 1) 空间要求：对于通航飞机，在运输乘客时，需要为每位乘客以及货物提供足够空间；
- 2) 座舱布置：座舱应满足人体工学布置，主要仪器和控件在飞行员能触及到的范围，乘员可以顺利乘降；
- 3) 挡风玻璃要求：挡风玻璃的形状应满足飞行员视界需求，与飞机整体外形相协调；
- 4) 系统协调要求：机身设计应满足操纵、电气、控制等系统的协调要求；
- 5) 气动要求：在满足上述要求的基础上，机身设计应尽量减小迎风面积，降低机身阻力，提高气动效率。

5.6.2 机身外形设计方法

本文所研究的四座轻型倾转旋翼机采用常规布局，因此在机身外形设计时应考虑气动外形突出的设计，机身的形状大致分为三种：

1) 楔形机身

楔形机身（如图 5.17 所示）可以通过外形来识别，通常该类机身外形从机身的最大处平滑的缩小过渡到尾部。因为该类外形可以由铆接在框架上的折叠钣金制造，从而制造出质量轻、强度高的结构，所以其生产维修成本较低。但和蝌蚪形机身相比，这种外形会产生更大的阻力。因此，对气动效率要求较高的飞机并不适合采用这种外形。



图 5.17 采用楔形机身的 Piper PA-28 Cherokee 飞机

2) 管状机身

管状机身（如图 5.18 所示）的外形类似于雪茄的外形，其主体部分为管状，这种机身形状适用于任何巡航速度的大型客机。如图所示，其前部大约为机身直径的 1.45 倍到 1.75 倍，尾翼长度通常为机身直径的 3 倍到 3.35 倍，这种比例的形状机身阻力最小。但对于本文研究的轻型倾转旋翼机，并不适用该类机身外形。

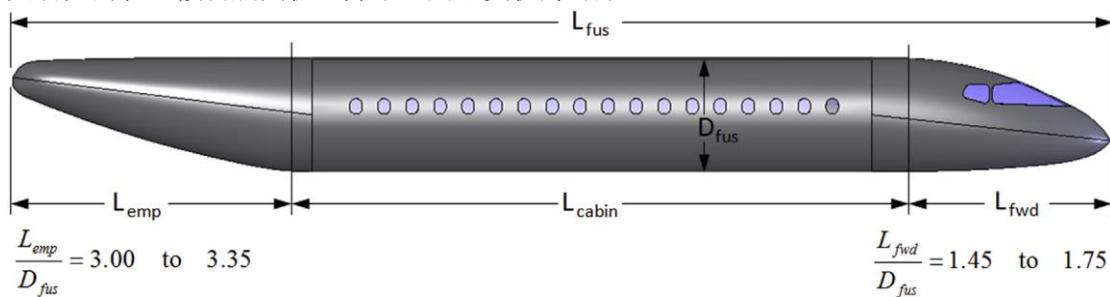


图 5.18 典型管状机身示意图

3) 蝌蚪形机身

蝌蚪形机身（如图 5.19 所示）由于其外形类似于蝌蚪而得名，这种外形飞机从机身最大直径处较快的收缩到尾部。这种外形的机身与楔形机身相比，由于其表面形状的复杂性，导致制造和维修成本比较昂贵，因此多采用经济性更好的复合材料制造。目前现有的滑翔机和许多螺旋桨飞机都采用该类外形，例如钻石的 DA-20 飞机。

通过上述三种机身外形的对比分析，为考虑研究样机的气动效率，使其具有良好的气动特性，因此选择蝌蚪形机身外形作为其基本外形。



图 5.19 采用蝌蚪形机身的 Rolladen-Schneider LS4 滑翔机

5.6.3 机身外形尺寸

由于本文研究的四座轻型倾转旋翼机主要用途为载人，因此在进行设计时必须考虑到人体对座舱外形尺寸的限制。图 5.20 展示了三种采用双人并排座椅的小型飞机机身截面。对于左右两个方案而言，有足够的空间保证乘员的舒适性，而中间的方案却难以保证。

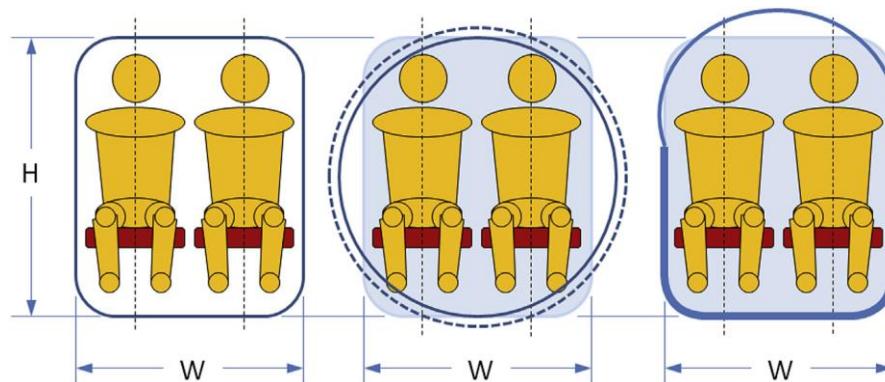


图 5.20 并排座椅的小型飞机横截面示意图

1) 建立人体模型

为保证乘员的舒适性以及飞行员的操纵，应建立合理的人体模型，以保证空间满足不同身高的人员乘坐。根据参考文献[50]建立的人体模型如图 5.21 所示。

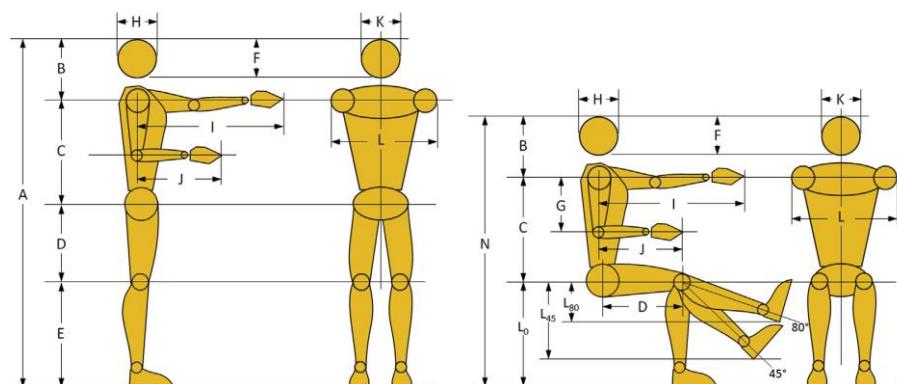


图 5.21 标准人体站立和坐姿模型

下表列出了男性和女性的人体模型数据，其范围是从第 1 百分位到第 99 百分位，百分位的概念是指被包括在该特定类别中的人的百分比。例如，第 50 个百分位表示普通人群中 50% 没有超过该尺寸。

表 5.7 人体模型尺寸

		1st	5th	50th	95th	99th
A	男性	160.3	164.6	175.5	186.7	191.0
	女性	148.3	152.9	162.8	173.7	178.1
B	男性	30.0	30.2	31.8	33.0	33.5
	女性	27.7	28.7	30.0	31.2	31.8
C	男性	48.3	49.0	51.1	52.8	53.6
	女性	44.5	45.2	46.7	48.8	48.8
D	男性	37.8	39.1	42.4	45.7	47.0
	女性	36.3	37.3	40.4	43.4	45.2
E	男性	44.2	46.2	50.3	55.1	56.9
	女性	39.9	41.7	45.7	50.3	52.3
F	男性	21.3	21.8	21.8	23.1	23.9
	女性	19.8	21.1	21.8	23.1	23.9
G	男性	28.7	29.2	31.2	34.3	35.6
	女性	26.7	27.2	29.2	31.5	32.5
H	男性	18.0	18.5	19.8	20.8	21.3
	女性	17.3	17.8	18.8	19.8	20.3
I	男性	72.1	73.9	80.0	86.6	89.7
	女性	65.8	67.8	73.4	79.8	82.3
J	男性	43.4	44.7	48.8	52.3	54.1
	女性	39.1	40.6	44.2	48.3	49.8
K	男性	13.0	14.2	15.2	16.0	16.5
	女性	13.2	13.7	14.5	15.2	15.5
L	男性	43.4	45.0	49.0	53.6	55.1
	女性	38.1	39.6	43.2	47.2	49.3
N	男性	122.4	125.5	133.1	141.0	144.0
	女性	112.0	115.6	122.4	130.3	132.8
L ₀	男性	44.2	46.2	50.3	55.1	56.9
	女性	39.9	41.7	45.7	50.3	52.3
L ₄₅	男性	31.3	32.7	35.6	39.0	40.2
	女性	28.2	29.5	32.3	35.6	37.0
L ₈₀	男性	7.7	8.0	8.7	9.6	9.9
	女性	6.9	7.2	7.9	8.7	9.1

2) 座舱布置

根据建立的人体模型，确定座舱的相关布置数据，根据轻型倾转旋翼机用途，采用双排双座的布置形式，具体数据如表 5.8。

比较主流的通用飞机座舱数据，考虑气动性能的基础上，初步确定轻型倾转旋翼机座舱宽度为 1.2m，座舱高度为 1.45m。

表 5.8 座舱布置

座椅布置	双排双座
前排座椅	单人单座
后排座椅	双人连座
前排座椅宽度	0.46 米
前排座椅间距	0.126 米
后排座椅宽度	0.96 米

3) 机身外形数据

根据前文分析，对四座轻型倾转旋翼机的机身外形进行详细的设计，机身详细尺寸如表 5.9 所示。

表 5.9 机身外形尺寸

部件名称	尺寸
机身总长	8m
机头长度	1.3m
机尾长度	3.4m
客舱长度	3.3m
客舱高度	1.5m
客舱宽度	1.2m
机身最大截面积	1.884m^2
机身当量直径	1.55m

5.6.4 机身气动特性

机身气动特性是计算飞行器飞行性能的基础，利用前文的机身数据，建立的机身三维模型，首先以前飞速度为自变量，对俯仰角、侧滑角和偏航角均为 0° 的机身气动特性进行模拟，计算结果如表 5.10 所示。

表 5.10 机身不同速度数值模拟结果

速度 (m/s)	速度 (km/h)	升力 (N)	阻力 (N)	侧向力 (N)
30	8.33	-7.82	48.43	0.29
60	16.66	-29.16	175.47	0.86
90	25.0	-64.04	373.03	1.66
120	33.33	-116.61	638.32	3.63
150	41.66	-205.53	977.73	6.68

对机身气动力做无量纲处理,机身各气动力系数如图 5.22 所示。当前飞速度在 30-150m/s 范围内时,由于机身的对称性,其侧向力系数基本为 0,可以忽略不计。其阻力系数随着速度的增大而减小,表明本文设计的轻型倾转旋翼机的机身不会出现阻力激增现象。随着速度的变化,升力系数始终小于 0,但变化幅度很小,表明本文设计轻型倾转旋翼机的机身气动特性良好。

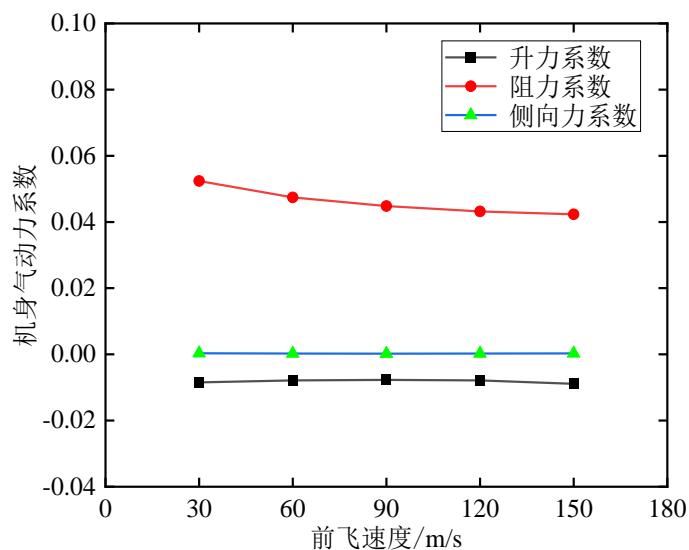


图 5.22 机身气动力系数-前飞速度曲线图

接着以机身俯仰角为自变量,对侧滑角和偏航角均为 0° ,来流速度为 90m/s 的机身进行气动仿真计算,计算结果如表 5.11 所示。

表 5.11 机身不同速度数值模拟结果

俯仰角 ($^\circ$)	升力 (N)	阻力 (N)	侧向力 (N)
-4	-310.15	401.57	-2.01
-2	-191.74	382.11	-0.18
0	-64.04	373.03	1.66
2	67.91	373.23	3.47
4	198.78	382.20	3.90
6	334.31	397.93	-1.60

同样对机身气动力做无量纲处理，机身气动力系数如图 5.23 所示，可以看出，阻力系数随俯仰角绝对值的增加而增加，俯仰角为 0° 时最小。升力系数和俯仰角成线性关系，随之俯仰角增大而增加。

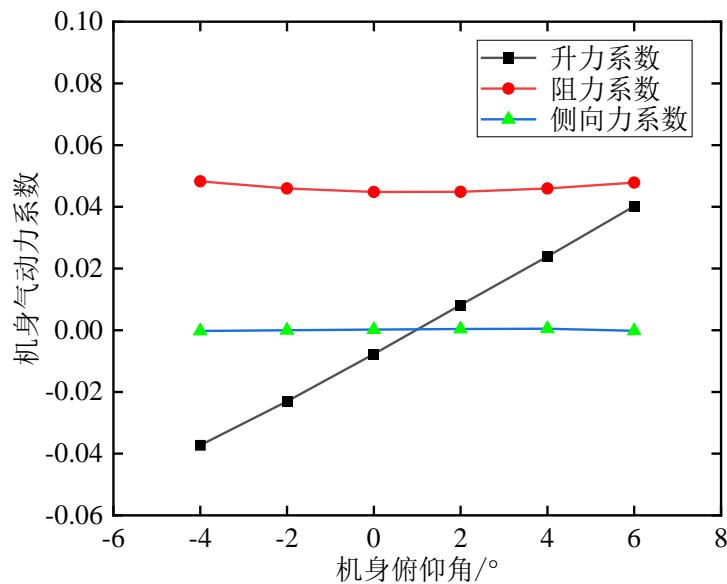


图 5.23 机身气动力系数-俯仰角曲线图

5.7 本章小结

本章根据前文优化确定的轻型倾转旋翼机的总体参数，对轻型倾转旋翼机的主要气动部件进行了详细设计。首先参考国外成熟机型，对旋翼桨叶的扭转角、弦长分布以及翼型配置进行了详细设计，采用 CFD 软件对孤立旋翼在海平面悬停状态下的气动力进行了数值模拟，计算结果表明，本文设计的旋翼满足设计要求。之后，对机翼几何参数进行了详细的设计，采用尾容量法对尾翼气动参数进行了设计，并分别以来流速度和迎角为自变量对机翼和尾翼气动特性进行计算，计算结果表明，本文设计的机翼和尾翼满足设计要求。最后，根据通用飞机的机身设计方法，对轻型倾转旋翼机的机身外形参数进行了设计，通过 CFD 软件进行数值模拟，机身设计符合设计要求。

第六章 总结与展望

6.1 本文工作总结

本文是在倾转旋翼机是当前旋翼飞行器的研究热点、计算机技术在旋翼类飞行器总体优化设计中广泛应用的背景下，以轻型倾转旋翼机为研究对象，研究轻型倾转旋翼机总体参数优化设计问题。本文的主要研究工作如下：

1.针对轻型倾转旋翼机，采用燃油比例平衡法建立了轻型倾转旋翼机重量估算模型，采用基于分析的设计方法建立了轻型倾转旋翼机总体参数分析方法。结合设计要求，对四座轻型倾转旋翼机总体参数进行选择，形成初步总体设计方案。

2.参考 AFDD 重量模型，并在此基础上进行修正，建立轻型倾转旋翼机各子系统的参数化重量模型，形成轻型倾转旋翼机重量分配模型；基于动量叶素理论，建立了旋翼需用模型计算方法，根据功率平衡法建立了轻型倾转旋翼机的垂直飞行性能模型，根据阻力特性和燃油特性建立了轻型倾转旋翼机飞机模式下的飞行性能模型；选择 XV-15 倾转旋翼机对重量分配模型和飞行性能模型进行验证，结果表明，模型准确度较高，可以用于轻型倾转旋翼机重量分析和性能计算。

3.对轻型倾转旋翼机的飞行性能和重量分配进行研究。在此基础上，以轻型倾转旋翼机设计要求中的飞行性能为约束条件，重量效率，垂直飞行和前飞状态的需用功率为目标函数，选取对轻型倾转旋翼机性能影响较大的 5 个总体参数作为设计变量，采用快速非支配排序遗传算法（NSGA-II），构建适用于轻型倾转旋翼机的总体参数优化模型，对第二章确定的轻型倾转旋翼机的初步总体方案进行优化分析，得到最优的总体方案。优化结果表明，轻型倾转旋翼机的各项性能指标均有所提升，论证了本文优化模型的可靠性。

4.根据优化确定的总体方案，参考 XV-15 倾转旋翼机的旋翼几何参数，对轻型倾转旋翼机旋翼进行设计，通过对孤立旋翼在海平面状态下的气动力进行数值模拟，验证了旋翼设计满足要求；对机翼几何参数进行了详细的设计，采用尾容量法对尾翼气动参数进行了设计，并分别以来流速度和迎角为自变量对机翼和尾翼气动特性进行计算，计算结果表明，机翼和尾翼满足设计要求；根据通用飞机的机身设计方法，对轻型倾转旋翼机的机身外形参数进行了设计，数值模拟结果表明，机身设计满足设计要求。

6.2 后续工作展望

本文构建了轻型倾转旋翼机概念设计阶段从总体参数初步设计到优化设计的基本框架，初步建立了适用于轻型倾转旋翼机的总体优化设计方案，解决了初步设计阶段的一些关键问题，获得了一部分成果。但本文的研究内容尚不够深入，后续的研究工作可以从以下几个方面深入：

1.本文所采用的动量叶素理论精度较低，在建立飞行性能计算模型中，采用了很多的修正参数，机翼对旋翼的气动干扰因子也是仅仅采用估算方法。在后续的设计阶段，可以建立更加精确的旋翼气动模型，气动干扰因子可以通过风洞试验或者数值模拟的方法确定。

2.本文建立的优化模型中优化目标仅选择了重量效率以及垂直飞行和水平飞行两种状态的需用功率，后续在此基础上加入更多经济型、有效性等总体方案评价指标，进一步完善总体优化设计模型。

3.本文的研究内容未涉及到轻型倾转旋翼机的操纵性和稳定性问题，在后续的工作中，可以建立轻型倾转旋翼机的气动模型及配平模型，在此基础上对其操纵性和稳定性进行分析，建立轻型倾转旋翼机的稳定性、操纵性分析模型。

4.本文在设计主要气动部件时，未考虑部件几何参数对旋翼的气动干扰，未来可以通过数值模拟的方法分析机翼及机身主要参数对气动干扰的影响，对旋翼、机翼和机身几何参数进行优化设计，进一步提高飞行性能。

参考文献

- [1] Saß K. Modelling and Optimization of Tilt-Rotor Aircraft Flight Trajectories[J]. 2018.
- [2] 张呈林, 郭才根. 直升机总体设计[M]. 国防工业出版社, 2006.
- [3] 孙伟. 直升机总体优化设计技术研究[硕士学位论文].南京航空航天大学, 2012.
- [4] Russell C, Johnson W. Conceptual design and performance analysis for a large civil compound helicopter[J]. 2012.
- [5] 李治权. 倾转旋翼机转换和飞机飞行模式下的气弹动力学研究[博士学位论文].南京航空航天大学, 2018.
- [6] Quigley H C, Koenig D G. A Flight Study of the Dynamic Stability of a Tilting-Rotor Convertiplane, NASA TN D-778, 1961.
- [7] Johnson W. An Assessment of the Capability to Calculate Tilting prop-rotor Aircraft Performance, Loads and Stability, NASA TP-2291, 1984.
- [8] Alexander H R, Maisel M D, Giulianetti D J. The Development of Advanced Technology Blades for tilt-rotor Aircraft. Vertica, 1986, 10(3-4): 315-339.
- [9] Conner D A, Wellman J B. Hover Acoustic Characteristics of the XV-15 with Advanced Technology Blades. Journal of Aircraft, 1994, 31(4): 737-744.
- [10] Johnson W. Recent Developments in the Dynamics of Advanced Rotor Systems. Vertica, 1986, 10(2): 109-150.
- [11] 岳海龙. 倾转旋翼机倾转时旋翼/短舱/机翼耦合结构气弹响应研究[博士学位论文].南京航空航天大学, 2010.
- [12] 孙伟. BA609 倾转旋翼机重新开始飞行试验. 国际航空, 2005(5):45-45.
- [13] 王钟强.AW609 艰难前行——民用倾转旋翼飞机问世有多难?. 航空世界, 2016(2):8-17.
- [14] Johnson W. NDARC-NASA Design and Analysis of Rotorcraft[J]. 2020.
- [15] Davis J H. Design methodology for developing concept independent rotorcraft analysis and design software[D]. Georgia Institute of Technology, 2007.
- [16] Appleton W. Aeromechanics Modelling of Tiltrotor Aircraft[M]. The University of Manchester (United Kingdom), 2020.
- [17] 朱庆镇. 倾转旋翼机总体参数优化设计[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2011.
- [18] 左正新. 倾转旋翼机总体参数选择与设计优化[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2017.
- [19] 周琪琛, 李春华. 高速四倾转旋翼机总体参数优化设计研究[J]. 直升机技术, 2016(1):6.
- [20] 杜心田. 倾转四旋翼飞行器概念设计研究[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2018

- [21] 王坤. 倾转四旋翼飞行器总体布局研究[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2020.
- [22] 葛磊. 面向倾转旋翼机总体方案阶段的重心包线设计研究[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2012.
- [23] 薛立鹏. 倾转旋翼机气动/动力学多学科设计优化研究[博士学位论文]. 南京航空航天大学, 2011.
- [24] 赵洪. 基于飞行品质的无人旋翼飞行器总体多学科设计优化研究[博士学位论文]. 南京航空航天大学, 2018.
- [25] 吴榕. 变转速/变直径倾转旋翼机飞行性能及操纵策略分析[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2022.
- [26] 王昊. 变直径倾转旋翼机性能研究[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2022.
- [27] 颜伟. 共轴无人直升机总体优化设计[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2019.
- [28] 桂敬冉. 直升机概念设计与优化方法研究[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2015.
- [29] Johnson W. NDARC-NASA Design and Analysis of Rotorcraft. Validation and Demonstration, Citeseer, 2010[C].
- [30] Johnson W. NDARC-NASA design and analysis of rotorcraft validation and demonstration[J]. 2010.
- [31] Russell C, Johnson W. Conceptual design and performance analysis for a large civil compound helicopter[J]. 2012.
- [32] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.
- [33] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册. 8, 重量平衡与控制[M]. 航空工业出版社, 2005.
- [34] Maisel M D, Harris D J. Hover Tests of the XV-15 Tiltrotor Research Aircraft. AIAA Paper No. 81-2501AIAA/SETP/SFTE/SAE/ITEA/IEEE 1st Flight Testing Conference, Las Vegas, NV, 1981. Johnson W. Helicopter theory[M]. Courier Corporation, 2012.
- [35] Stepniewski W Z, Keys C N. Rotary-wing aerodynamics[M]. Courier Corporation, 1984.
- [36] Bazov D I. Helicopter aerodynamics[M]. National Technical Information Service, 1971.
- [37] Newman S J. Principles of Helicopter Aerodynamics—Second edition JG Leishmann Cambridge University Press, The Edinburgh Building, Shaftesbury Road, Cambridge, CB2 2RU, UK. 2006. 826pp. [J]. The Aeronautical Journal, 2007, 111(1126): 825-826.
- [38] W. 约翰逊. 直升机理论[M]. 航空工业出版社, 1991.
- [39] Watkinson J. Art of the Helicopter[M]. Elsevier, 2003.
- [40] Carlson E B. Optimal tiltrotor aircraft operations during power failure[M]. University of Minnesota, 1999.

- [41] Maisel M, Borgman D C, Few D D. Tilt rotor research aircraft familiarization document[J]. NASA TM X-62, 1975, 407: 1-105.
- [42] Rindlisbacher T, Chabbey L. Guidance on the determination of helicopter emissions[J]. Federal office of civial aviation FOCA, 2009.
- [43] 王幼龄. 直升机飞行性能计算方法手册[M]. 航空工业出版社, 1996.
- [44] 朱清华, 张呈林, 倪先平, 等. 改进遗传算法的纵列式直升机总体参数优化设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(1):1-5.
- [45] 余雄庆. 飞机总体多学科设计优化的现状与发展方向 [J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4):417-426.
- [46] 卜康正, 赵勇, 郑先昌. 基于 NSGA2 遗传算法的地铁隧道上方基坑工程优化设计[J]. 铁道科学与工程学报, 2021.
- [47] Deb K, Agrawal S, Pratap A, et al. A fast elitist non-dominated sorting genetic algorithm for multi-objective optimization: NSGA-II[C], International conference on parallel problem solving from nature. Springer, Berlin, Heidelberg, 2000: 849-858.
- [48] 林沐阳. 倾转旋翼机气动布局优化设计与干扰特性分析[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2020.
- [49] 李明, 李明高. STAR-CCM+与流场计算[M]. 机械工业出版社.2011.
- [50] 史明双. 四座轻型飞机概念设计研究[硕士学位论文]. 南京航空航天大学, 2016.
- [51] Gudmundsson S. General aviation aircraft design[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2014