

中图分类号: V212.4
学科分类号: 082501

论文编号: 1028701 17-B028

博士学位论文

直升机舰面起降风限图与 驾驶员操纵负荷研究

研究生姓名 吉洪蕾
学科、专业 飞行器设计
研究方向 直升机飞行动力学
指导教师 陈仁良 教授

南京航空航天大学

研究生院 航空宇航学院

二〇一七年十月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics
The Graduate School
College of Aeronautical Engineering

Research on Helicopter Shipboard Wind-over-Deck Envelope and Pilot Workload

A Thesis in
Aerospace Science and Technology

by
Ji Honglei

Advised by

Prof. Chen Renliang

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Doctor of Philosophy

October, 2017

承诺书

本人声明所呈交的博/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: 吉洪伟

日期: 2017-10-18

摘要

直升机舰面起降风限图的计算和驾驶员操纵负荷是影响直升机舰面起降飞行安全的关键技术，一直是直升机飞行动力学与控制研究的热点和难点。本文开展了直升机在舰面起降环境中的飞行动力学建模与驾驶员操纵负荷分析研究，建立了一种直升机舰面起降的数值模拟方法，在此基础上发展了起降风限图的理论计算方法，提出了一种缓和驾驶员操纵负荷的飞行控制系统。主要工作包括以下几个方面：

针对舰面尾流的时间和空间变化特点，基于舰船尾流的非定常计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)数值模拟方法，发展了一种基于本征正交分解理论(Proper Orthogonal Decomposition, POD)的舰船尾流降阶与重构方法，在此基础上建立了一种精确高效的舰船尾流模型，并验证了POD重构舰船尾流的空间分布特征和频谱分布特征。结果表明：本文建立的POD重构舰船尾流模型能够在保留舰船尾流时空变化特征的基础上解决非稳态舰船尾流数据量过大的问题。

以舰船尾流的POD重构模型为基础，建立了随时间和空间变化的舰船尾流与直升机飞行动力学的高效动态耦合模型，形成了一种直升机舰面起降的飞行动力学模型。基于该模型，分析了不同风速、风向情况下受舰船上层建筑作用的舰船尾流的空间变化对直升机配平特性的影响，并用静止大气环境的飞行试验结果验证了模型的正确性。结果表明：本文发展的直升机舰面起降飞行动力学模型能够准确捕捉均匀和非均匀舰船尾流对直升机平衡特性的影响。

基于直升机舰面起降飞行动力学模型，发展了与舰面起降环境相适应的驾驶员操纵模型以及反映舰船流场时空变化的起降轨迹数学描述和生成方法，形成了一种直升机舰面起降的数值模拟方法，并通过与飞行试验数据的对比验证了该方法的正确性。在此基础上，提出了一种直升机舰面起降风限图的计算方法，并利用该方法分析了舰船尾流的时空变化对起降风限图的影响。结果表明：该方法能够捕捉舰船尾流的时空变化对起降风限图的影响。

在直升机舰面起降数值模拟和风限图计算的基础上，分析了直升机舰面起降过程中的驾驶员操纵负荷影响因素，发展了一种集成旋翼状态反馈的飞行控制系统。该系统通过旋翼和机体状态反馈系数的协同，综合优化旋翼/机体耦合动稳定性和紊流抑制能力，并采用前馈补偿和指令模型优化进一步提升系统的操纵带宽和姿态快捷性。结果表明：与常规的直升机飞行控制系统相比，该系统具有更宽的带宽、更高的姿态快捷性和更强的紊流抑制能力，能有效缓和由中等幅度姿态控制和小幅高频姿态补偿操纵引起的驾驶员操纵负荷。

关键词：直升机，飞行动力学，舰船尾流，机/舰动态配合，风限图，驾驶员操纵负荷，显模型跟踪控制，旋翼状态反馈

ABSTRACT

Theoretical prediction of helicopter shipboard Wind-over-Deck (WOD) envelope and pilot workload are the key technologies to affect the flight safety of helicopter shipboard operations. They are always the hot and difficult points in the research area of helicopter flight dynamics and control. This article conducts a research on the flight dynamics modeling and pilot workload analysis of helicopter shipboard operations. A numerical simulation method of helicopter shipboard flight is established. On this basis, a theoretical method is developed for prediction of helicopter shipboard WOD envelope and a flight control system is proposed for alleviation of pilot workload. The main work includes the following aspects:

Based on the temporal and spatial characteristics of ship airwake by unsteady Computational Fluid Dynamics (CFD) method, an order reduction and reconstruction method of time-varying ship airwake is developed with Proper Orthogonal Decomposition (POD) theory. On this basis, an accurate and efficient ship airwake model is established. The spatial and spectral distribution characteristics of the POD reconstructed ship airwake are validated. The result shows that the POD reconstructed ship airwake model can significantly reduce the vast data while retain the accuracy of CFD method.

Based on the POD reconstructed model of ship airwake, a dynamic coupling method of unsteady ship airwake with helicopter flight dynamics model is established to form a flight dynamics model of helicopter shipboard operations. The model is validated against the flight test data in calm atmospheric environment. The effect of the spatial variation of ship airwake caused by shipboard superstructure on the helicopter trimmed characteristics is analyzed. The result shows that the flight dynamics model of helicopter shipboard operations has the capability to capture the effects of both the uniform and non-uniform ship airwake on the helicopter equilibrium states.

Based on the flight dynamics model of helicopter shipboard operations, a pilot model is developed for simulation of helicopter shipboard flight. Mathematical description and generation algorithm of helicopter shipboard flight trajectory are developed. Therefore, a numerical simulation method of helicopter shipboard flight is formed and validated against the flight test data. On this basis, a theoretical method for prediction of helicopter WOD envelope is developed. The effect of the temporal and spatial variations of ship airwake on helicopter shipboard WOD envelope is analyzed. The results show that the proposed method has the capability to capture the effect of the temporal and spatial variations of ship airwake on the helicopter shipboard WOD envelope.

Based on the numerical simulation of helicopter shipboard flight and predicted WOD envelope, the pilot workload for helicopter shipboard operations is analyzed. On this basis, a flight control system integrating with Rotor-State Feedback (RSF) is developed. The control system optimizes the rotor/body

dynamic stability and helicopter turbulence rejection comprehensively by designing body and rotor state feedback gains together. Meanwhile, feedforward compensation and command model optimization are used to further improve the response bandwidth and attitude quickness. The result shows that in comparison to the baseline control system, the integrated RSF control system has higher response bandwidth and attitude quickness as well as better turbulence rejection, and therefore can effectively reduce the pilot workload for both the moderate-amplitude attitude control and low-amplitude high-frequency attitude compensation.

Keywords: Helicopter, flight dynamics, ship airwake, helicopter/ship dynamic interface, wind-over-deck envelope, pilot workload, explicit model-following control, rotor-state feedback

目 录

第一章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 国内外研究情况综述	2
1.2.1 舰船尾流建模研究	2
1.2.2 直升机舰面起降的飞行动力学建模与起降风限图研究	5
1.2.3 直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷缓和方法研究	7
1.3 拟解决的关键技术	9
1.4 本文研究内容及各章节安排	10
第二章 舰船尾流建模	12
2.1 引言	12
2.2 舰船尾流 CFD 模拟方法	12
2.2.1 流动控制方程及求解方法	12
2.2.2 计算模型与计算域	13
2.2.3 网格划分与边界条件设置	14
2.2.4 算例分析	15
2.3 基于 POD 理论的舰船尾流模型	21
2.3.1 POD 理论简介	21
2.3.2 POD 重构的舰船尾流模型	23
2.4 POD 重构舰船尾流模型验证	24
2.5 本章小结	30
第三章 舰面起降的直升机飞行动力学建模	31
3.1 引言	31
3.2 直升机舰面起降的飞行动力学模型	31
3.2.1 建模假设	31
3.2.2 坐标系定义	32
3.2.3 旋翼模型	36
3.2.4 尾桨模型	49
3.2.5 机体模型	52
3.2.6 直升机舰面起降的飞行动力学方程	55
3.3 直升机在舰船尾流中的平衡特性分析	56

3.3.1 飞行动力学模型配平验证.....	56
3.3.2 直升机在均匀舰船尾流中的配平分析.....	57
3.3.3 直升机在非均匀舰船尾流中的配平分析.....	62
3.4 本章小结.....	65
第四章 直升机舰面起降的数值模拟及起降风限图计算.....	67
4.1 引言	67
4.2 适于直升机舰面起降模拟的驾驶员模型	67
4.2.1 精确驾驶员模型简介.....	67
4.2.2 适于舰面起降模拟的驾驶员模型设计	68
4.3 直升机舰面起降轨迹的数学描述与求解	70
4.3.1 直升机常用舰面起降轨迹分析.....	70
4.3.2 典型起降轨迹的数学描述及与求解方法.....	73
4.4 直升机舰面起降的数值模拟方法及验证	82
4.5 直升机舰面起降风限图计算方法	85
4.5.1 直升机舰面起降风限图的客观判据.....	85
4.5.2 基于配平的直升机舰面起降风限图计算方法.....	87
4.5.3 基于直升机舰面起降模拟的风限图计算方法.....	90
4.6 本章小结.....	97
第五章 直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷分析及缓和方法.....	98
5.1 引言	98
5.2 驾驶员舰面起降的操纵负荷分析	98
5.3 缓和驾驶员操纵负荷的飞行控制系统设计	105
5.3.1 显模型跟踪控制设计.....	105
5.3.2 集成 RSF 的飞行控制系统设计.....	111
5.4 飞行控制系统对驾驶员操纵负荷的缓和能力分析	116
5.4.1 操纵品质分析.....	117
5.4.2 非线性数值模拟验证.....	122
5.5 本章小结.....	128
第六章 总结与展望	129
6.1 本文的主要工作和结论	129
6.2 本文创新点	130
6.3 进一步研究工作的建议	131
参考文献	132

致 谢	142
在学期间的研究成果及发表的学术论文.....	143
附录 A UH-60A 直升机飞行动力学建模参数.....	145
附录 B UH-60A 直升机的增稳系统.....	147

图表清单

图 1. 1 章节工作内容安排.....	11
图 2. 1 舰船计算模型	13
图 2. 2 舰船流场计算域及边界条件.....	14
图 2. 3 舰面局部网格细化.....	14
图 2. 4 计算域网格划分.....	15
图 2. 5 涡量等值面图(涡量值为 0.5, 时间为 185 s).....	16
图 2. 6 甲板横截面流线图(时间为 240s)	16
图 2. 7 起降点位置 (单位: m).....	17
图 2. 8 起降点 5 上方舰船尾流速度时间历程和功率谱密度($x=102\text{ m}, y=-15\text{ m}, z=6.35\text{ m}$)	18
图 2. 9 起降点 6 上方舰船尾流速度时间历程和功率谱密度($x=134\text{ m}, y=-15\text{ m}, z=6.35\text{ m}$)	19
图 2. 10 起降点 7 上方舰船尾流速度时间历程和功率谱密度($x=166\text{ m}, y=-15\text{ m}, z=6.35\text{ m}$)	19
图 2. 11 起降点 8 上方舰船尾流速度时间历程和功率谱密度($x=212\text{ m}, y=-15\text{ m}, z=6.35\text{ m}$)	20
图 2. 12 起降点 8 上方不位置的舰船尾流速度功率谱密度对比	20
图 2. 13 舰船尾流计算结果和风洞试验数据的对比.....	21
图 2. 14 POD 重构舰船尾流模型.....	23
图 2. 15 模态特征值随模态阶数变化趋势	25
图 2. 16 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($t= 220\text{ s}, x= 210\text{ m}$)	26
图 2. 17 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($t= 220\text{ s}, x= 210\text{ m}$)	27
图 2. 18 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($t= 220\text{ s}, x= 210\text{ m}$)	28
图 2. 19 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($x=102\text{ m}, y=-15\text{ m}, z=6.35\text{ m}$).....	28
图 2. 20 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($x=134\text{ m}, y=-15\text{ m}, z=6.35\text{ m}$).....	29
图 2. 21 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($x=212\text{ m}, y=-15\text{ m}, z=6.35\text{ m}$).....	29
图 3. 1 惯性坐标系和机体坐标系.....	33
图 3. 2 机体坐标系向旋翼固定坐标系转换.....	34
图 3. 3 旋翼固定坐标系、旋翼旋转坐标系和桨叶坐标系	34
图 3. 4 尾桨坐标系	35
图 3. 5 风轴系	35
图 3. 6 耦合舰船尾流的旋翼非定常动力学特性.....	36
图 3. 7 旋翼尾迹角	43
图 3. 8 三维空间线性插值.....	45

图 3.9 摆振阻尼器运动关系图.....	48
图 3.10 直升机稳定平飞配平结果与飞行试验数据的对比.....	58
图 3.11 直升机在均匀舰船尾流中配平的操纵量随来流风速和风向角变化	60
图 3.12 直升机在均匀舰船尾流中配平的姿态角随来流风速和风向角变化	61
图 3.13 直升机在均匀舰船尾流中配平的需用功率随来流风速风向角变化	62
图 3.14 直升机在不同舰面起降点上方非均匀舰船尾流中的配平结果($U_{\text{inf}} = 22.5 \text{ m/s}$).....	63
图 3.15 直升机在起降点 8 上方非均匀舰船尾流中的配平结果($\theta_w = -45^\circ$, $U_{\text{inf}} = 22.5 \text{ m/s}$)	64
图 4.1 驾驶员模型基本结构图.....	68
图 4.2 直升机舰面起降模拟策略.....	68
图 4.3 适于直升机舰面起降模拟的驾驶员模型结构图.....	69
图 4.4 从后向前起降轨迹示意图.....	70
图 4.5 迎风起降轨迹示意图.....	72
图 4.6 横向起降轨迹示意图.....	72
图 4.7 从前向后起降轨迹示意图.....	72
图 4.8 稳定下滑轨迹时间历程.....	76
图 4.9 稳定下滑轨迹	76
图 4.10 横向平移轨迹时间历程.....	79
图 4.11 航向姿态调整轨迹时间历程.....	79
图 4.12 爬升飞行轨迹时间历程.....	81
图 4.13 直升机舰面起降数值模拟方法结构图.....	82
图 4.14 直升机降落过程的空速和高度时间历程.....	82
图 4.15 驾驶员操纵量时间历程.....	83
图 4.16 直升机角速率响应时间历程.....	84
图 4.17 直升机在均匀舰船尾流中的.....	89
图 4.18 直升机在非均匀舰船尾流中的.....	89
图 4.19 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 5 的起降风限图.....	89
图 4.20 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 6 的起降风限图.....	90
图 4.21 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 8 的起降风限图.....	90
图 4.22 基于直升机舰面起降模拟的起降风限图计算方法流程图.....	91
图 4.23 UH-60A 直升机在 LHA 舰船尾流中降落的位移时间历程(斜向起降轨迹)	92
图 4.24 UH-60A 直升机在 LHA 舰船尾流中降落的操纵量时间历程(斜向起降轨迹)	93
图 4.25 UH-60A 直升机在 LHA 舰船尾流中降落的姿态角时间历程(斜向起降轨迹)	94

图 4. 26 UH-60A 直升机在 LHA 舰船尾流中降落的需用功率时间历程(斜向起降轨迹)	94
图 4. 27 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 5 的起降风限图(斜向起降轨迹)	95
图 4. 28 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 6 的起降风限图(斜向起降轨迹)	95
图 4. 29 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 8 的起降风限图(斜向起降轨迹)	96
图 4. 30 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 5 的起降风限图(从后向前起降轨迹)	96
图 4. 31 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 6 的起降风限图(从后向前起降轨迹)	96
图 4. 32 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 8 的起降风限图(从后向前起降轨迹)	97
图 5. 1 直升机舰面降落的地速时间历程(从后向前起降轨迹)	99
图 5. 2 直升机舰面降落的角速率时间历程(从后向前起降轨迹)	99
图 5. 3 直升机舰面降落的姿态角时间历程(从后向前起降轨迹)	100
图 5. 4 直升机舰面降落的操纵量时间历程(从后向前起降轨迹)	101
图 5. 5 直升机舰面降落的地速时间历程(斜向起降轨迹)	102
图 5. 6 直升机舰面降落的角速率时间历程(斜向起降轨迹)	103
图 5. 7 直升机舰面降落的姿态角时间历程(斜向起降轨迹)	103
图 5. 8 直升机舰面降落的操纵量时间历程(斜向起降轨迹)	104
图 5. 9 显模型跟踪控制系统结构图	105
图 5. 10 低阶近似模型与直升机刚体动力学模型的对比	108
图 5. 11 集成 RSF 的飞行控制系统结构图	111
图 5. 12 旋翼状态反馈控制结构图	114
图 5. 13 滚转角对横向操纵传递函数 Bode 图	116
图 5. 14 $\varphi_{\Phi/\Phi_{com}}(j\omega)$ 与 $-57.3\omega\tau_{mf}$ 的对比	116
图 5. 15 机体和旋翼状态反馈结构图	118
图 5. 16 旋翼/机体耦合模态对滚转角速率反馈系数的根轨迹图	118
图 5. 17 旋翼/机体耦合模态对滚转角	118
图 5. 18 评估滚转通道紊流抑制能力的传递函数 Bode 图	120
图 5. 19 飞行控制系统的失配性能指标评估结果	121
图 5. 20 直升机操纵带宽和相位延迟评估结果-目标捕获和追踪	121
图 5. 21 直升机姿态快捷性指标评估结果	122
图 5. 22 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落角速率时间历程(从后向前起降)	123
图 5. 23 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落姿态角时间历程(从后向前起降)	123
图 5. 24 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落操纵量时间历程(从后向前起降)	124
图 5. 25 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落角速率时间历程(斜向起降)	125
图 5. 26 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落姿态角时间历程(斜向起降)	125

图 5.27 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落操纵量时间历程(斜向起降)	126
图 B 1 UH-60A 直升机俯仰增稳系统	148
图 B 2 俯仰增稳系统作动器	148
图 B 3 UH-60A 直升机滚转增稳系统	148
图 B 4 UH-60A 直升机航向增稳系统	149
表 2.1 舰船尾流的 POD 重构信息	24
表 4.1 稳定下滑轨迹初始参数	76
表 4.2 稳定下滑轨迹待求解参数	77
表 4.3 横向平移轨迹参数	79
表 4.4 航向姿态调整轨迹参数	79
表 4.5 爬升飞行轨迹参数	81
表 5.1 驾驶员操纵迅猛程度指标评估结果	104
表 5.2 驾驶员小幅高频操纵强度评估结果	105
表 5.3 显模型跟踪控制系统的反馈系数和取值	106
表 5.4 指令模型参数	110
表 5.5 各操纵通道指令跟踪延迟时间 τ_{mf}	111
表 5.6 机体和旋翼状态反馈系数及取值	113
表 5.7 飞行控制系统的频域稳定性评估结果	119
表 5.8 飞行控制系统 CDRB 评估结果	120
表 5.10 直升机舰面降落过程中的驾驶员操纵迅猛指标	127
表 5.11 直升机舰面降落过程中的驾驶员小幅高频操纵强度指标	127
表 A 1 全机参数	145
表 A 2 旋翼建模参数	145
表 A 3 尾桨建模参数	145
表 A 4 垂尾建模参数	145
表 A 5 平尾建模参数	146

注释表

a_p, b_p, c_p	POD 模态系数	K_{BLKTR}	垂尾对尾桨的阻塞系数
a_{TR}, c_{TR}, B_{TR}	尾桨升力线斜率、弦长和桨	K_{LOES}, T_{LOES}	低阶等价模型参数
C_T, C_L, C_M	旋翼拉力、滚转和俯仰力矩	K_p	驾驶员模型增益系数
$C_{T_{TR}}$	尾桨拉力系数	$k_{QHS}, k_{QVT}, k_{QTR}$	动压损失系数
d_a	作动器扰动输入向量	L, M, N	三个方向力矩
e, r	旋翼挥舞铰外伸量和桨叶上	m	除桨叶外直升机总质量
$e^{-\tau s}$	纯时间延迟环节	m_b, S_b, I_b	桨叶质量、静距和惯性矩
F_x, F_y, F_z	三个方向力	$\mathbf{M}(s), \mathbf{H}(s)$	指令模型和反馈回路
\mathbf{F}, \mathbf{M}	力和力矩矢量	N_b, N_s	旋翼桨叶片数和桨叶分段数
g	重力加速度	N_{TR}, σ_{TR}	尾桨桨叶片数和实度
g_x, g_y, g_z	重力加速度分量	p, q, r	直升机机体角运动速度
i_θ, i_ϕ	旋翼轴倾角	$\mathbf{P}(s), \mathbf{P}^{-1}(s)$	被控对象及其逆模型
i_{HS}, S_{HS}	平尾安装角和特征面积	R, Ω	桨叶长度和旋翼转速
i_{VT}, S_{VT}	垂尾安装角和特征面积	\mathbf{r}, \mathbf{R}	相对和绝对位置矢量
i_B, j_B, k_B	机体坐标系单位方向矢量	R_{TR}, Ω_{TR}	尾桨半径和转速
i_G, j_G, k_G	惯性坐标系单位方向矢量	t	任意时刻
i_S, j_S, k_S	固定坐标系单位方向矢量	t_0, t_f	开始和终止时刻
i_{SH}, j_{SH}, k_{SH}	舰船坐标系单位方向矢量	T_L, T_D	超前滞后环节时间常数
i_R, j_R, k_R	旋转坐标系单位方向矢量	T_N	肌肉神经系统时间常数
i_{BS}, j_{BS}, k_{BS}	桨叶坐标系单位方向矢量	\mathbf{T}_i^j	从 i 到 j 的坐标变换矩阵
i_{TR}, j_{TR}, k_{TR}	尾桨坐标系单位方向矢量	u, v, w	机体运动速度
I_{XX}, I_{YY}, I_{ZZ}	直升机机体惯性矩	U, V, W	舰船尾流速度
I_{XZ}	直升机机体惯性积	U_{inf}, θ_w	舰船相对气流速度和风向角
J_A	驾驶员操纵迅猛程度指标	U_p, V_p, W_p	舰船尾流速度 POD 模态分量
J_{mis}	显模型跟踪失配性能指标	$U_m(\theta_w)$	风向角 θ_w 的最大起降风速
K_p, K_Φ	横向反馈增益系数	U_T, U_R, U_P	桨叶相对风速分量
K_q, K_Θ	纵向反馈增益系数	U_0, V_0, W_0	舰船尾流稳态分量
K_r, K_Ψ	航向反馈增益系数	\mathbf{u}, \mathbf{x}	操纵和状态向量
K_{RC}, T_{RC}	速率指令模型参数	\mathbf{u}_a	作动器总操纵向量
K_{AC}, ω_n, ζ	姿态指令模型参数	$\mathbf{u}_{ff}, \mathbf{u}_{fd}$	逆模型和反馈回路操纵向量
v_Y, v_Z	机体尾部的气动干扰状态量	θ_{DYN}	旋翼桨叶动态扭转状态量

v_0, v_{1C}, v_{1S}	诱导速度分量	θ_{TR}	脚蹬操纵引起的桨叶扭转角
v_{0TR}	尾桨诱导速度	$\partial a_0 / \partial T_{TR}$	尾桨拉力导致的桨叶扭转角
V_{g0}, z_{g0}	初始速度和垂向位置	θ'_{TR}	尾桨桨叶安装角
V_{gd}, z_{gd}	终止速度和垂向位置	θ_{TW}	旋翼桨叶预扭角
V_s	舰船运动速度	$\theta_0, \theta_{1C}, \theta_{1S}$	旋翼总距和周期变距角
$\mathbf{V}, \mathbf{a}, \boldsymbol{\omega}$	速度、加速度和角速度矢量	θ_{ITR}	尾桨桨叶线性负扭角
\mathbf{V}_w	相对气流速度矢量	λ_i	第 i 个 POD 模态特征值
\mathbf{w}_G	舰船尾流速度向量	λ	POD 模态特征值向量
x, y, z	位置坐标	μ, λ	旋翼来流比和入流比
x_{CG}, y_{CG}, z_{CG}	直升机重心位置坐标	μ_{TR}, λ_{TR}	尾桨来流比和入流比
$\mathbf{x}_{bd}, \mathbf{x}_b$	机体角运动状态向量	ρ	空气密度
\mathbf{x}_r	旋翼角运动状态向量	σ_{FL}	驾驶员操纵强度
y_2	桨叶上点到桨根无量纲距离	τ_{mf}	显模型跟踪延迟时间
$Y_p(s), Y_c(s)$	线性驾驶员和直升机模型	τ_{SL}	高阶动力学等价延迟时间
α, β	气流迎角和侧滑角	Φ, Θ, Ψ	直升机机体运动欧拉角
$\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}, \beta_{2F}$	旋翼固定坐标系挥舞角	χ	旋翼尾迹角
β_i, ς_i	第 i 片桨叶挥舞角和摆振角	ψ	旋翼参考桨叶相位角
γ_d	直升机舰面返航下滑角	ω	角频率
Γ_{TR}	尾桨中心轴相对机身倾角	ω_{BW}, τ_p	带宽和相位延迟
δ_{3TR}	尾桨桨叶的挥舞变距耦合角	ω_c	幅值穿越频率
$\delta_{col}, \delta_{lat}, \delta_{ion}$	总距和周期变距杆操纵量	ω_θ	旋翼桨叶弹性扭转固有频率
δ_{ped}	脚蹬操纵量	$(\cdot)_{com}$	与指令模型有关状态量
Δd	离散距离间隔	$(\cdot)_{FS}$	与机身有关状态量
Δt	离散时间间隔	$(\cdot)_H$	与旋翼桨毂有关状态量
Δ_{SP}	旋翼自动倾斜器提前相位角	$(\cdot)_{LD}$	与摆振阻尼器有关状态量
Δx_{g0}	直升机与舰船初始距离	$(\cdot)_{HS}, (\cdot)_{VT}$	与平尾和垂尾有关状态量
ε	无量纲挥舞铰外伸量	$(\cdot)_{MR}$	与旋翼有关状态量
$\varsigma_0, \varsigma_{1c}, \varsigma_{1s}, \varsigma_{2L}$	旋翼固定坐标系摆振角	$(\cdot)_P$	与桨叶上点有关状态量
ζ_θ	旋翼桨叶弹性扭转阻尼比	$(\cdot)_{TR}$	与尾桨有关状态量
θ_{BIAS}	尾桨桨叶线性负扭修正角	$(\dot{\cdot}), (\ddot{\cdot})$	状态量一阶和二阶导数
θ_D	旋翼桨叶动态扭转角	$(\cdot)^T$	向量转置
θ_G	旋翼桨叶安装角		

缩略词

缩略词	英文全称	中文全称
ACAH	Attitude Command/Attitude Hold	姿态指令/姿态保持
CDRB	Control equivalent Disturbance Rejection Bandwidth	操纵等效扰动抑制带宽
CFD	Computational Fluid Dynamics	计算流体动力学
JSHIP	Joint Shipboard Helicopter Integration Process	舰/直升机联合一体化过程
LHA	Landing Helicopter Assault	直升机攻击舰
LQR	Linear Quadratic Regulator	线性二次型调节器
PD	Proportional-Derivative	比例-微分
PI	Proportional-Integral	比例-积分
POD	Proper Orthogonal Decomposition	本征正交分解
RCDH	Rate Command/Direction Hold	速率指令/航向保持
RCHH	Rate Command/Height Hold	速率指令/垂向保持
RSF	Rotor-State Feedback	旋翼状态反馈

第一章 绪论

1.1 引言

随着现代海战逐步向立体化、多层次演变，各国海军越来越注重海空协调作战。直升机由于其特有的垂直起降、低空低速飞行等特点，不但能在航空母舰等大型船只上起降，也能在小型驱逐舰和护卫舰上使用，其任务范围已经由原来的海上救护、运输补给发展到反潜反舰、侦察预警、电子对抗、两栖突击、以及扫雷布雷等多种使命^[1]。然而直升机飞行于波涛汹涌、气象变化无常的海洋，起降于面积狭小、摇摆不稳的飞行甲板，舰面起降尤其是在高海况下起降的难度远高于陆上起降，驾驶员操纵负荷陡增，危及飞行安全的因素很多，事故率也相当高。根据国外统计^[2]，舰载直升机的飞行事故大约是航天飞机的 5 倍，喷气式轰炸机的 10 倍，民航飞机的 54 倍。因此，直升机舰面起降的飞行安全和驾驶员操纵负荷问题已成为各航空和军事技术强国高度重视并着手解决的热点问题。

由于直升机舰面起降的高度危险性，对于任意一种直升机与载舰的组合，直升机上舰之前必须进行机/舰动态配合试验，通过在不同海况、昼夜和不同进场方向下起降飞行，确定舰船运动和相对风速、风向限制的飞行包线，即起降风限图^[3]。起降风限图是直升机舰面起降的重要依据，直升机驾驶员在进行舰面起降飞行任务前通过观察风速、风向是否位于起降风限图的飞行包线内判断是否能够安全地完成任务。因此，起降风限图的确定方法对于保障直升机舰面起降飞行安全具有重要意义。

确定直升机舰面起降风限图的主要手段是直升机与载舰的动态配合试验。尽管飞行试验能够准确地确定某一直升机与载舰组合的起降风限图，但是其耗资巨大、周期长、风险大、受环境条件的限制^[4]，迫使各军事技术强国寻找一种成本低、周期短、风险小并且不受环境条件限制的方法，以便辅助乃至完全取代机/舰动态配合试验确定起降风限图。采用计算机数值模拟或驾驶员在环飞行仿真预估直升机舰面起降风限图，能够克服机/舰动态配合试验面临的诸多困难，最大限度地保障直升机舰面起降飞行安全，因而获得广泛关注。

直升机舰面起降的数值模拟和驾驶员在环飞行仿真都依赖于精确高效的直升机舰面起降飞行动力学模型。直升机舰面起降的飞行动力学建模涉及舰船尾流建模与直升机飞行动力学建模两方面研究内容。在直升机学术和工程界的不懈努力下，目前在舰船尾流的计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)模拟和直升机飞行动力学建模等方面取得了显著的进步，但在舰船尾流与直升机飞行动力学的耦合建模方面仍然存在诸多困难。直升机旋翼的流场本身很复杂，桨叶后缘拖出的尾涡在桨尖附近迅速卷起，形成以桨尖涡为主导的旋翼尾迹，在桨盘平面诱导出强烈的非均匀入流。舰船尾流也很复杂，不仅随时间和空间变化，而且包含随机紊流的成分，对其准确模拟尚有难度，现阶段尚无法通过旋翼流场与舰船尾流

的双向耦合来建立高效的直升机舰面起降飞行动力学模型，只能考虑舰船尾流对直升机飞行动力学影响的单向作用。即便如此，准确的舰船尾流计算需采用 CFD 方法，数据量十分庞大，舰船尾流与直升机飞行动力学的耦合计算效率低，为了兼顾效率，目前确定起降风限图的方法中仍然只能采用耦合稳态舰船尾流的直升机飞行动力学模型，通过配平计算结果判断驾驶员操纵量与直升机姿态是否超出限制要求，因而难以考虑舰船尾流的时间和空间变化对直升机舰面起降风限图的影响，更无法考虑随机紊流的作用，起降风限图的计算精度受到限制。如何建立一种高置信度的直升机舰面起降飞行动力学模型，并能考虑舰船尾流时空变化的影响来确定起降风限图，是提升起降风限图计算精度的关键。

除了舰船尾流的作用，驾驶员的生理特征限制和操纵负荷也是影响直升机舰面起降风限图的重要因素。一方面，当直升机飞越随时间和空间变化的舰船尾流场时，可能导致驾驶员的反应时间和操纵频率难以随时应对这些变化，目前的起降风限图计算方法没有考虑这种情况。另一方面，由于舰面起降场地狭小，直升机舰面起降过程中的姿态和位置控制要求远远高于陆上起降。这些因素的共同作用导致驾驶员的操纵负荷显著增加，降低了直升机舰面起降的效率和能力。目前主要通过驾驶员在环的飞行仿真进行驾驶员操纵负荷评价，但驾驶员在环飞行仿真难以判定驾驶员操纵负荷的影响因素，也不能对这些因素的影响进行定量评估，更不能指导如何缓和直升机舰面起降过程中的驾驶员操纵负荷。

综上，开展直升机舰面起降风限图与驾驶员操纵负荷研究对于提升起降风限图计算的准确性，降低驾驶员操纵负荷，保障直升机舰面起降飞行安全并提升任务效能具有重要的理论意义和实际应用价值。

1.2 国内外研究情况综述

下文分别就舰船尾流建模研究、直升机舰面起降的飞行动力学建模与起降风限图研究以及直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷缓和方法研究的发展过程和现状进行介绍，重点介绍这些研究对提升直升机舰面起降模拟和起降风限图计算的准确性以及缓和驾驶员操纵负荷的促进意义与存在的问题。

1.2.1 舰船尾流建模研究

舰船尾部气流相当复杂，是一种随时间和空间不断变化的紊流场，直接影响直升机舰面起降的飞行安全和驾驶员操纵负荷。一方面自然风吹过舰船上层建筑在舰船尾部形成气流分离并在后方甲板上重新附着，形成固定的空间速度梯度，对经过该区域的直升机飞行安全造成严重影响；另一方面自然风吹过舰船上层建筑后会形成强烈的随机紊流，其强度往往是自然界大气紊流强度的两到三倍，其尺度往往与旋翼尺寸处于同一数量级^[5]。海平面大气边界层和旋翼下洗也会影响舰船尾部涡的形态及位置，以上这些因素导致建立一种具有较高计算精度且又适于直升机舰面起降模拟的舰船尾流模型极具挑战性。

在早期，由于理论和计算条件的限制，关于舰船尾流的研究只能通过海上测量或缩比舰

船模型风洞实验进行。在舰船甲板上方直接测量气流速度能够考虑到所有实际因素的影响，得到的舰船尾流数据具有较高的置信度。但海上测量一方面受到环境、时间和资金的限制，难以获得所有风况下的气流数据，另一方面只有甲板上方的气流速度容易测量，舰船周围的空气流动特性则难以获得。这些因素导致海上测量方法无法用于舰船尾流建模。与之相比，缩比模型风洞试验更加经济且更容易控制相关因素的影响，在早期的舰船尾流研究中获得较为广泛的应用。研究人员通过缩比模型风洞试验研究获得了大量的舰船尾流数据，加深了对舰面空气流动特性的理解^[6, 7]，在此基础上建立了可用于直升机舰面起降模拟的舰船尾流数据库^[8, 9]。风洞实验研究的不足在于在风洞中模拟大气边界层的影响较为困难，且难以避免大比例的模型缩比和简化对舰船尾流特性的影响^[10]。

随着现代计算流体力学理论的快速发展，CFD 方法已被证明是一种能够有效捕捉舰船尾部气流特性的数值模拟方法。早期由于计算机硬件和计算理论的限制，舰船尾流的 CFD 模拟研究仅限于定常状态。在 TTCP(The Technical Co-operation Program)项目^[10]的支持下，基于定常 RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes)求解算法，Tai 和 Carico^[11]采用 B-L(Baldwin-Lomax)湍流模型、Reddy 等^[12]采用 RNG(Renormalization Group) $k - \varepsilon$ 湍流模型、Syms^[13]采用标准 $k - \varepsilon$ 湍流模型分别进行舰船尾流数值模拟并将计算结果与风洞实验数据对比，结果表明定常 CFD 方法能够捕捉舰船尾流的主要空间分布特征，一些测量点的计算结果与风洞实验结果吻合良好，但也存在一些问题。Reddy^[12]指出定常 CFD 计算难以准确捕捉舰船尾部回流区的范围及旋涡脱落的位置，Syms^[13]指出定常 CFD 计算结果与风洞实验数据的差别主要是由舰船尾流中严重的非稳态特征导致的。Liu 等^[14, 15]提出在定常 CFD 计算结果的基础上采用求解非线性扰动方程的方式模拟舰船尾流的非稳态特征，但无法解决定常 CFD 模拟方法的计算准确性问题。

随着计算机硬件能力的提升和计算理论的发展，采用非定常 CFD 方法模拟舰船尾流成为研究的热点。Polksy 等^[16, 17]采用 MILES(Monotone Integrated Large Eddy Simulation)方法首次提出了非稳态舰船尾流数值模拟的概念，旨在更准确地模拟舰船尾流的非稳态特征，计算结果表明非定常 CFD 方法能够捕捉到舰船尾流的空间拓扑结构和随时间变化脱落涡的主导频率。为降低数值模拟的计算量和提高计算效率，一些研究人员^[18-20]通过求解欧拉方程进行非稳态舰船尾流的数值模拟研究。与风洞实验数据的对比表明欧拉方法能够较为准确地捕捉到舰船尾流的空间分布特征和非稳态涡旋的脱落频率，但一些研究人员^[19]也指出欧拉方法在舰船斜向来流中的计算结果与实验数据相差较大。近年来，随着理论的发展，一些先进的 CFD 数值模拟方法，例如 LBM(Lattice-Boltzmann Method)方法^[21]、DES(Detached-Eddy Simulation)方法^[22]和 ILES(Implicit Large Eddy Simulations)方法^[23]也被用于非稳态舰船尾流的数值模拟中，与风洞试验的对比表明这些方法都能够有效捕捉舰船尾部非稳态流动随时间变化的强度和频谱分布特征，用于舰船尾流的数值模拟具有较高的准确性。Forrest 和 Owen^[22]的研究表明在数值模拟中考虑大气附面层的影响能够有效提升舰船尾流模拟的准确性，特别

是对非稳态舰船尾流波动强度的预测准确性。Thornber 和 Starr^[23]指出同一风向角不同风速的舰船尾部非稳态流动的无量纲频谱分布具有相似性。虽然非定常 CFD 模拟方法能够较为准确地捕捉到舰船尾流的空间分布特征和随时间变化的频谱特征,但由于其非常低的计算效率以及模拟结果产生的庞大数据量,将非定常 CFD 模拟的舰船尾流数据直接用于直升机舰面起降模拟较为困难。

最近, Rajmohan 等^[24]提出以 CFD 数值模拟结果为基础,采用本征正交分解(Proper Orthogonal Decomposition, POD)方法对舰船尾流进行降阶和重构以降低舰船尾流的数据量,研究旋翼尾迹与舰船尾流的相互影响。但没有建立一种适于耦合到直升机飞行动力学模型的舰船尾流模型,也没有建立 POD 重构的舰船尾流与直升机飞行动力学模型随时间和空间变化的动态耦合方法。Gaonkar^[25]采用扰动理论推导了舰船尾部随机紊流的谱分布函数形式,然后采用高精度的非定常 CFD 舰船尾流数据进行最小二乘拟合得到紊流谱分布函数的参数,形成了一种随机信号驱动的舰船尾部随机紊流传递函数模型。该方法可方便地用于直升机舰面起降模拟及飞行控制设计,但由于该模型源自 CFD 计算的舰船尾流数据,因此受到舰船尾流数据匮乏的限制。此外,在进行谱分布函数参数拟合时该模型也存在对某些风况的拟合较差等缺点。Quon 等^[26]提出采用 RANS/VTM(Vorticity Transport Method)混合方法计算舰船尾流,以降低数值求解的网格量,提升计算效率。主要思想为在舰船物面近场区域采用传统的 RANS 方法,在远场采用具有良好涡量保持特性的 VTM 法进行舰船尾流的数值求解。与纯 CFD 方法相比,这种混合方法能有效降低求解需要的网格数量,提高计算效率,且对远场舰船尾涡的模拟具有较高的准确性,但总体上计算量和计算效率仍然难以满足直升机舰面起降模拟的要求。

在国内,尽管我国直升机上舰起步较晚,但自九十年代以来,在舰船尾流的计算与测量方面取得了一定的研究成果。孙文胜和高正^[27]在国内首次利用简化的 N-S 方程计算了舰船下冲气流和侧冲气流的速度场分布特征,计算结果与试验结果符合较好。顾蕴松和明晓^[28]在国内首次采用七孔探针对某驱逐舰实际航行时的舰船尾流进行实际测量,给出了飞行甲板上直升机起降区域流场的速度矢量图。赵维义等^[29, 30]应用 PIV(Particle Image Velocimetry)技术对舰船尾流及直升机旋翼与舰船复合尾流进行风洞试验研究,结果表明舰船机库、上层建筑以及旋翼诱导速度对飞行甲板上方区域的流场影响较大,对直升机舰上起降以及临近舰船作业时的操稳性能有很大影响。陆超等^[31, 32]采用 CFD 方法进行舰船尾流的数值模拟研究,分析了上层建筑形式及布局对舰船尾流的影响,指出岛型建筑位置对后部甲板的气流环境影响很大,减小上层建筑尺寸可以较明显地改善上层建筑附近区域的舰船空气流场特征,但舰船尾流的数值模拟主要采用定常 CFD 方法完成,计算准确性没有经过充分的验证。刘长猛等^[33, 34]采用非定常 CFD 方法进行航母飞行甲板气流的数值模拟研究,分析了风向变化对舰船上层建筑尾涡结构的影响,指出岛型建筑后的空气流动具有极强的非稳态特征,岛型建筑分离涡计算的准确度直接影响了岛型建筑下游流场的整体特征。最近,中船工业系统工程研究

院开展了一系列的舰船尾流风洞实验研究，获得了大量的测量数据，分析了舰船尺寸和舰船上层建筑变化对舰船尾流的影响。

1.2.2 直升机舰面起降的飞行动力学建模与起降风限图研究

一般直升机飞行动力学建模假设大气是平静的，并未考虑直升机舰面起降的特殊使用环境。在第一架直升机试飞成功以前，研究人员就已经初步开展了直升机的飞行动力学建模研究^[35, 36]，模型的主要特点是旋翼气动力模型采用了准定常假设，忽略旋翼桨叶运动、诱导入流和桨叶气动载荷的动态特性，仅仅包含机身的六个刚体自由度。该模型较为简单，可以用于直升机配平、简单的控制律设计以及对阵风响应的定性分析等任务，但由于对旋翼桨叶动力学和诱导入流等高阶动力学特性的简化处理，无法准确地反映直升机对外部扰动的动态响应特性以及相关的操纵品质问题。自上世纪七十年代开始，国内外兴起了高阶非线性的直升机飞行动力学建模研究^[37-46]，主要目标为建立包含旋翼桨叶运动和入流动态特性的高阶模型。这些模型的主要特点为采用叶素理论计算旋翼气动力和力矩，采用动态入流^[47, 48]或有限状态入流^[49]等线性非均匀的入流模型模拟旋翼的入流动力学特性，建立了刚性桨叶的挥舞、摆振动力学模型。与飞行试验数据^[44, 45, 50]的对比表明，这类模型的稳态飞行计算结果在中高速飞行状态有较高的准确性，但在悬停和低速飞状态准确性降低，尤其是对旋翼总距操纵和需用功率的预测精度稍差；在操纵响应方面，这类模型具有较高的计算效率，其主轴响应预测结果基本满足工程设计对计算精度的要求，但异轴响应的预测结果仍不理想。

直升机飞行动力学建模理论的发展结合上世纪九十年代舰船尾流 CFD 模拟方法的进步显著促进了直升机舰面起降的飞行动力学建模与飞行模拟技术的发展。孙传伟等^[51]采用二维定常粘性 N-S(Navier-Stokes)方程建立了舰船尾流的工程计算方法，将计算得到的舰船尾流数据叠加到直升机旋翼流场中形成舰面起降的直升机飞行动力学模型，通过配平计算研究了舰船尾流对直升机配平特性的影响，指出飞行甲板上方由于机库存在引起的垂向气流及其分布对直升机悬停操纵特性影响较大，侧向分量影响较小。Clement^[52]和茅坪等^[53]均提出采用舰船尾流稳态风速分量和随机紊流速度叠加的方法构建非稳态舰船尾流模型，集成到已有飞行动力学模型中形成一种直升机舰面起降的飞行动力学模型，为实现直升机舰面起降的驾驶员在环飞行仿真研究奠定基础。其中舰船尾部稳态风速分量由 CFD 或风洞试验测量获得，并采用插值的方式将空间均布网格上的舰船尾流数据集成到直升机飞行动力学模型中。直升机各气动部件的紊流速度分量由白噪声信号驱动的紊流传递函数生成。Thomson^[54]等在直升机舰面起降的飞行动力学模型基础上采用逆仿真方法进行直升机舰面起降的数值模拟，寻找舰船甲板上直升机最安全的起降点。其中采用缩比舰船模型的风洞试验获得数值模拟中需要的稳态舰船尾流数据。徐广等^[55, 56]采用直升机在稳态舰船尾流中的飞行动力学配平方法研究了 UH-60A 直升机在国外某航母甲板空气流场中的平衡与着舰策略，指出驾驶员通过调整直升机航向姿态保持迎风方向进场能够减少气流的干扰，提高着舰的安全性。

基于上述直升机舰面起降的飞行动力学模型，研究人员提出了^[27, 57, 58]基于直升机配平的起降风限图计算方法。基本思路是假定直升机在舰面起降点上方时受到舰船尾流的影响最大，通过配平计算分析舰面起降点上方稳态舰船尾流对直升机平衡特性的影响，进而外推出舰面起降风限图。Roper 等^[59]在直升机舰面起降飞行动力学模型的基础上采用六自由度飞行模拟器进行驾驶员在环的直升机舰面起降飞行仿真，在仿真中采用线性插值的方式计入稳态舰船尾流对直升机飞行特性的影响，并通过驾驶员的主观评价确定起降风限图。结果表明，虽然只考虑到稳态舰船尾流的作用，但驾驶员在环飞行仿真能捕捉到舰船前方来流的风速、风向变化和直升机操纵行程限制对起降风限图的影响。

以上直升机舰面起降的飞行动力学建模只考虑了某一空间位置的稳态舰船尾流，忽略了舰船尾流随时间和空间变化的非稳态分量。在直升机舰面起降风限图的理论计算中没有非稳态舰船尾流分量的影响。舰船尾部紊流的强度通常是大气紊流的两到三倍，谱分布特征也明显不同于大气紊流。驾驶员在环的飞行仿真^[59]表明：忽略随时间变化的非稳态舰船尾流分量的影响导致仿真的驾驶员操纵负荷低于实际飞行中的驾驶员操纵负荷。舰船尾部非稳态尾流分量的干扰会加重驾驶员保持飞行姿态和位置的操纵负荷，对直升机舰面起降模拟的置信度具有重要影响。因此，随着舰船尾流非定常 CFD 计算方法的发展，研究人员逐渐开展耦合非稳态舰船尾流的直升机舰面起降飞行动力学建模及舰面起降模拟研究。

作为 JSHIP(Joint Shipboard Helicopter Integration Process)项目^[60]的重要研究内容，Bunnell^[61]首次发展了一种耦合非稳态舰船尾流的直升机舰面起降飞行动力学模型，以此为基础进行驾驶员在环的直升机舰面起降飞行仿真研究。该方法将 CFD 计算的非稳态舰船尾流数据样本映射到直升机经过空间均匀分布的网格节点上，在实施仿真之前将舰船尾流数据存储到计算机内存中，然后在数值模拟过程中分别对三维空间和时间进行插值并叠加到直升机各气动部件来流速度上计入舰船尾流的时空变化对直升机飞行状态的影响。Lee 等^[62-64]采用类似的方法建立了耦合非稳态舰船尾流的飞行动力学模型，并设计了一种最优驾驶员模型进行直升机舰面起降的数值模拟，研究了舰船尾部随机紊流对直升机驾驶员操纵负荷的影响，指出随时间变化的非稳态舰船尾流对驾驶员操纵负荷的影响非常大，尤其当直升机悬停于舰面起降点上方时，适用于固定翼飞机的舰船气流冻结场假设不再适用于直升机。Lee 和 Zan^[65, 66]采用缩比模型风洞试验方法研究了非稳态舰船尾流环境中直升机机身的非定常气动特性，得到了机身阻力、侧向力和偏航力矩波动的功率谱密度，指出舰船尾部随机紊流的特征长度往往等于或小于直升机机身特征尺寸，在直升机舰面起降模拟中采用均匀来流中的机身气动力风洞试验结果进行机身气动力和力矩计算是不合适的。在此基础上，Hodge 等^[67]将机身的非定常气动力和力矩功率谱密度模型集成到耦合非稳态舰船尾流的直升机飞行动力学模型中进行驾驶员在环飞行仿真，研究了机身非定常气动特性对直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的影响。结果表明在某些风况中采用在均匀来流中风洞试验数据的机身气动力模型会导致预测的驾驶员操纵负荷过大。Forrest 等^[68]基于建立的耦合非稳态舰船尾流的

飞行动力学模型，采用驾驶员在环飞行仿真方法研究了船型以及风况变化对直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的影响，结果表明舰船尺寸和来流风向角变化会影响非稳态舰船尾流随时间变化的强度和频谱分布特征，进而影响驾驶员操纵负荷。

与耦合稳态舰船尾流的直升机舰面起降飞行动力学模型相比，采用耦合非稳态舰船尾流的飞行动力学模型进行舰面起降模拟或驾驶员在环仿真能够捕捉到舰船尾流的时空变化对驾驶员操纵负荷的影响，具有更高的置信度。然而现有模型仅用于个别风况下直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷分析，几乎没有用于起降风限图研究。主要原因在于随时间和空间变化的非稳态舰船尾流庞大的数据量和与直升机飞行动力学模型较低的动态耦合计算效率使现有模型不适于直升机舰面起降模拟和起降风限图研究的应用。将稳态舰船尾流耦合到直升机飞行动力学模型时仅有一个三维空间分布的舰船尾流数据需要处理，且在进行直升机各部件的舰船尾流速度求解时仅需对三维空间进行插值，而将非稳态舰船尾流进行耦合时需要处理数量众多的舰船尾流时间样本，在计算任一时刻直升机各气动部件的舰船尾流速度时需要分别对各个时间点上的舰船尾流样本进行三维空间和时间插值，舰船尾流数据量和与飞行动力学模型耦合的插值计算量不可同日而语。Lee 等^[63]建议采用随机信号驱动的舰船紊流传递函数模型代替由 CFD 计算的非稳态舰船尾流数据进行直升机舰面起降模拟以解决舰船尾流数据的存储问题以及与飞行动力学模型的耦合计算效率问题。

近年来，随着旋翼尾迹模型的发展及其在直升机飞行动力学建模中的应用^[69-79]，一些研究人员开始研究旋翼尾迹与舰船尾流的相互干扰问题，以进一步提升直升机舰面起降的飞行动力学建模和起降风限图计算的准确性。Wakefield^[80]等采用定常 CFD 方法对舰船尾流和旋翼尾迹同时求解研究了旋翼与舰船尾流的相互干扰对直升机平衡特性的影响，其中旋翼的影响通过在旋翼附近网格的控制方程中增加额外的拉力项进行模拟，拉力的大小等于直升机重量。该方法能够给出直升机悬停于舰船甲板上方的一些操纵、状态和需用功率信息，但无法用于直升机舰面起降的数值模拟和驾驶员操纵负荷分析研究。Rajmohan 等^[24]发展了一种舰船尾流的非定常 CFD 数值模拟与旋翼尾迹 VPM(Vortex Particle Method)模型的耦合求解方法，计算分别通过在舰船尾流的求解过程中叠加旋翼尾迹诱导速度的影响和在旋翼尾迹流场的求解过程中叠加舰船尾流速度的影响迭代进行，直至达到舰船尾流计算和旋翼尾迹计算分别收敛为止。由于旋翼尾迹与舰船尾流耦合模型庞大的计算量和极低的计算效率，加之旋翼尾迹与直升机飞行动力学的耦合建模本身还存在诸多问题，目前以上研究仅用于孤立旋翼与舰船尾流的耦合机理分析，尚无法用于直升机舰面起降的飞行动力学建模及起降风限图研究。

1.2.3 直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷缓和方法研究

直升机舰面起降是驾驶员所面临的难度最大、危险性最高的飞行任务之一。在舰船尾部随机紊流的干扰下，驾驶员需要操纵直升机在狭窄的甲板上完成起飞或降落任务，在许多风

况下即使驾驶员能够操纵直升机安全地完成起降任务，往往也需要付出极大的操纵负荷，严重影响直升机舰面起降的任务效能。现有研究^[67, 68]主要通过驾驶员在环的飞行仿真进行驾驶员操纵负荷的评价，但驾驶员的主观评价往往难以准确判定影响操纵负荷的主要因素，也不能定量评估这些因素对驾驶员操纵负荷的影响程度，因此该方法在指导如何缓和直升机舰面起降过程中的驾驶员操纵负荷的作用有限。另外一些研究人员^[62-64, 81, 82]采用驾驶员模型进行直升机舰面起降的数值模拟，通过分析驾驶员模型输出的操纵量评估操纵负荷。Lee 等^[63]对比了稳态和非稳态舰船尾流对直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的影响，指出当直升机悬停于舰面起降点上方时适用于固定翼飞机的舰面气流冻结场假设不再适用于直升机，舰船尾部随机紊流对驾驶员操纵负荷的影响非常大。

研究人员提出多种方法缓和直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷。其中一种方法为针对直升机舰面起降的特殊环境，修改直升机和舰船结构设计以降低舰船尾部随机紊流的作用，从而缓和驾驶员操纵负荷，提升直升机与载舰的动态配合能力^[83, 84]。该方法对新设计直升机和舰船较为有用，但在直升机和舰船设计已经完成的情况下，通过修改直升机或舰船结构设计改善直升机舰面起降的操纵品质耗费巨大，实现起来较为困难，效果也不显著。

2005 年以来，研究人员开始在显模型跟踪控制系统^[85-97]的基础上，试图通过额外的控制补偿降低舰船尾部随机紊流对直升机的影响^[98-101]，以进一步缓和驾驶员操纵负荷。其基本思路是针对舰船尾流的频域谱分布特征对机体状态反馈系数进行进一步地优化，提升直升机的紊流抑制能力。显模型跟踪控制早在上世纪八十年代就开始用于直升机^[85]，但过度增加指令模型的带宽会降低系统的指令跟踪能力。Hilbert 等^[85, 86]通过机载飞行仿真发现直升机和飞行控制系统中的高阶动力学环节会引起较大的时间延迟，导致系统相位裕度不足，为此需要增加前馈校正或在反馈回路中增加超前滤波弥补系统的相位损失。Landis 等^[87]指出高反馈系数能够提升系统带宽，但会导致旋翼模态阻尼减小。Tishler^[88]进一步指出对于高反馈系数、高带宽飞行控制系统，较高的反馈系数能够抑制处于低频段的运动模态，系统的带宽主要由旋翼等具有高频动力学特性的部件决定。

显模型跟踪控制系统的特点是基于机体状态反馈的控制设计通过增大反馈系数达到提升直升机的操纵响应特性和紊流缓和能力的目的^[102]，但过大的机体状态反馈系数会导致旋翼/机体耦合振荡、乃至不稳定^[103-107]。舰面起降过程中的直升机具有机动迅猛和受舰船尾部随机紊流干扰的特点，需要具有更高操纵带宽和更强紊流抑制能力的控制系统以缓和驾驶员操纵负荷，导致旋翼/机体耦合模态不稳定更严重，传统的基于机体状态反馈的飞行控制设计方法在缓和直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷方面已经面临瓶颈。

旋翼既是直升机主要的升力面又是直升机主要的操纵面，在飞行控制设计中引入额外的旋翼状态反馈能够增加旋翼模态的稳定性，具有进一步增大机体状态反馈系数、提升直升机的操纵品质和缓和驾驶员操纵负荷的潜力，因此获得众多研究人员的关注。早在 1970 年代，美国 Sikorsky 公司就在一架 CH-53 直升机上进行了旋翼状态反馈(Rotor-State Feedback, RSF)

控制的飞行试验研究^[108], 结果表明旋翼状态反馈的引入能够显著降低由阵风引起的直升机垂向过载。Chen^[109, 110]结合理论分析与飞行试验结果研究了旋翼等高阶动力学系统对高带宽飞行控制设计的影响, 并采用一个高阶线性直升机飞行动力学模型分析了 RSF 对直升机飞行动力学特性的影响。结果表明旋翼等高阶系统是限制直升机机体状态反馈系数的主要因素, 采用 RSF 控制可以辅助飞行控制系统实现更高的操纵带宽, 且能够提升直升机对阵风的缓和能力。同一时期, Takahashi^[111, 112]采用 UH-60 直升机悬停状态的一个高阶线性模型分析了机体/旋翼状态反馈在实现高操纵带宽飞行控制设计中的作用。结果表明在飞行控制设计中引入 RSF 能够有效提升旋翼模态的稳定性从而获得更高的机体状态反馈系数, 提升直升机的操纵品质并降低控制系统对传感器噪音的灵敏度。除了上述理论分析, Howitt 等^[113, 114]采用试验方法评估了 RSF 在飞行控制设计中的作用。试验基于一个缩比旋翼模型, 不同形式的 RSF 控制器被用于飞行控制设计中进行评估。试验结果表明 RSF 能够保证后退型挥舞模态的稳定性从而实现高带宽的飞行控制律设计。最近, Horn 等^[115]设计了一个可以无缝整合到既有飞行控制系统中并且可随时断开的 RSF 控制器, 以消除在之前研究中发现的旋翼转速变化所导致的旋翼/机体耦合振荡现象^[116], 确保在旋翼转速变化时仍然能够保持较高的操纵带宽和旋翼/机体耦合模态稳定性。将 RSF 集成到现有飞行控制系统中对提高直升机的操纵带宽和紊流抑制能力, 缓和舰面起降过程中的驾驶员操纵负荷具有良好的应用前景, 但至今尚未成功用于直升机的舰面起降过程。

1.3 拟解决的关键技术

综合以上情况, 为提升直升机舰面起降的飞行安全和任务效能, 面临如下几个关键技术有待解决:

(1) 精确高效的舰船尾流模型及舰面起降的直升机飞行动力学建模研究

直升机舰面起降中的非稳态舰船尾流随时间和空间不断变化, 直接影响直升机舰面起降的飞行安全和驾驶员操纵负荷。非定常 CFD 方法能够准确地捕捉舰船尾流的时空变化, 但计算效率低, 数据量庞大, 需要采取特殊的手段, 在有效保留舰船尾流时空变化特征分辨率的前提下显著降低舰船尾流的数据量, 并将舰船尾流与直升机飞行动力学模型有机融合发展一种高置信度的直升机舰面起降飞行动力学模型, 是提高直升机舰面起降风限图计算精度和降低驾驶员操纵负荷的关键技术。

(2) 直升机舰面起降模拟方法及起降风限图计算方法研究

目前确定直升机舰面起降风限图的方法是采用耦合稳态舰船尾流的直升机飞行动力学模型, 通过配平计算结果判断驾驶员操纵量与直升机姿态是否超出限制要求, 该方法只能考察空间某一位置舰船稳态尾流对起降风限图的影响, 难以考虑舰船尾流的时间和空间变化对直升机舰面起降风限图的影响, 更无法考虑随机紊流的作用, 严重影响了起降风限图的计算精度。事实上, 直升机舰面起降风限图除了考虑舰船尾流时空变化及随机紊流的作用之外,

还受到驾驶员操纵行为的影响,如何将驾驶员操纵行为和反映舰船尾流时空变化的起降轨迹融合到直升机舰面起降飞行动力学模型,形成直升机舰面起降模拟方法并用于起降风限图的理论计算,是当前提高起降风限图计算精度的发展方向。

(3) 直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷降低方法研究

直升机舰面起降过程中驾驶员不仅要应对空间限制引起的中等幅度姿态变化,还要应对舰船尾流随时间变化导致的直升机小幅高频姿态变化,操纵负荷陡增,严重降低直升机舰面起降的任务效能。现有研究主要通过驾驶员在环的飞行仿真进行驾驶员操纵负荷的评价,但驾驶员的主观评价往往难以准确判定影响操纵负荷的主要因素,也不能定量评估这些因素对驾驶员操纵负荷的影响程度,因此该方法在指导如何缓和直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的作用有限。目前还没有一种有效方法能应对由于起降空间狭小引起的直升机中等幅度姿态变化和随机紊流引起的小幅高频姿态变化导致的驾驶员操纵负荷。发展一种有效降低直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的方法是提升直升机舰面起降任务效能的关键技术。

1.4 本文研究内容及各章节安排

本文的研究内容为建立一种高效率的直升机舰面起降飞行动力学模型及舰面起降数值模拟方法,在此基础上,发展直升机舰面起降风限图的理论计算方法和缓和直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的飞行控制系统。全文共分为六章,论文整体框架见图 1.1,各章节具体内容如下:

第一章为绪论,主要内容为:阐明本文的研究背景和研究意义,综述关于舰船尾流建模、直升机舰面起降的飞行动力学建模和起降风限图以及直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷缓和方法这三个方面研究的国内外研究现状,介绍本研究拟解决的关键技术、本文研究内容和各章节安排。

第二章为舰船尾流建模研究,主要内容包括:采用非定常 CFD 方法对舰船尾流进行数值模拟,分析舰船尾流的时空变化特征,并与风洞试验数据对比验证模拟结果。在此基础上发展一种基于 POD 理论的舰船尾流降阶与重构方法,建立一种精确高效的舰船尾流模型。验证 POD 重构舰船尾流模型的空间分布特征和频谱分布特征。

第三章为直升机舰面起降的飞行动力学建模研究,主要内容包括:以舰船尾流的 POD 重构模型为基础,建立随时间和空间变化的舰船尾流与直升机飞行动力学的高效动态耦合方法,形成一种直升机舰面起降的飞行动力学模型。验证该模型的正确性,并基于该模型分析不同风速、风向情况下受舰船上层建筑作用的舰船尾流的空间变化对直升机配平特性的影响。

第四章为直升机舰面起降的数值模拟及起降风限图计算研究,主要内容包括:发展一种与直升机舰面起降环境相适应的驾驶员操纵模型以及反映舰船流场时空变化的起降轨迹数学描述和生成方法,形成一种直升机舰面起降的数值模拟方法,并验证该方法的正确性。提出一种直升机舰面起降风限图的计算方法,利用该方法分析舰船尾流的时空变化对起降风限

图的影响。

第五章为直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷分析及缓和方法研究，具体内容包括：分析直升机舰面起降过程中的驾驶员操纵负荷影响因素。发展一种集成旋翼状态反馈的飞行控制系统，提升系统的紊流抑制能力以及提高系统的操纵带宽和姿态快捷性。采用线性飞行动力学模型分析旋翼状态反馈对直升机操纵品质的影响，并采用非线性数值模拟方法验证集成旋翼状态反馈的飞行控制系统对直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的缓和作用。

第六章为总结与展望，概括本文的主要研究工作和结论，总结本研究的主要创新点，提出进一步研究工作的建议。

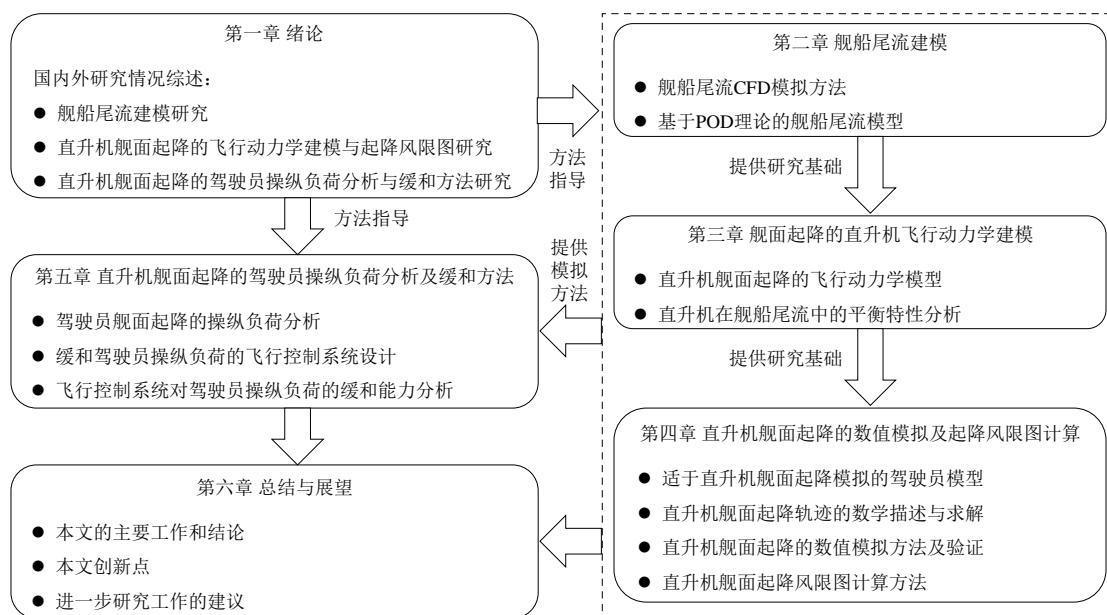


图 1.1 论文整体框架图

第二章 舰船尾流建模

2.1 引言

舰船尾流是影响直升机舰面起降飞行安全和起降风限图计算精度的主要因素，也是直升机舰面起降飞行动力学建模研究的基础。舰船尾流存在严重的非稳态特征，不仅随时间和空间变化，而且存在众多小尺度的随机紊流，现阶段只有非定常 CFD 方法才能实现较准确地舰船尾流数值模拟。由于舰船庞大的尺寸和舰船尾流的高雷诺数，CFD 计算所需要的网格数量非常多，模拟产生的非稳态舰船尾流数据量庞大，导致与直升机飞行动力学模型的动态耦合计算效率低，难以满足直升机舰面起降数值模拟以及起降风限图理论计算的要求。

本章将首先通过非定常 CFD 方法模拟舰船尾流，获得较为准确的舰船尾流数据，并通过与风洞试验数据的对比验证模拟结果。然后发展一种基于 POD 理论的舰船尾流降阶与重构方法，以降低舰船尾流的数据量，同时保持 CFD 模拟结果的准确性，最终建立一种精确高效的非稳态舰船尾流模型。最后通过与 CFD 结果的对比验证 POD 重构舰船尾流的空间分布特征和频谱分布特征。

2.2 舰船尾流 CFD 模拟方法

2.2.1 流动控制方程及求解方法

现代计算流体力学的核心为基于流体连续性假设的三个控制方程：连续方程、动量守恒方程和能量守恒方程。舰船尾流具有速度低、雷诺数高、气流不稳定等特点，且通常情况下海平面温度的变化极为缓慢，因此在进行舰船尾流的数值模拟时，可以假设流场是不可压的，并忽略流场热量变化的影响，采用如下形式的三维非定常粘性不可压连续方程和动量方程进行数值模拟，

$$\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} + \frac{\partial W}{\partial z} = 0 \quad (2.1)$$

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} + W \frac{\partial U}{\partial z} \right) &= \nu \left(U \frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + V \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} + W \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} \right) - \frac{\partial P}{\partial x} + f_x \\ \rho \left(\frac{\partial V}{\partial t} + U \frac{\partial V}{\partial x} + V \frac{\partial V}{\partial y} + W \frac{\partial V}{\partial z} \right) &= \nu \left(U \frac{\partial^2 V}{\partial x^2} + V \frac{\partial^2 V}{\partial y^2} + W \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} \right) - \frac{\partial P}{\partial y} + f_y \\ \rho \left(\frac{\partial W}{\partial t} + U \frac{\partial W}{\partial x} + V \frac{\partial W}{\partial y} + W \frac{\partial W}{\partial z} \right) &= \nu \left(U \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + V \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} + W \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} \right) - \frac{\partial P}{\partial z} + f_z \end{aligned} \quad (2.2)$$

式(2.1)和(2.2)分别为三维非定常粘性不可压流的连续方程和动量守恒方程，其中： ρ 为空气密度， U 、 V 和 W 分别为纵向、横向和垂向风速分量， x 、 y 和 z 分别为纵向、横向和垂向的位置坐标， t 为时间， ν 为流体的运动学粘性系数， P 为压力， f_x 、 f_y 和 f_z 分别为流体在三个方向的体积力。

由于舰船巨大的体积和舰面气流的高雷诺数，模拟舰船尾流需要的网格量巨大，导致

CFD 计算对计算机内存和计算效率的要求都很高。综合考虑 CFD 计算效率和准确性, 本文采用 RANS 方法求解舰船尾流的时均分量, 采用 Menter 提出的 SST(Shear Stress Transport) $k-\omega$ 模型^[117]模拟舰船尾流的湍流分量。该模型在近壁面处采用标准 $k-\omega$ 模型, 在远处自由剪切流动中采用 $k-\varepsilon$ 模型模拟湍流分量, 由于模型考虑了剪切力的影响, 能够比较好的模拟强逆压梯度流场的影响, 因此在船舶粘性扰流场的计算中具有较大优势^[118]。

本文采用有限体积法(Finite Volume Method)将式(2.1)和(2.2)的连续方程和动量守恒方程进行离散, 采用 SIMPLEC(Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations Consistent)算法进行压力场和速度场的耦合求解, 该算法对于不可压流动求解具有较好的收敛性。采用基于单元体的最小二乘法进行梯度插值, 采用二阶格式进行压力插值, 采用二阶迎风格式进行湍流项插值, 采用二阶隐式格式进行瞬态项计算。

2.2.2 计算模型与计算域

本文采用已有大量风洞试验数据的美国 LHA(Landing Helicopter Assault)级两栖攻击舰^[119, 120]进行数值模拟, 便于验证。LHA 舰全长 250 m, 甲板宽 36 m, 其他参数参见文献^[119]。由于实船的上层建筑几何形状过于复杂, 为便于网格的划分, 在不影响整体气流场主要特征的前提下对上层建筑进行简化, 建立全尺寸模型, 如图 2.1 所示。为便于后续计算, 建立舰船坐标系, 坐标原点位于舰船甲板平面最前端中心点, X 轴与舰船甲板平行并指向舰船后方为正, Z 轴垂直于舰船甲板平面向上为正, Y 轴平行与舰船甲板平面指向舰船右侧为正, 单位方向矢量为(i_{SH}, j_{SH}, k_{SH})。

为适应不同风向舰面来流的数值模拟, 本文采用圆柱形计算域, 并根据风向角变化采用一个垂直于来流速度的横向平面在舰船中间位置将计算域分为两部分, 如图 2.2 所示, 图中 l_s 为舰船总长度。为保证控制域气流入口和出口的位置离舰船足够远使来流不受舰体扰动的影响, 圆柱形控制域的半径和高度均为 5 倍船长。

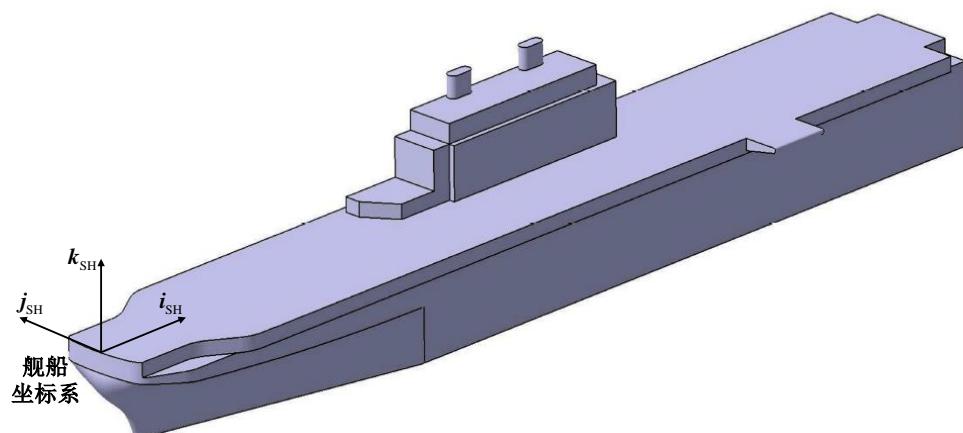


图 2.1 舰船计算模型

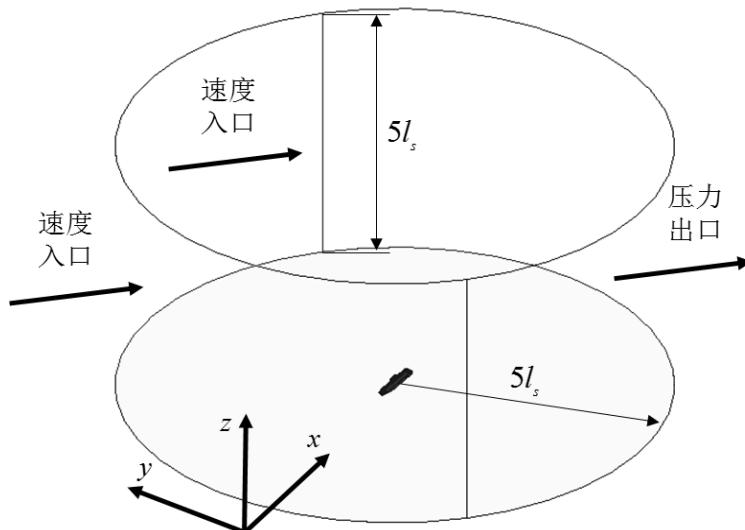


图 2.2 舰船流场计算域及边界条件

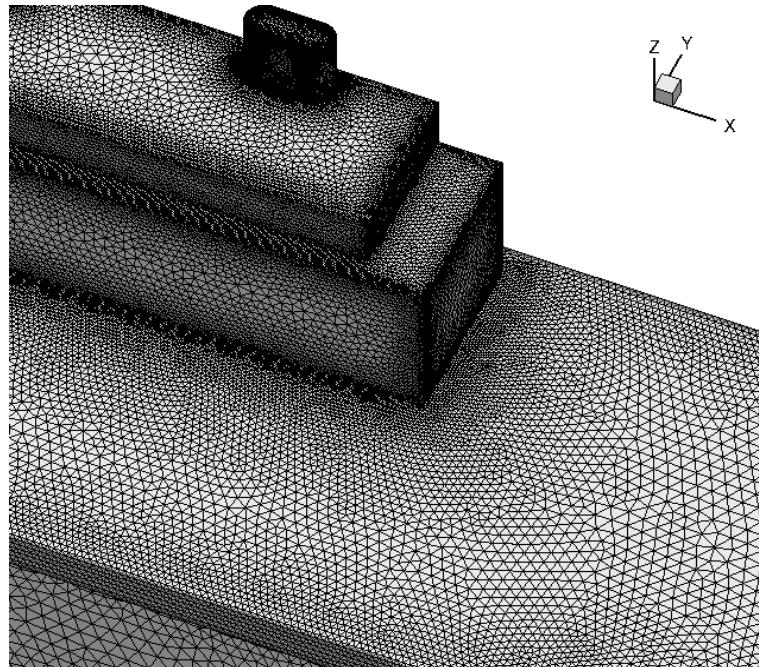


图 2.3 舰面局部网格细化

2.2.3 网格划分与边界条件设置

由于舰船外形复杂，采用混合非结构网格进行 CFD 数值模拟：船体壁面附面层内部采用棱柱体网格，外流场区域采用四面体网格，在附面层和外场相接的区域采用金字塔型网格作为过渡。由于舰船较大，全尺寸舰船尾流数值模拟所需要的网格数量非常巨大，为了控制网格数量，初步对位于船首、甲板和岛型建筑等几何形体边缘处的网格进行细化，如图 2.3 所示。研究表明^[34]沿甲板边缘的网格细化对于捕捉下风向流场分离涡的传播有重要作用，甲板表面网格尺寸是捕捉甲板表面气流边界层涡旋脱落运动的关键因素。为保证船体壁面处的 y^+ 满足流体附面层内对数区的要求同时又不至于过分加密壁面网格导致网格数量过多，船体壁面第一层网格的高度为 0.02 m，所有网格数量约为 640 万，最终的网格划分如图 2.4 所示。

示。

由于本文主要关注舰船尾流对直升机飞行特性的影响，且水面与直升机舰面起降点距离较远，因此在计算中忽略水面波动对舰船尾流的影响，控制域边界条件设为速度入口、压力出口，船体和海平面为无滑移壁面，如图 2.2 所示。

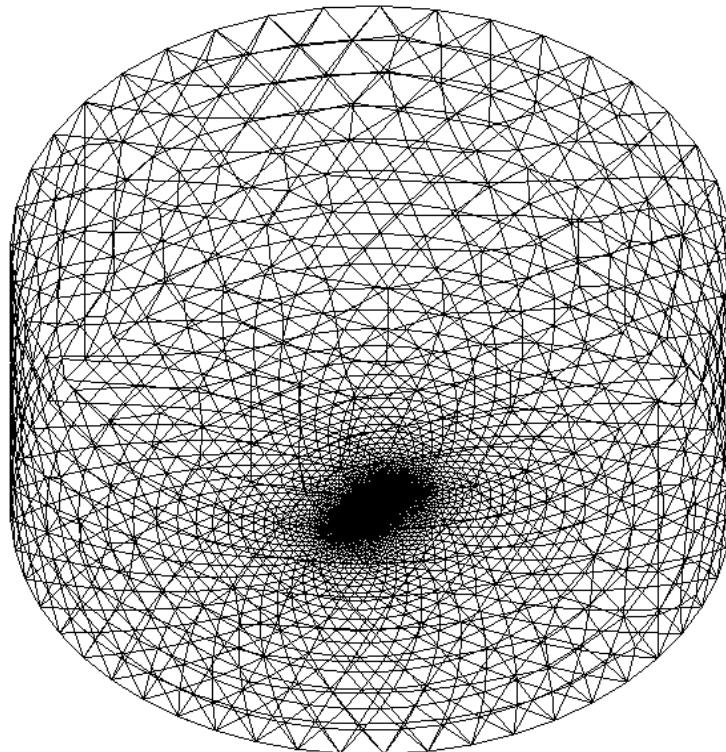


图 2.4 计算域网格划分

2.2.4 算例分析

本文选取来流风向角为 0° ，来流速度为 15.43 m/s 的风况进行 CFD 模拟并与风洞试验数据对比验证本文的非稳态舰船尾流数值模拟结果。依据入口速度和壁面网格最小间距，迭代时间步长选为 0.005 s 。迭代计算 37000 时间步后涡量值为 0.5 的等值面如图 2.5 所示。从图中可以看到，本文方法模拟到了舰面气流在四个不同位置的非稳态涡结构^[34]：船艏分离涡、甲板边缘涡、岛型建筑脱落涡和甲板中间的周期性脱落涡。图 2.6 所示为舰面各起降点所在横截面流线图，其中 LHA 舰各起降点位置如图 2.7。从图中可以看出，在起降点 2 所在横截面处，气流在甲板中间和边缘形成强烈涡系，分别为舰艏分离涡和甲板边缘涡，并且随着气流的运动，舰艏分离涡和甲板边缘涡被吹向甲板后方(起降点 4、6、7 所在横截面)。在起降点 5 所在横截面，一部分涡与岛型建筑碰撞，并融入岛型建筑引起的涡系中，另外一部分发生周期性分离。由于岛型建筑的影响，舰面气流在起降点 7、8 所在横截面产生强烈的涡旋和下洗气流。以上分析充分说明本文数值计算捕捉到了舰船尾流复杂的非稳态涡演变过程。

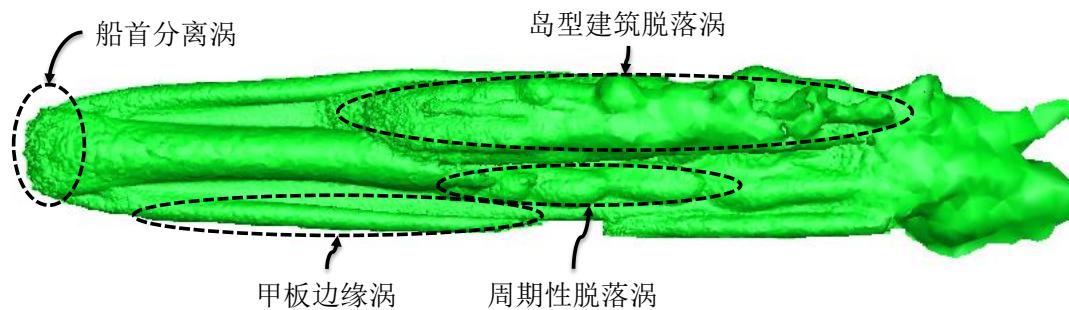


图 2.5 涡量等值面图(涡量值为 0.5, 时间为 185 s)

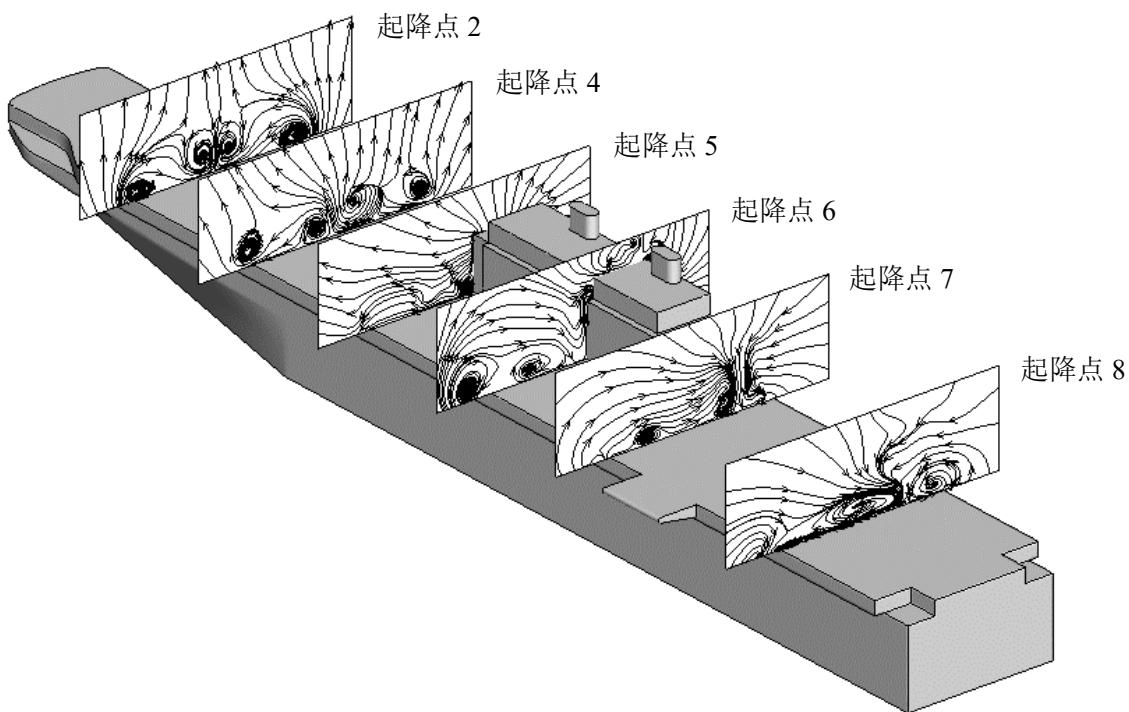


图 2.6 甲板横截面流线图(时间为 240s)

除了对舰船尾流的非稳态涡演变过程进行分析,本文还对位于舰船岛型建筑不同方位处的起降点 5、6、7 和 8 上方的风速随时间变化特征进行了分析。为此,在非定常 CFD 计算的最后 10000 个时间步中每隔 20 个时间步将各个起降点上方的舰船尾流速度输出一次,取样周期为 0.1 s, 共得 50 s 的风速变化时间历程, 如图 2.8~图 2.11 所示。其中各点的横坐标均为 -15 m, 垂向坐标均为 6.35 m, 纵坐标近似等于各起降点纵坐标。本文根据各起降点处的舰船尾流速度时间历程计算流速随时间变化的功率谱密度, 以分析舰船尾流的频谱分布特征。功率谱密度是功率沿频率轴的密度函数。由维纳-辛钦定理和帕塞瓦尔定理^[12]可以得到有限区间 $(0, t_f)$ 上一组采样时间序列 $\{x_n\}_{n=0}^{N-1}$ 的单侧功率谱密度为

$$S_x(\omega) = \frac{2\Delta t}{N} \sum_{n=1}^N X_n^2 \quad (2.3)$$

式中: Δt 为采样的离散时间间隔, $\{X_n\}_{n=0}^{N-1}$ 为采样时间序列 $\{x_n\}_{n=0}^{N-1}$ 的傅里叶变换, 定义如下

$$X_m = \sum_{n=0}^{N-1} x_n e^{-j \frac{2\pi mn}{N}} \quad (2.4)$$

从图 2.8~图 2.11 中各点的舰船尾流速度时间历程可以看出, 由于岛型建筑附近周期性脱落涡以及舰船尾流随机性的影响, 舰船尾流中存在强烈的随机紊流, 并且紊流的强度随起降点位置的不同而变化剧烈。位于舰船岛型建筑左前方的起降点 5 以及位于舰船岛型建筑左侧中间位置的起降点 6 上方的紊流强度较低, 而位于岛型建筑后方起降点 7、8 附近的紊流强度较高。这是因为起降点 7、8 位于岛型建筑左后方, 受岛型建筑脱落涡的影响较大。另外可以看出, 起降点 8 上方的紊流强度大于起降点 7 上方的紊流强度, 这是由于岛型建筑脱落涡在起降点 8 上方比在起降点 7 上方发展的更加充分所致, 如图 2.5 所示。

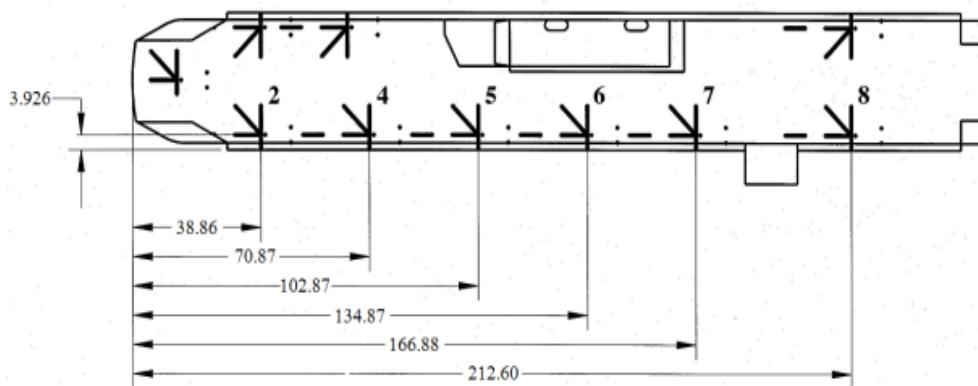


图 2.7 起降点位置 (单位: m)

从图 2.8~图 2.11 中各点舰船尾流速度时间历程的功率谱密度可以看出, 不同起降点附近的流速变化频谱分布特征也不同, 且舰船尾部随机紊流的频谱分布特征明显不同于大气紊流, 因此采用大气紊流模型代替舰船尾部随机紊流分量进行直升机舰面起降模拟是不合适的。

为进一步分析与岛型建筑的横向距离对舰船尾部随机紊流的影响, 本文以起降点 8 所在横截面上另外两点为例, 对比舰船尾流速度的功率谱密度, 如图 2.12 所示。其中一点的横向坐标为 -5 m, 距离岛型建筑较远, 另外一点的横向坐标为 0 m, 距离岛型建筑更近。从图中可以看出, 距离岛型建筑更近, 舰船尾部随机紊流的强度越大。另外还可以发现, 距离岛型建筑更近的点, 其紊流频谱分布更加集中于某一频率附近, 这可能与距离岛型建筑更近的舰船尾部随机紊流受到岛型建筑脱落涡的影响更强烈有关。

舰船尾部随机紊流会干扰直升机的响应, 导致在直升机舰面起降过程中驾驶员需要不断的对姿态和位置进行补偿操纵以抵消紊流的干扰, 加重驾驶员操纵负荷, 影响舰面起降的任务效能和飞行安全。定常 CFD 计算方法仅能够捕捉到舰船尾流的稳态分量, 无法模拟舰船尾流的非稳态特征, 因此不适于直升机舰面起降数值模拟的应用。本文所建立的非稳态舰船流场 CFD 计算方法能够捕捉到舰船尾部随机紊流随时间变化的频谱分布特征, 因此能够提升直升机舰面起降数值模拟的置信度。

最后，本文通过与风洞试验数据的对比验证本文的舰船尾流 CFD 模拟方法。为提取流场的时均空间分布特征，将最后 6000 时间步的计算数据做时均处理，对入口速度，6000 时间步可确保空气流过 2 倍船体长度。风洞试验数据取自文献[120]，风洞试验所选用模型为 LHA 舰船的 1:48 缩比模型，来流风向角为 0° ，来流风速 $U_{\text{inf}} = 6.858 \text{ m/s}$ 。验证采用对比甲板上起降点 7 和 8 上方的舰船尾流上洗气流速度沿舰船的横向分布进行，验证点距离甲板高度为 6.35 m。图 2.13 所示为本文计算结果与试验数据和国外 Rot3DC 软件[120]计算结果的对比。从图中可以看出，对于起降点 7 本文计算结果远好于国外计算结果，而对于起降点 8 本文计算结果略差。另外，本文数值模拟结果和风洞试验数据虽然存在一些细节上的差异，但是整体趋势仍然与风洞试验数据吻合良好。

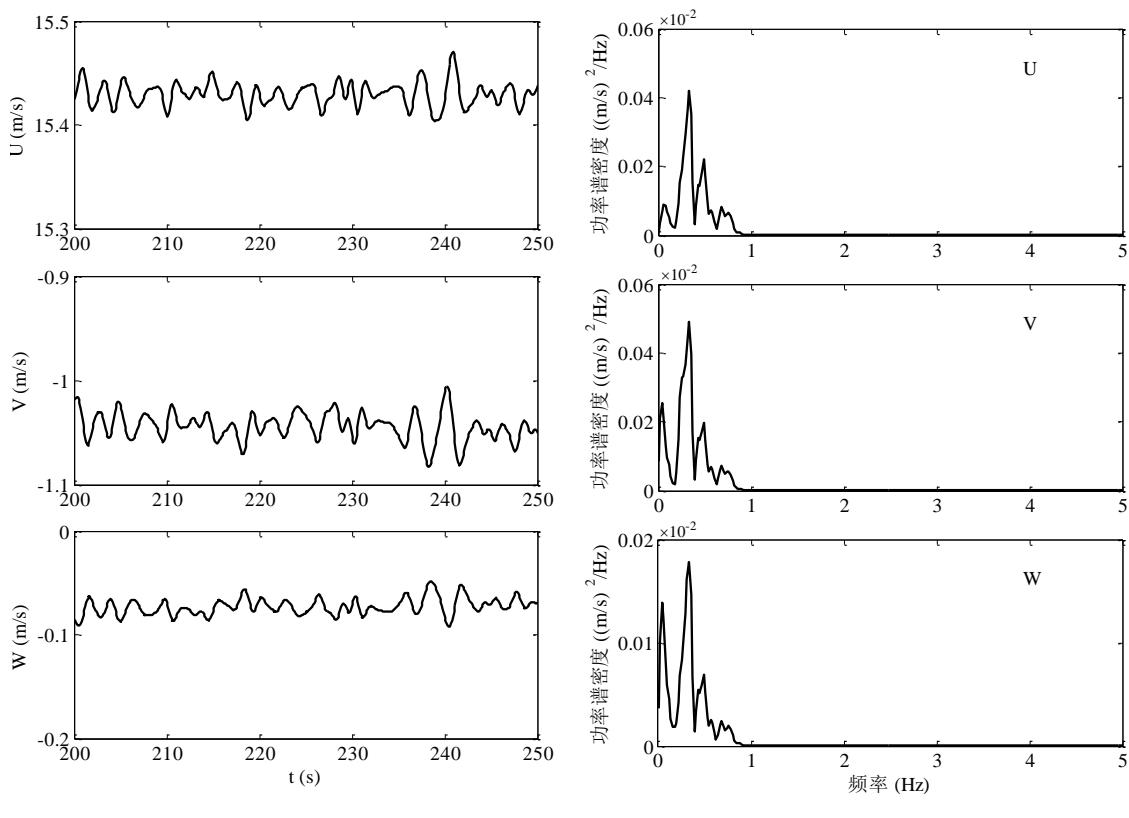
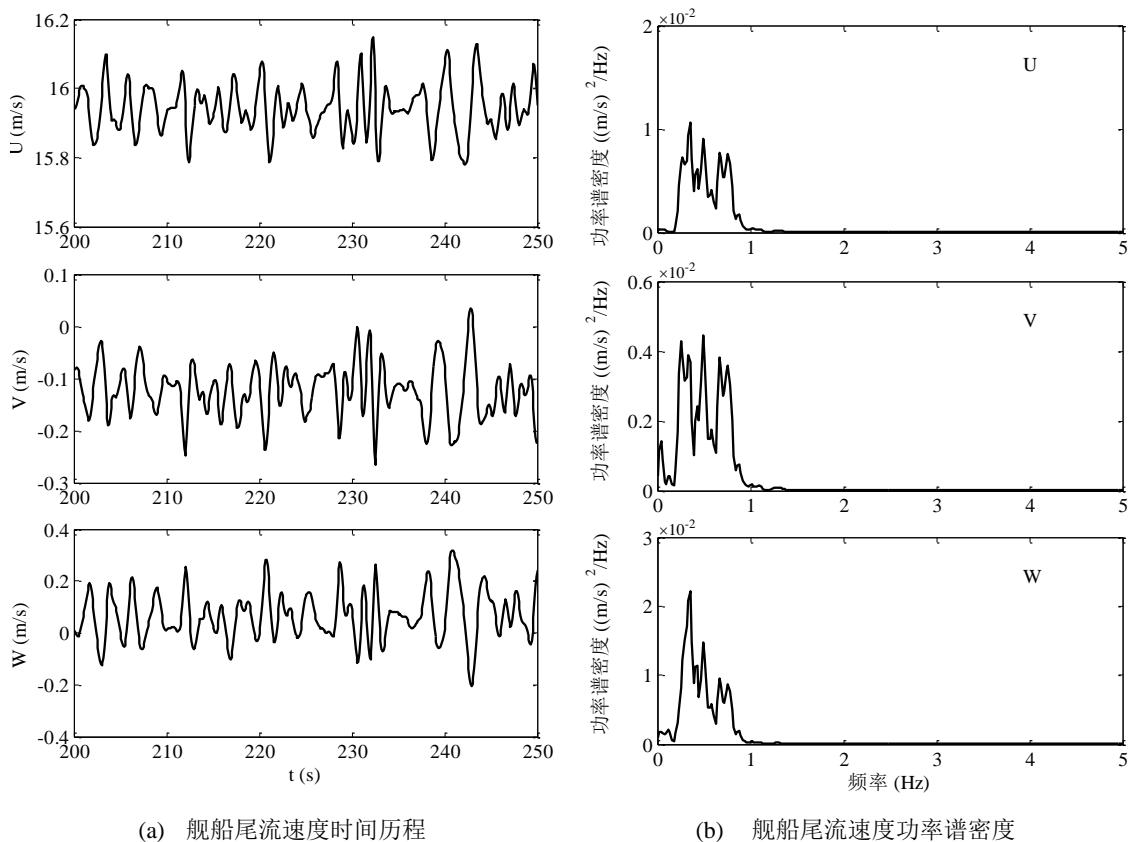
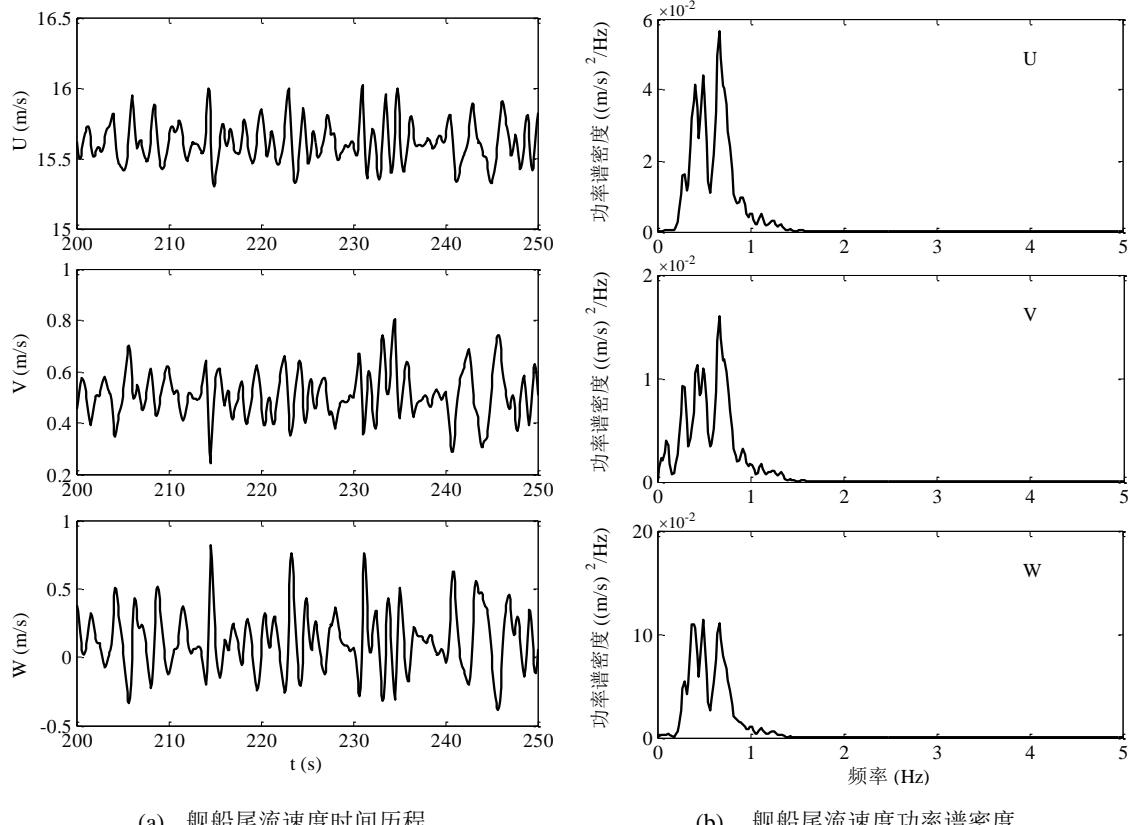


图 2.8 起降点 5 上方舰船尾流速度时间历程和功率谱密度($x=102 \text{ m}, y=-15 \text{ m}, z=6.35 \text{ m}$)

图 2.9 起降点 6 上方舰船尾流速度时间历程和功率谱密度($x=134 \text{ m}$, $y=-15 \text{ m}$, $z=6.35 \text{ m}$)图 2.10 起降点 7 上方舰船尾流速度时间历程和功率谱密度($x=166 \text{ m}$, $y=-15 \text{ m}$, $z=6.35 \text{ m}$)

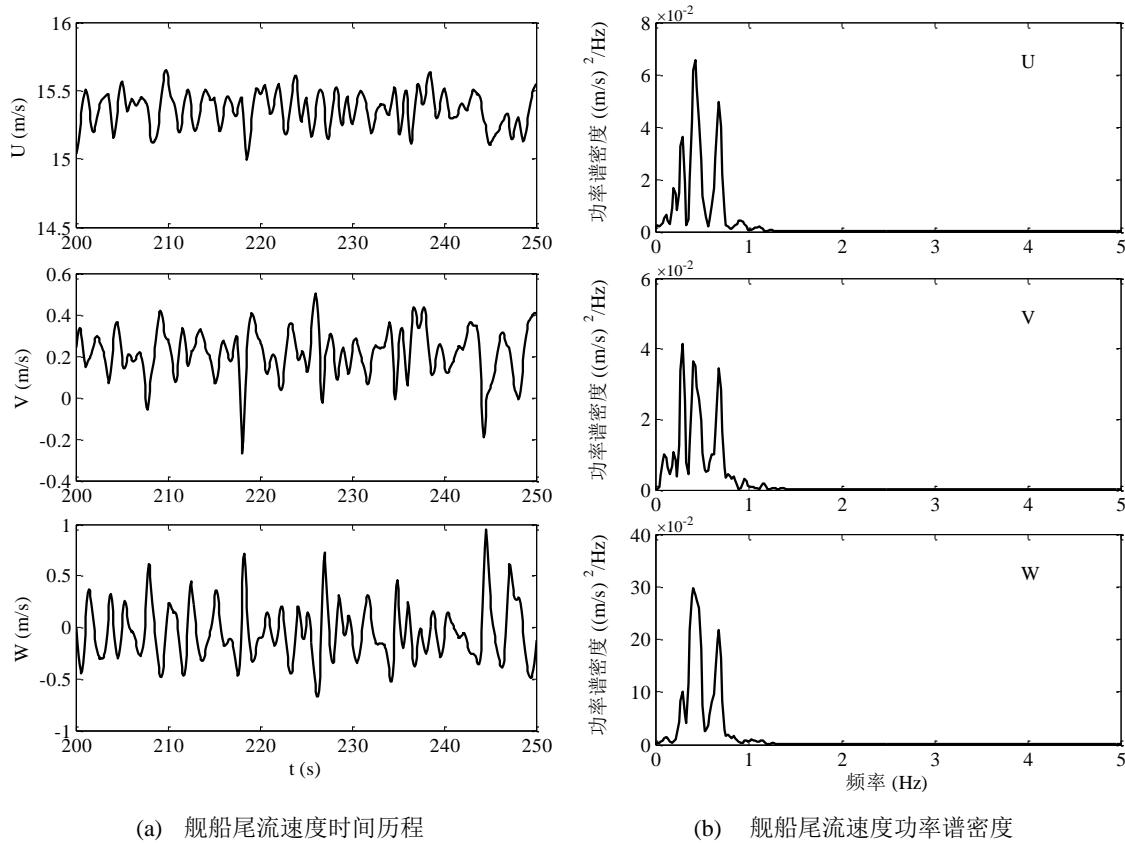


图 2.11 起降点 8 上方舰船尾流速度时间历程和功率谱密度($x=212 \text{ m}$, $y=-15 \text{ m}$, $z=6.35 \text{ m}$)

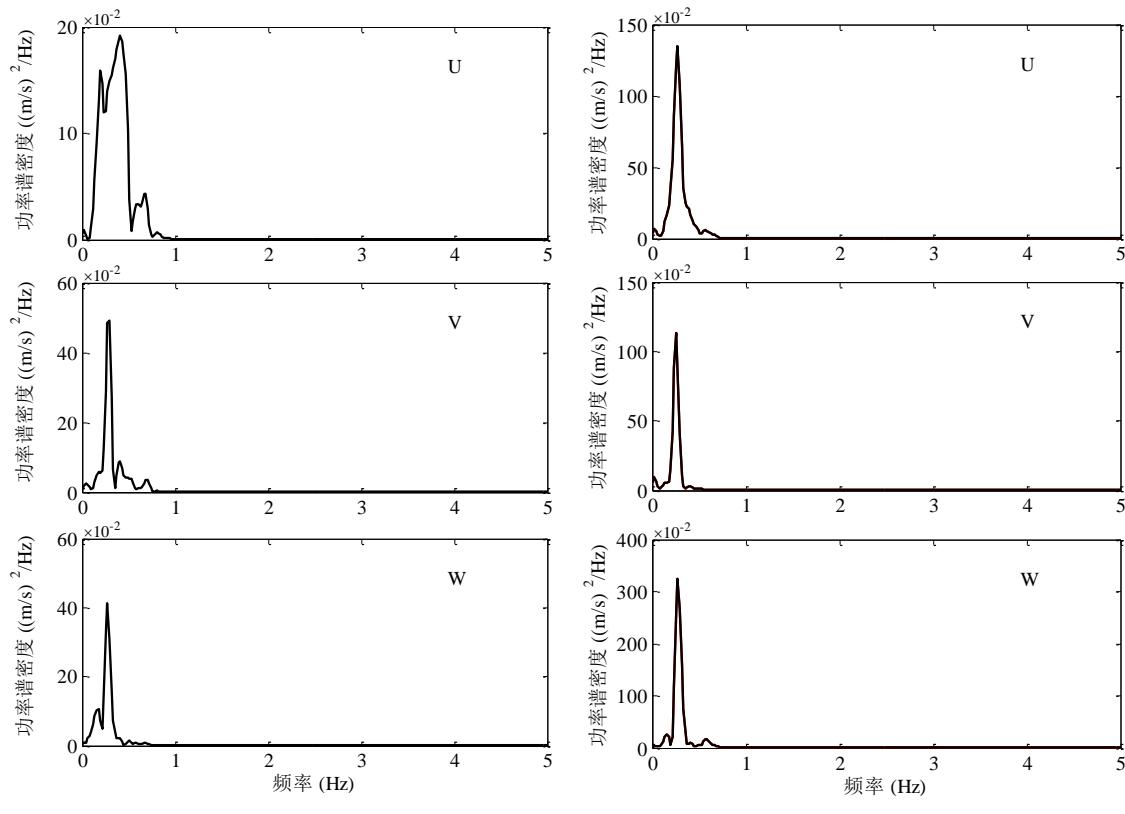


图 2.12 起降点 8 上方不位置的舰船尾流速度功率谱密度对比

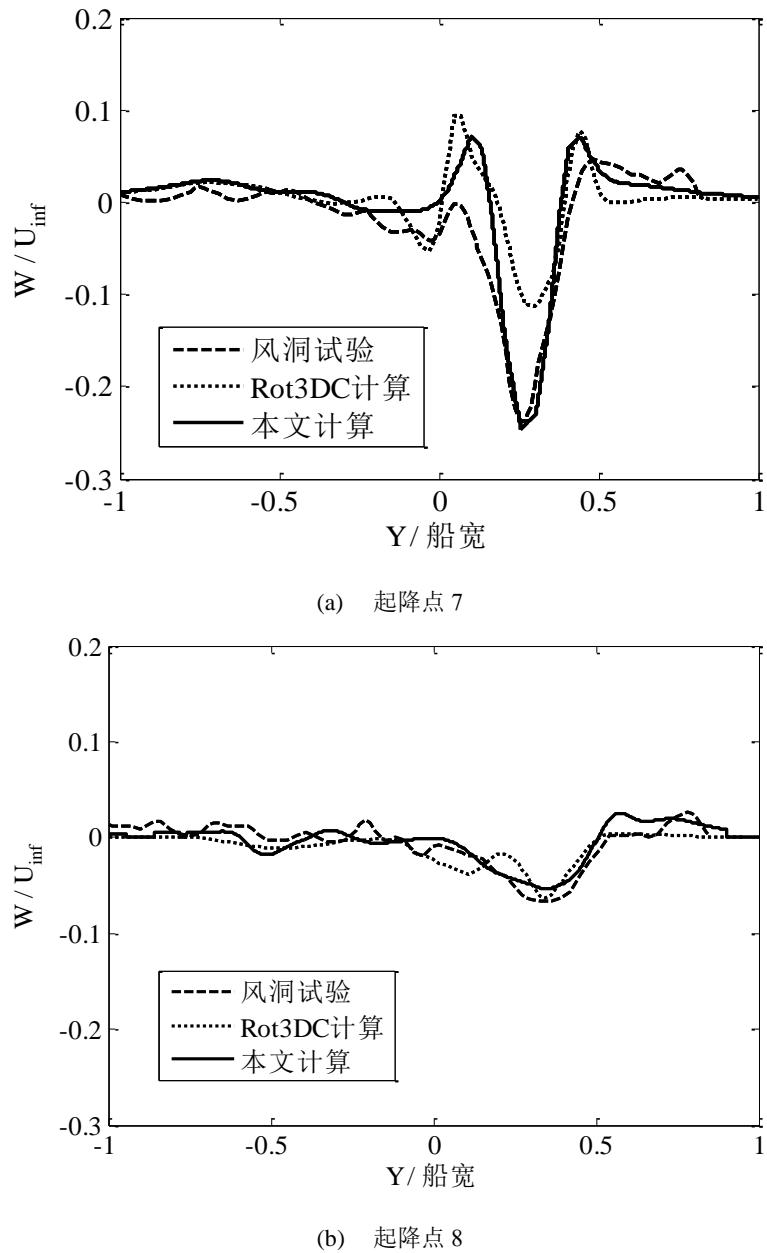


图 2.13 舰船尾流计算结果和风洞试验数据的对比

2.3 基于 POD 理论的舰船尾流模型

基于上一节发展的舰船尾流非定常 CFD 模拟结果，本节首先简单介绍 POD 理论，然后介绍基于 POD 理论的舰船尾流建模方法。

2.3.1 POD 理论简介

本节对POD理论作简单介绍，详尽的理论推导过程可以参见文献[122, 123]。假设 Ω_w 为三维流场空间，且对定义在 Ω_w 上的平方可积函数 $f(w)$ 和 $g(w)$ ，其中 $w \in \Omega_w$ ，定义内积 $\langle f, g \rangle = \int_{\Omega_w} f(w)g(w)dw$ 。对于一组样本集合 $\{u_k(w) | w \in \Omega_w, k = 1, 2, \dots, N_t\}$ ，其中 N_t 为样本

个数, POD的基本思想是辨识一个有限维的子空间 \mathcal{V} , 使得原始样本在子空间 \mathcal{V} 的投影所包含的能量最大, 即对于 \mathcal{V} 空间的任意一组基 $\left\{v_i(\mathbf{w}) \in \mathcal{V} \mid \mathbf{w} \in \Omega_w, i = 1, 2, \dots, N_t\right\}$, u_k 满足:

$$\max_{\mathcal{V}} \left[\frac{1}{N_t} \sum_{i=1}^{N_t} \langle v_i(\mathbf{w}), u_k(\mathbf{w}) \rangle^2 \right] \quad (2.5)$$

上式可通过将样本数据投影到子空间 \mathcal{V} 实现。满足上式的这组基函数 v_i 被称为样本数据的POD模态。式(2.5)中的极值问题可转化为一个特征值问题的求解^[123]

$$\mathcal{R}v = \lambda v \quad (2.6)$$

式中: \mathcal{R} 为自伴算子, 且

$$\mathcal{R}v = \int_{\Omega_w} \mathbf{K}(\mathbf{w}, \mathbf{w}') v(\mathbf{w}') d\mathbf{w}' \quad (2.7)$$

式中: $\mathbf{w}' \in \Omega_w$, 且

$$\mathbf{K}(\mathbf{w}, \mathbf{w}') = \frac{1}{N_t} \sum_{k=1}^{N_t} \langle u_k(\mathbf{w}), u_k(\mathbf{w}') \rangle \quad (2.8)$$

对于CFD计算的非稳态舰船尾流离散时间样本, 当单个样本 u_k 所含网格节点数 N_p 远大于样本总数 N_t 时, 式(2.7)计算的维数将会非常大, 导致对应的特征值问题求解困难。

Sirovich^[122]通过引入“快照(snapshot)”方法解决此问题。在“快照”法中, 将POD模态 v_i 表示成样本数据的线性组合

$$v_i = \sum_{k=1}^{N_t} w_{ik} u_k \quad (2.9)$$

式中: w_{ik} 为使POD模态 v_i 满足式(2.9)的权重系数。于是, 式(2.6)转化为求解矩阵 \mathbf{U} 的最大特征值问题, 即

$$\mathbf{UW} = \lambda \mathbf{W} \quad (2.10)$$

式中: $\lambda = (\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_{N_t})$ 为特征值向量, $\mathbf{W} = [w_{ik}]$ 为特征向量矩阵, $\mathbf{U} = [U_{ij}]$, 且

$$U_{ij} = \frac{1}{N_t} \langle u_j, u_i \rangle \quad (2.11)$$

由于 \mathbf{U} 为自伴随矩阵, 其特征值 λ_k 是非负和递减的, 且其特征向量具有正交性。在POD方法中, \mathbf{U} 的特征向量决定POD模态的构建, 而 \mathbf{U} 的特征值决定每个模态所含广义“能”。一般而言, 对 N_t 个舰面流场“快照”通过计算可得 N_t 个POD模态。理论已经证明POD模态为能量最优, 仅保留少数POD模态就能有效捕捉原始样本数据的主要特征, 即

$$u_k \approx \sum_{i=1}^{N_{\text{pod}}} a_{ki} v_i \quad (2.12)$$

式中: a_{ki} 为矩阵 \mathbf{W} 的逆矩阵 $[a_{ki}]$ 中的元素, N_{pod} 为所保留的POD模态阶数。为缩减舰船尾流数据, 需使选择的 N_{pod} 远小于 N_t 。Sirovich^[122]建议 N_{pod} 的选取应使所保留的POD模态能够捕捉原流场99%的广义“能”, 即

$$\frac{\sum_{k=1}^{N_{\text{pod}}} \lambda_k}{\sum_{k=1}^{N_t} \lambda_k} \geq 99\% \quad (2.13)$$

在对非稳态舰船尾流进行直接插值时需通过对三维空间坐标 x 、 y 、 z 和时间 t 插值获得直升机各气动部件处的舰船尾流速度分量，因而需要保存的舰船尾流样本数据量为 $N_t \times N_p \times 3$ 。POD方法将非稳态舰船尾流场分解为空间和时间分离的POD模态和模态系数时间历程，重构舰船尾流所需保存的流场数据量为 $(N_{\text{pod}} \times N_p + N_{\text{pod}} \times N_t) \times 3$ ，且POD方法将四维插值计算转化为一个三维空间插值计算和一个一维时间插值，因此不仅减少了舰船尾流数据的存储空间，而且降低了插值计算量。

2.3.2 POD 重构的舰船尾流模型

基于非定常 CFD 的舰船尾流数值模拟结果和 POD 理论，本文建立了如图 2.14 所示的 POD 重构舰船尾流模型以用于舰面起降数值模拟。舰船尾流模型的流场分为两个区域，其中在起降点附近的核心区域为 POD 球理论重构的非稳态舰船尾流场，其他区域为非定常 CFD 计算的时均稳态舰船尾流场。由于舰面起降点靠近岛型建筑，受岛型建筑脱落涡的影响较大，因此在此区域的随机紊流强度较大，采用 POD 重构的非稳态舰船尾流进行直升机舰面起降模拟能够充分考虑到甲板表面随机紊流的影响。其他区域由于距离岛型建筑较远，由岛型建筑导致的随机紊流强度已经很小，可以忽略不计，采用时均的稳态舰船尾流数据可以进一步降低舰船尾流模型的数据量。

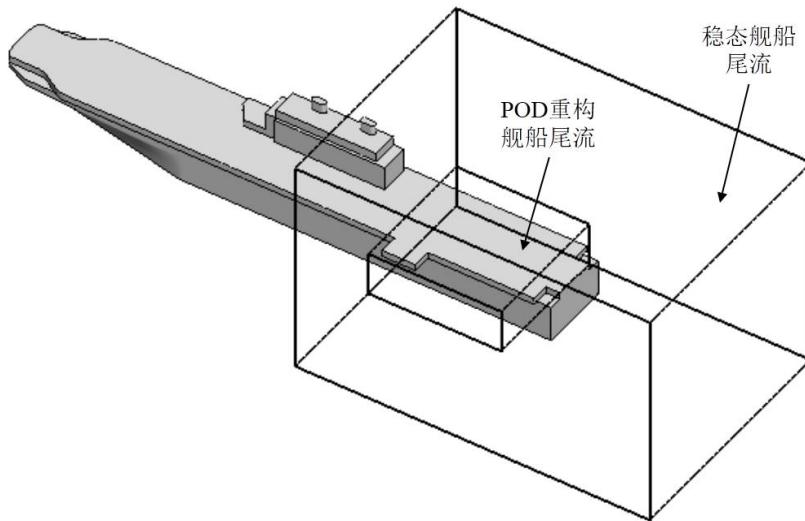


图 2.14 POD 重构舰船尾流模型

对于一组非定常 CFD 模拟的舰船尾流样本 $u_1(x, y, z, \Delta t)、u_2(x, y, z, 2\Delta t) \cdots u_{N_t}(x, y, z, N_t\Delta t)$ ，通过处理后可以分解为舰船尾流时均值流场 $u_0(x, y, z)$ 和舰船尾流扰动样本 $u'_1(x, y, z, \Delta t)、u'_2(x, y, z, 2\Delta t) \cdots u'_{N_t}(x, y, z, N_t\Delta t)$ 。对起降点附近区域的舰船尾流扰动样本进行 POD 重构，可以得到一组 POD 模态 $v_1(x, y, z)、v_2(x, y, z) \cdots v_{N_{\text{pod}}}(x, y, z)$ 和对应的模态系数 $a_1(t)、a_2(t) \cdots a_{N_{\text{pod}}}(t)$ 。对于远离舰船区域，流场数据只有舰船尾流的时均值流场 $u_0(x, y, z)$ 。假设 POD 重构的非稳态舰船尾流空间范围为 $x_{k\min} \leq x \leq x_{k\max}，y_{k\min} \leq y \leq y_{k\max}，z_{k\min} \leq z \leq z_{k\max}$ ，非稳态

舰船尾流区域的均布网格间隔为 Δd ，纵向、横向和垂向网格节点数分别为 l_K 、 m_K 和 n_K ，各节点上的舰船尾流时均风速数据分别保存在三维数据表格 $U_0(l_K, m_K, n_K)$ 、 $V_0(l_K, m_K, n_K)$ 和 $W_0(l_K, m_K, n_K)$ 中，各网格节点上的POD模态舰船尾流速度分量分别保存于数据表格 $U_i(l_K, m_K, n_K)$ 、 $V_i(l_K, m_K, n_K)$ 和 $W_i(l_K, m_K, n_K)$ ，各模态舰船尾流速度分量的模态系数分别保存于数据表格 $a_i(N_t)$ 、 $b_i(N_t)$ 和 $c_i(N_t)$ ，其中 $i=1, 2 \dots N_{\text{pod}}$ 。因此，对于舰船尾流模型空间内的任意一点，通过对保存在数据表格 U_0 、 V_0 和 W_0 中的舰船尾流稳态分量和保存在数据表格 U_i 、 V_i 和 W_i 中的各POD模态分量进行三维空间插值，对保存在数据表格 a_i 、 b_i 和 c_i 中的各POD模态系数进行一维时间插值，然后将舰船尾流各模态分量与模态系数的乘积叠加到稳态分量中即可得到此刻该点处的舰船尾流速度。

2.4 POD 重构舰船尾流模型验证

本节采用POD方法对舰面起降点附近区域的非稳态舰船尾流CFD模拟结果进行重构，将舰船尾流速度的重构结果与CFD计算结果对比验证POD重构模型的准确性。计算仍然选取来流风向角为 0° ，来流速度为 15.43 m/s的风况。为提取舰船尾流的POD模态，首先需要提取离散时刻的非稳态舰船尾流样本。为此，在非定常CFD计算的最后 10000 个时间步中每隔 20 个时间步将舰船尾流数据输出一次，取样周期为 0.1 s，共得 500 个舰船尾流场数据样本，文件的总数据量约为 297 GB。然后对所有数据样本进行数值插值以获得直升机舰面起降点附近空间均匀分布网格节点的气流速度。本文分别选择位于舰船岛型建筑不同方位的起降点 5 、 6 和 8 上方的舰船尾流速度进行数据截取与重构，三个算例所选取的空间区域见表2.1。插值后三个计算样例中单个样本所含网格节点数 $N_p = 121 \times 121 \times 39$ 。最后对样本数据进行本征正交分解处理，提取POD模态。

表 2.1 舰船尾流的 POD 重构信息

起降位置	纵向范围(m)	横向范围(m)	垂向范围(m)	网格间距(m)	样本流场数据(GB)	保留POD模态	POD数据量(GB)
起降点5	80~140	-60~0	1~20	0.5	19.6	60	1.42
起降点6	110~170	-60~0	1~20	0.5	19.6	70	1.66
起降点8	190~250	-60~0	1~20	0.5	19.6	69	1.63

图2.15所示为三个舰面起降点上方舰船尾流速度的POD模态特征值随各自模态阶数的变化规律。从图中可以看出，虽然三个算例舰船尾流选取的空间范围相同，但不同区域舰船尾流速度的模态特征值大小不同，起降点5上方舰船尾流速度的模态特征值最小，起降点8上方舰船尾流速度的模态特征值最大。另外，三个算例的垂向速度模态特征值随模态阶数的下降速度最快，纵向和横向速度模态特征值的下降速度略慢，但三个方向舰船尾流速度的模态特征值随模态阶数的下降速度都非常迅速，基本上阶数高于 100 的舰船尾流速度模态特征值

的影响已经可以忽略不计。依照Sirovich^[122]的建议，本文选用的模态截断阀值为0.99，最终保留的POD模态个数分别为60、70和69。POD重构前后的舰船尾流数据存储空间见表2.1，三个算例的舰船尾流POD重构模型数据量分别为重构所采用样本数据的7.2%、8.5%和8.3%，使得每次进行直升机舰面起降数值模拟时需要读入内存的数据量大大减少，因此本文发展的舰船尾流POD重构模型更加适于直升机舰面起降数值模拟的应用。

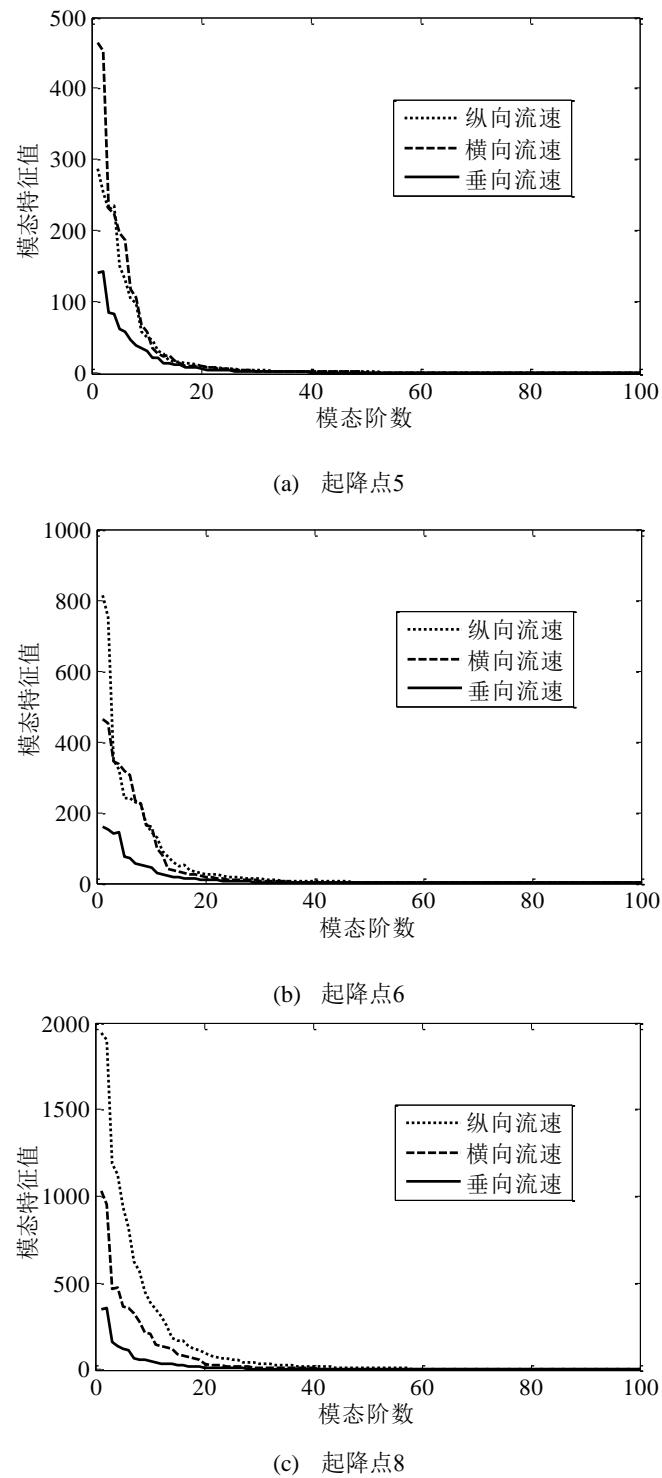


图 2.15 模态特征值随模态阶数变化趋势

为验证POD重构模型的舰船尾流速度空间分布特征,以起降点5、6和8所在横截面为例,分别对比同一时刻舰船尾流CFD模拟结果和POD重构结果的舰船尾流速度等值线图,如图2.16~图2.18所示。其中所选取的舰船尾流计算时刻均为210 s, 所取横截面的纵向位置分别为102 m、134 m和212 m。从图中可发现,除一些流动细节上存在极细微的差异,三个算例POD重构的舰船尾流速度空间分布特征和CFD计算结果几乎完全吻合,因此本文所建立的舰船尾流POD重构模型以及所保留的模态数能够有效捕捉CFD计算的舰船尾流主要空间特征,舰船尾流POD重构模型的空间分布特征达到了直升机舰面起降模拟要求的精度。

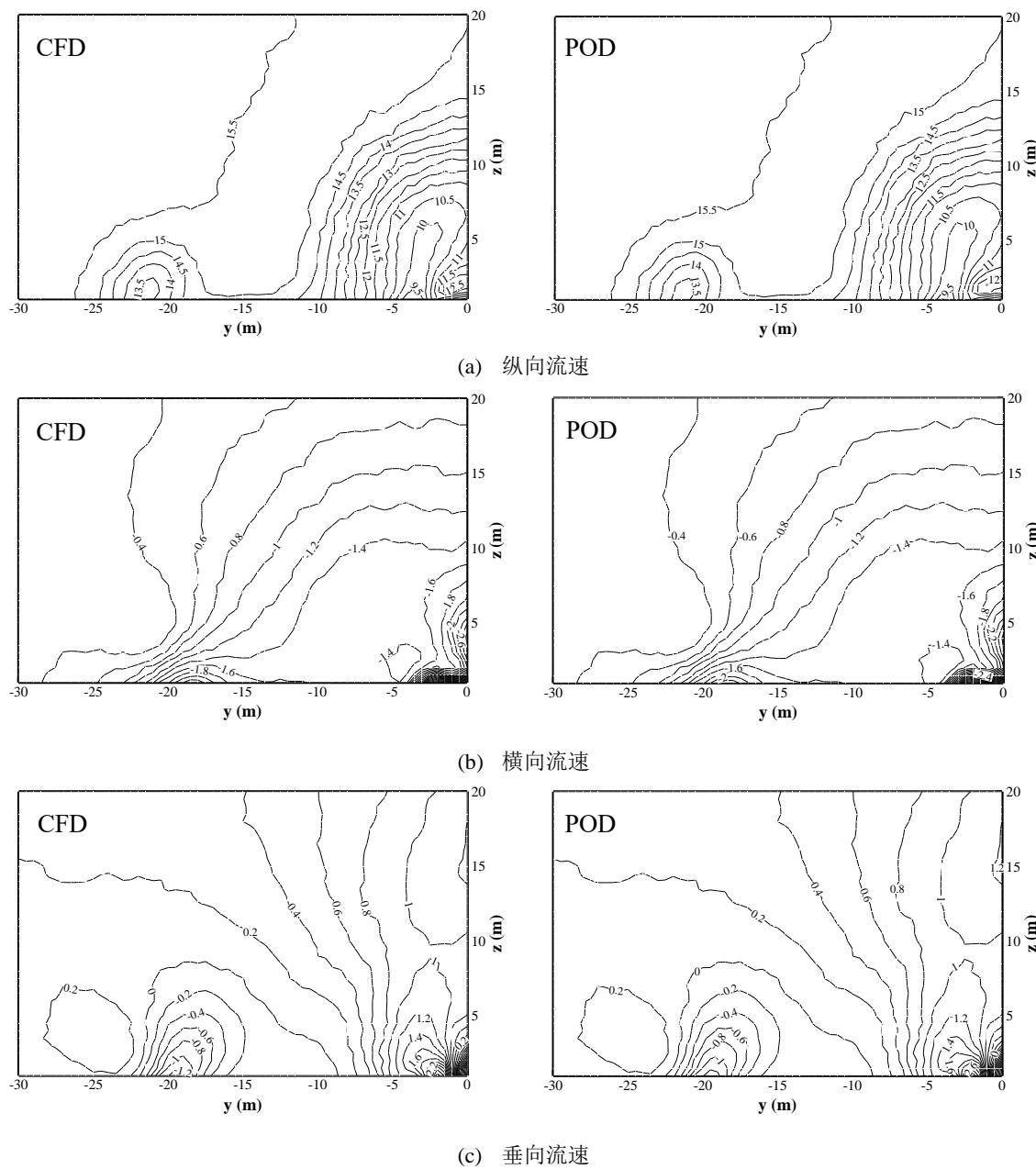


图 2.16 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($t=220$ s, $x=210$ m)

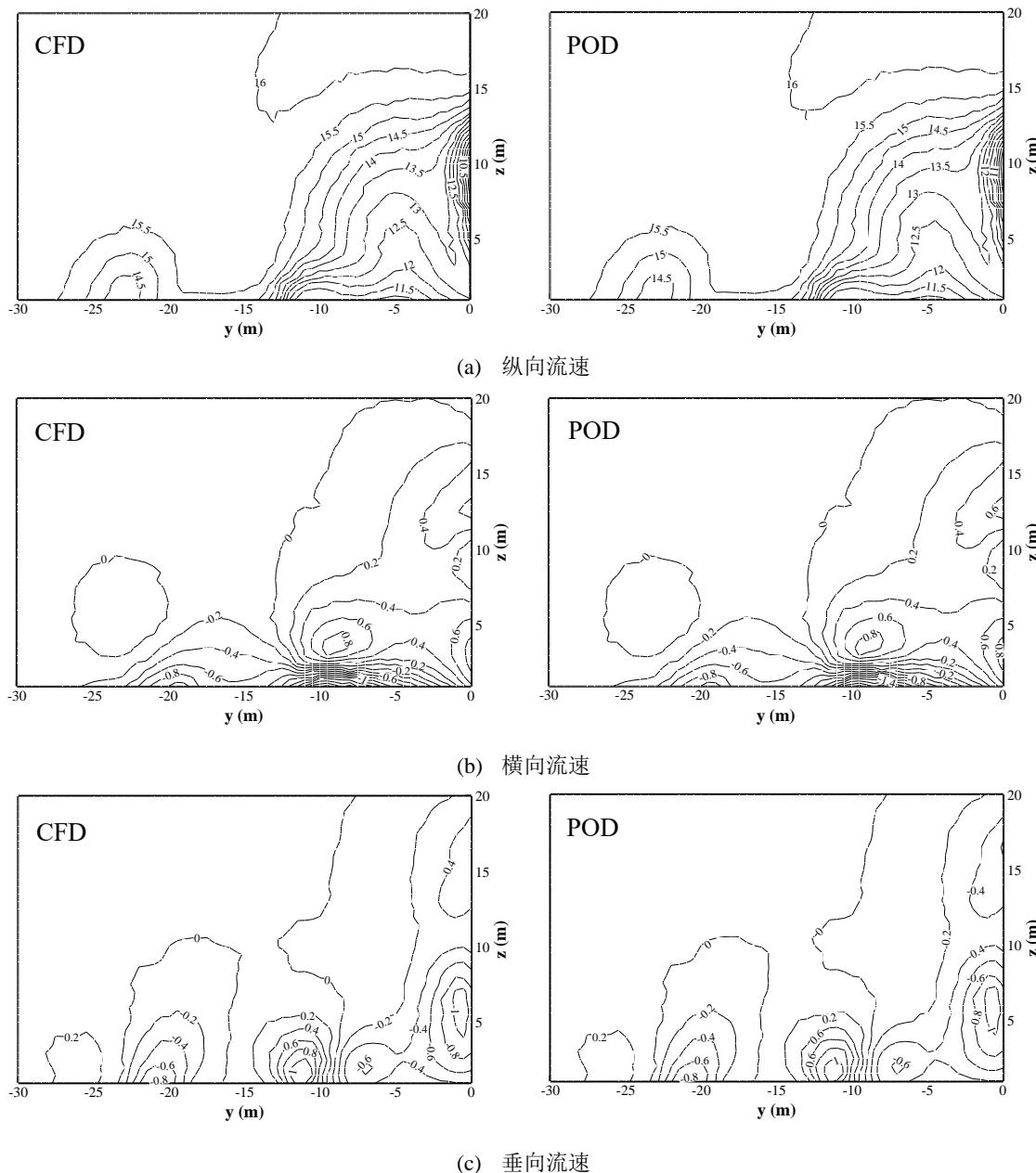
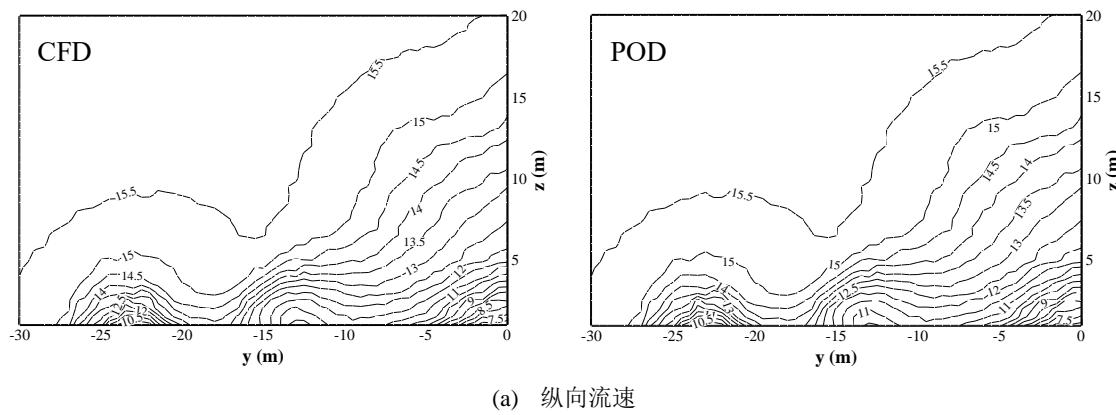


图 2.17 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($t=220$ s, $x=210$ m)



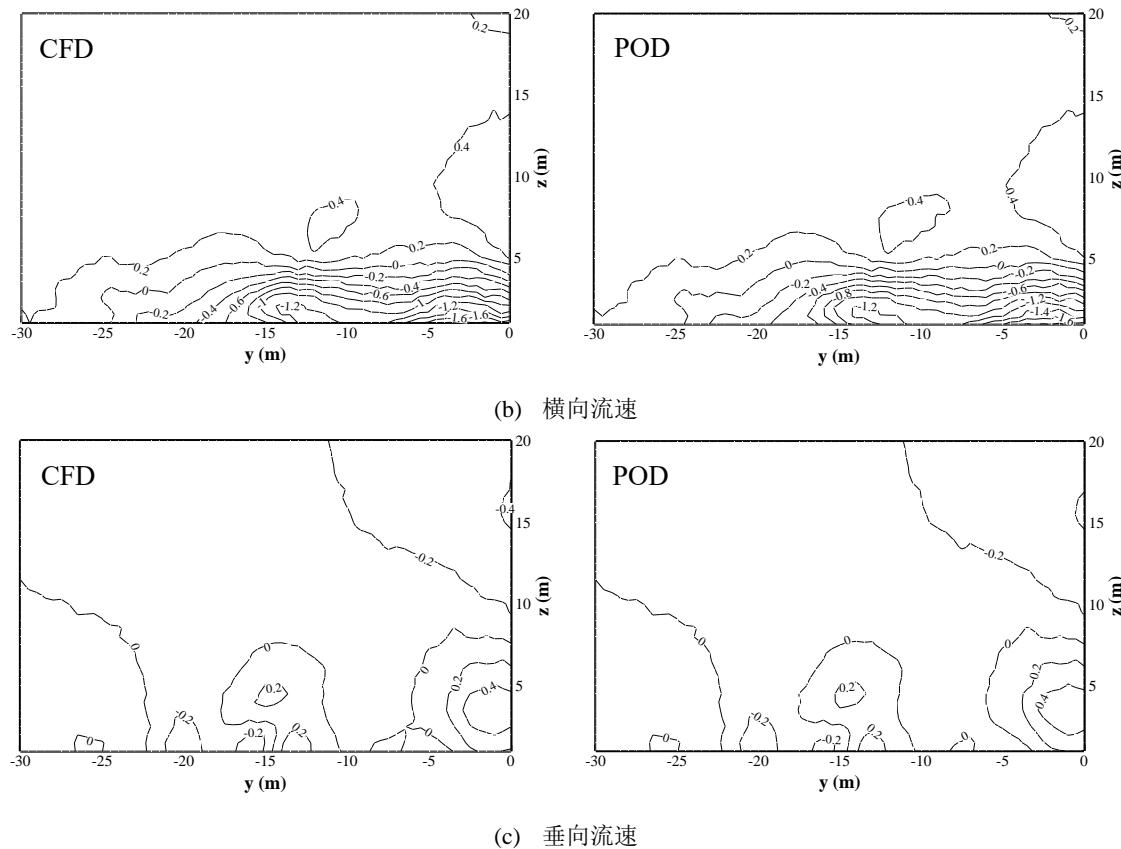


图 2.18 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($t=220$ s, $x=210$ m)

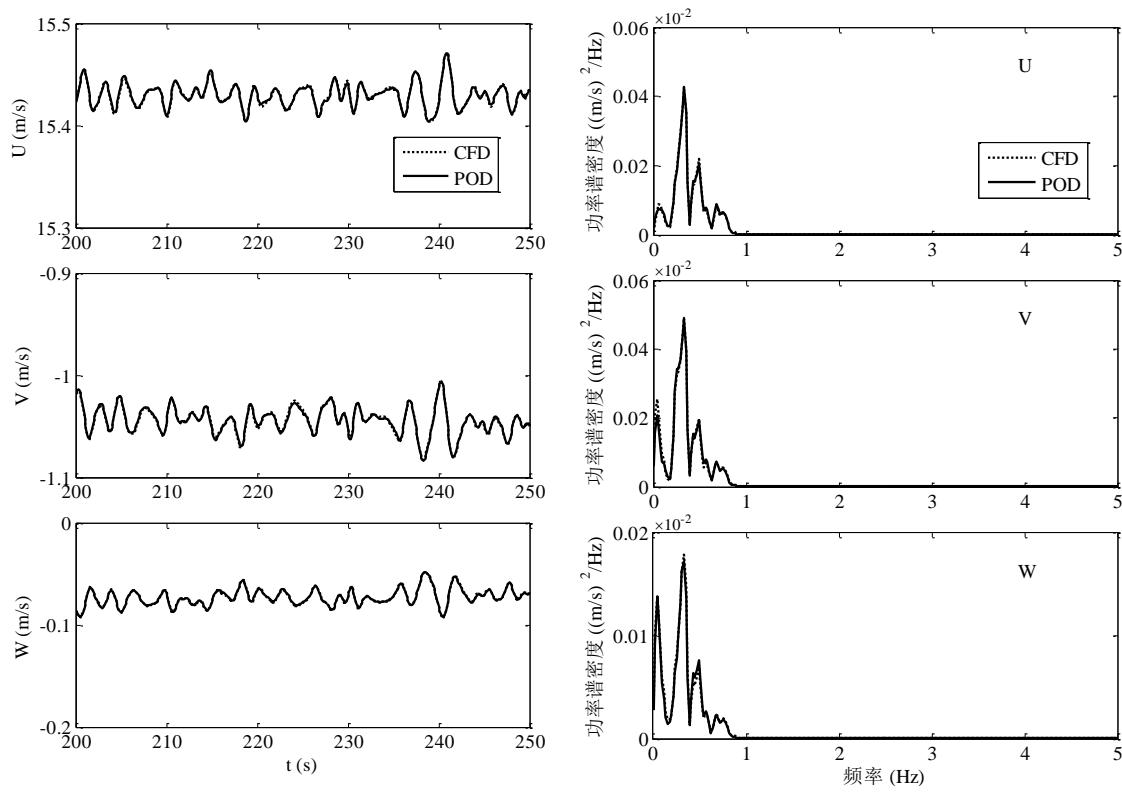
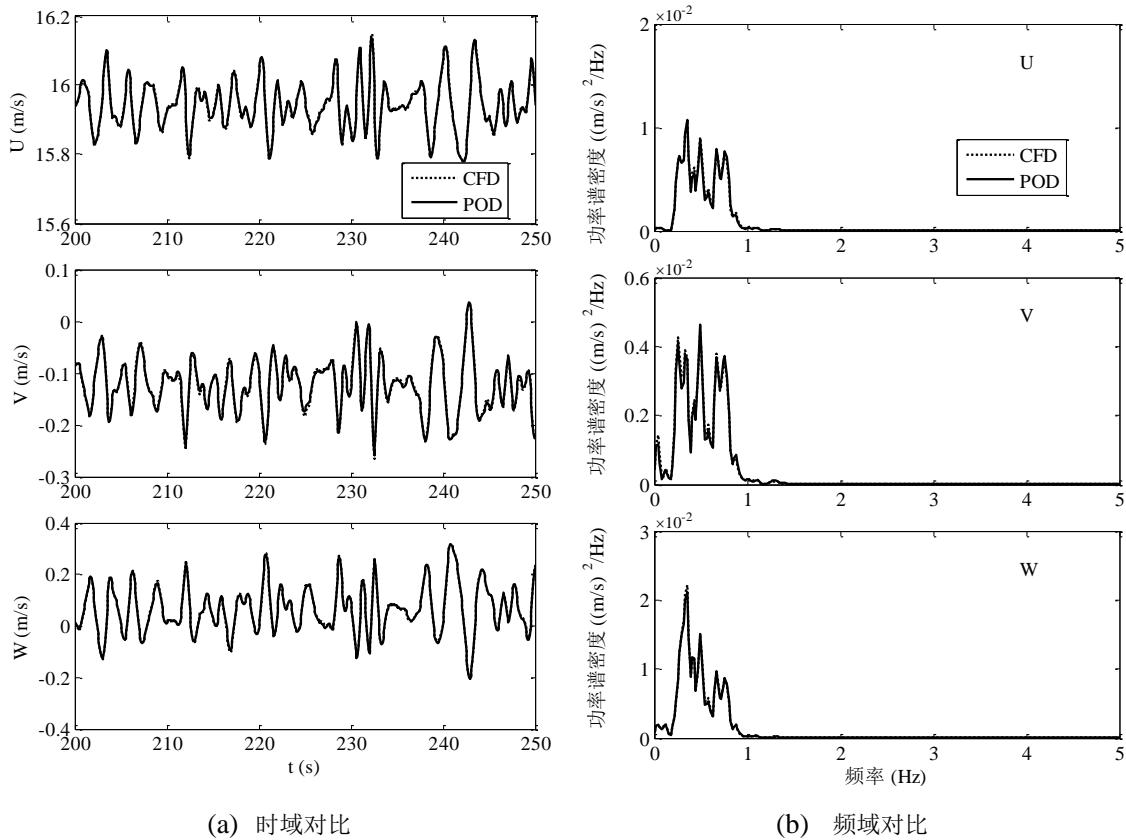
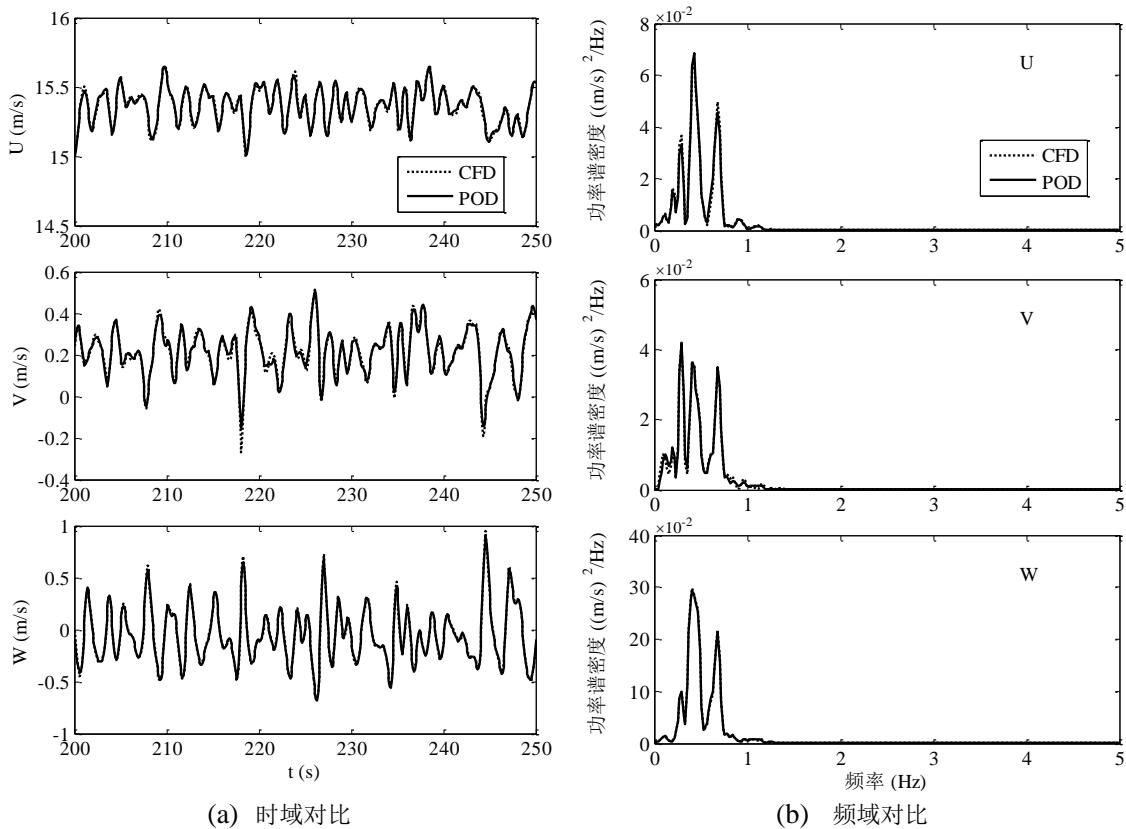


图 2.19 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($x=102$ m, $y=-15$ m, $z=6.35$ m)

图 2.20 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($x=134$ m, $y=-15$ m, $z=6.35$ m)图 2.21 舰船尾流速度 POD 重构结果和 CFD 计算结果对比($x=212$ m, $y=-15$ m, $z=6.35$ m)

为验证POD重构的舰船尾流速度时间变化的频谱分布特征，分别以起降点5、6和8上方的舰船尾流速度为例，将POD重构舰船尾流模型在三个方向舰船尾流速度的时间历程和功率谱密度与CFD计算结果进行对比，如图2.19~图2.21所示。其中三个点的横向坐标均为-15 m，垂向坐标均为6.35 m，纵向坐标分别为102 m、134 m和212 m。从图中可以看出，除了纵、横向舰船尾流速度的时间历程和功率谱密度在某些点上存在极为细微的差别，位于舰船岛型建筑不同方位的舰面起降点上方POD重构舰船尾流模型的流速时间历程和功率谱密度与CFD计算结果几乎完全一致。因此本文所建立的舰船尾流POD重构方法以及所保留的模态数能够有效捕捉流场的主要时间变化特征，POD重构的舰船尾流速度时间变化频谱分布特征能够达到直升机舰面起降模拟要求的精度。

2.5 本章小结

本章在CFD计算的非稳态舰船尾流数据基础上，发展了基于POD理论的舰船尾流降阶与重构方法，建立了一种精确高效的舰船尾流模型。通过算例分析可以得到以下结论：

由于舰船甲板和上层建筑的影响，舰面周围存在不同形态的涡旋结构，这些涡随着时间的推进而脱落、相互影响，使得舰面气流环境非常复杂，且舰船尾部随机紊流的频谱特征随空间变化。本文的CFD计算方法能够模拟到舰船尾流的时空变化特点，具有较高的准确性。

POD方法能够以较少数量的模态捕捉到舰船尾流的时空变化特点，在保留CFD模拟舰船尾流计算精度的基础上解决了舰船尾流数据量过大的问题，可高效地与直升机飞行动力学模型进行动态耦合建模。

第三章 舰面起降的直升机飞行动力学建模

3.1 引言

舰面起降的直升机飞行动力学模型是直升机舰面起降模拟和起降风限图计算的基础，难点在于随时间和空间变化的舰船尾流模型与直升机飞行动力学模型的动态耦合建模。舰船尾流与直升机飞行动力学的动态耦合不仅需要考虑到舰船尾流本身随时间变化对直升机飞行特性的影响，还要考虑到由直升机舰面起降引起的舰船尾流空间变化的影响。由于直升机飞行和旋翼的旋转，在每一时刻都需要重新计算旋翼各叶素及直升机其他气动部件处的舰船尾流速度，舰船尾流与直升机飞行动力学模型的动态耦合计算效率成为限制直升机舰面起降的飞行动力学模型在起降风限图计算和驾驶员操纵负荷分析中广泛应用的主要因素。

基于上一章建立的 POD 重构舰船尾流模型，本章将建立随时间和空间变化的舰船尾流与直升机飞行动力学的高效动态耦合方法，发展一种直升机舰面起降的飞行动力学模型。该模型以 UH-60 黑鹰直升机为样例直升机，建立旋翼、尾桨和机体的气动及动力学模型，建模中计入每一时刻舰船尾流对直升机旋翼各叶素、机身、平尾、垂尾和尾桨气动力和力矩的作用，形成直升机舰面起降的飞行动力学方程组。在此基础上分析舰船尾流的空间分布特征对直升机平衡特性的影响。

3.2 直升机舰面起降的飞行动力学模型

3.2.1 建模假设

适当的假设可以降低建模难度，然而所采用的假设也构成了模型的局限性，限制了模型在某些条件下的使用，因此有必要指出本文建模过程中所采用的假设。在本章直升机各部件力和力矩的计算及动力学方程的推导过程中，主要用到了以下假设：

- 1) 忽略地球自转运动的影响，认为地面是水平的。
- 2) 假设机身和旋翼桨叶都是刚性的，机身质量恒定且分布均匀，桨叶质量集中于桨叶扭转轴线上。
- 3) 采用叶素理论计算旋翼的气动力。叶素的气动力根据翼型的风洞试验数据计算，忽略翼型的动态失速效应，翼型的静态失速效应和压缩效应反映在翼型的二维吹风数据中。
- 4) 采用动量理论计算尾桨的力和力矩，在计算过程中忽略桨尖速度高阶项的影响。忽略尾桨的后向力。采用经验阻塞系数法模拟垂尾对尾桨的阻塞效应。
- 5) 采用一个修正系数模拟由三维效应引起的旋翼和尾桨桨尖损失，修正系数的取值分别为 0.97 和 0.92。
- 6) 机身、平尾和垂尾的气动力系数由风洞试验获得，并且只考虑静态特性，忽略动态特性的影响。假设机身的气动力作用于机身的质心，平尾和垂尾的气动力作用于压心。

7) 旋翼尾迹对机身和机体尾部的气动干扰以及机身对机体尾部的气动干扰由风洞试验数据确定, 忽略局部效应的影响, 并采用一阶惯性环节模拟机身对机体尾部气动干扰的延迟效应。

8) 只考虑舰船尾流对旋翼、机体和尾桨气动特性的单向作用, 忽略旋翼尾迹对舰船尾流的影响, 舰船尾流通过改变旋翼桨叶素、机身、平尾、垂尾和尾桨的相对来流速度进而改变各气动部件的迎角、侧滑角和动压以及旋翼和尾桨桨盘平面的诱导速度影响直升机各部件的气动力和力矩。

9) 采用经验公式模拟旋翼舰面效应的影响, 但由于直升机舰面起降过程中舰船相对来流速度的影响和直升机距离舰船甲板的高度较大, 舰面效应的影响很小, 可以忽略不计。

3.2.2 坐标系定义

参考坐标系是直升机飞行动力学建模的基础。选取恰当的坐标系进行建模可以简化运动方程的形式, 便于分析和求解。本节详细描述了建模过程中所用到的各坐标系定义及其相互变换关系。

1) 惯性坐标系

建模过程中忽略地球自转运动的影响, 因此惯性坐标系固定于地球表面, 原点为地面某一点, X 轴指向直升机的初始航向, Z 轴指向地心, Y 轴由右手法则确定。单位方向矢量为 $(\mathbf{i}_G, \mathbf{j}_G, \mathbf{k}_G)$, 如图 3.1 所示。从舰船坐标系到惯性坐标系的坐标变换矩阵为:

$$\mathbf{T}_{SH}^G = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

2) 机体坐标系

机体坐标系固定于直升机机身, 原点位于直升机重心, X 和 Z 轴位于直升机纵向对称面内。 X 轴平行于机体纵向构造基准线并指向机头, Z 轴垂直于 X 轴指向机身下方为正, Y 轴由右手法则确定, 单位方向矢量为 $(\mathbf{i}_B, \mathbf{j}_B, \mathbf{k}_B)$, 如图 3.1 所示。机体坐标系与惯性坐标系的关系通过机体运动的欧拉角(Φ, Θ, Ψ)确定。当从惯性坐标系向机体坐标系转换时, 先绕 Z 轴旋转 Ψ 角, 再绕 Y 轴旋转 Θ 角, 最后绕 X 轴旋转 Φ 角。由上述旋转次序可知欧拉角和机体角速度的关系为:

$$\begin{aligned} \dot{\Phi} &= p + \tan \Theta (q \sin \Phi + r \cos \Phi) \\ \dot{\Theta} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi \\ \dot{\Psi} &= \frac{(q \sin \Phi + r \cos \Phi)}{\cos \Theta} \end{aligned} \quad (3.2)$$

从惯性坐标系到机体坐标系的坐标变换矩阵为:

$$\mathbf{T}_G^B = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi & \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi & \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi & \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

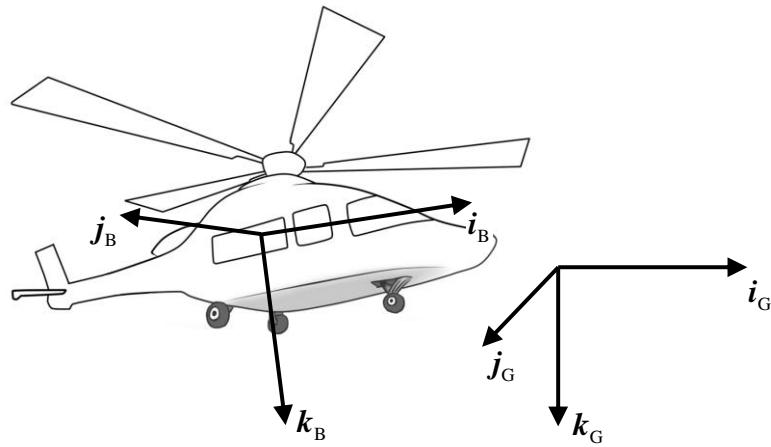


图 3.1 惯性坐标系和机体坐标系

3) 旋翼固定坐标系

旋翼固定坐标系固定于旋翼中心轴，原点位于桨毂中心，且不随旋翼旋转。坐标系 Z 轴沿旋翼轴向下为正，X 轴位于机身纵向对称平面内且指向机头方向，Y 轴由右手法则确定，单位方向矢量为(i_s, j_s, k_s)。旋翼固定坐标系与机体坐标系的变换关系由旋翼轴的纵向和横向倾角 i_θ 和 i_ϕ 确定。当从机体坐标系向旋翼固定坐标系变换时，先绕 Y 轴旋转 i_θ 角，再绕 X 轴旋转 i_ϕ 角，如图 3.2 所示。从机体坐标系到旋翼固定坐标系的坐标变换矩阵为：

$$\mathbf{T}_B^S = \begin{bmatrix} \cos i_\theta & 0 & -\sin i_\theta \\ \sin i_\theta \sin i_\phi & \cos i_\phi & \cos i_\theta \sin i_\phi \\ \sin i_\theta \cos i_\phi & -\sin i_\phi & \cos i_\theta \cos i_\phi \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

4) 旋翼旋转坐标系

旋翼旋转坐标系的原点和 Z 轴与旋翼固定坐标系重合，但旋翼旋转坐标系随旋翼一起绕旋翼轴以旋翼转速 Ω 旋转。Y 轴指向参考桨叶径向方向，初始状态时位于机体纵向平面内且指向机体后方；X 轴由右手法则确定。单位方向矢量为(i_r, j_r, k_r)，如图 3.3 所示。从旋翼固定坐标系到旋翼旋转坐标系的坐标变换矩阵为：

$$\mathbf{T}_S^R = \begin{bmatrix} \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ -\cos \psi & \sin \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

式中： ψ 为参考桨叶方位角。

5) 桨叶坐标系

桨叶坐标系固定于旋翼桨叶上，原点位于桨根处。Y 轴沿桨叶径向指向桨尖为正，X 轴指向桨叶前缘且平行于桨毂平面，Z 轴由右手法则确定。单位方向矢量为(i_{BS}, j_{BS}, k_{BS})，如图 3.3 所示。桨叶坐标系与旋翼旋转坐标系的关系由桨叶运动的摆振角 ζ_i 和挥舞角 β_i 确定。当从旋翼旋转坐标系到桨叶坐标系转换时，依次为先绕 Z 轴旋转 $-\zeta_i$ 角，再绕 X 轴旋转 $-\beta_i$ 角。

旋翼旋转坐标系到桨叶坐标系的坐标变换矩阵为：

$$\mathbf{T}_R^{BS} = \begin{bmatrix} \cos \varsigma & -\sin \varsigma & 0 \\ \sin \varsigma \cos \beta & \cos \varsigma \cos \beta & -\sin \beta \\ \sin \varsigma \sin \beta & \cos \varsigma \sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

式中：第 i 片桨叶的挥舞角 β_i 上挥为正，摆振角 ς_i 后摆(逆旋翼旋转方向)为正。

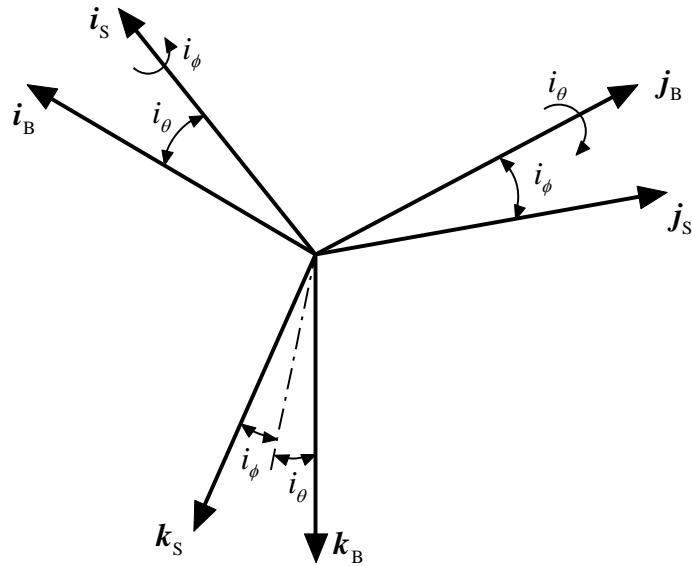


图 3.2 机体坐标系向旋翼固定坐标系转换

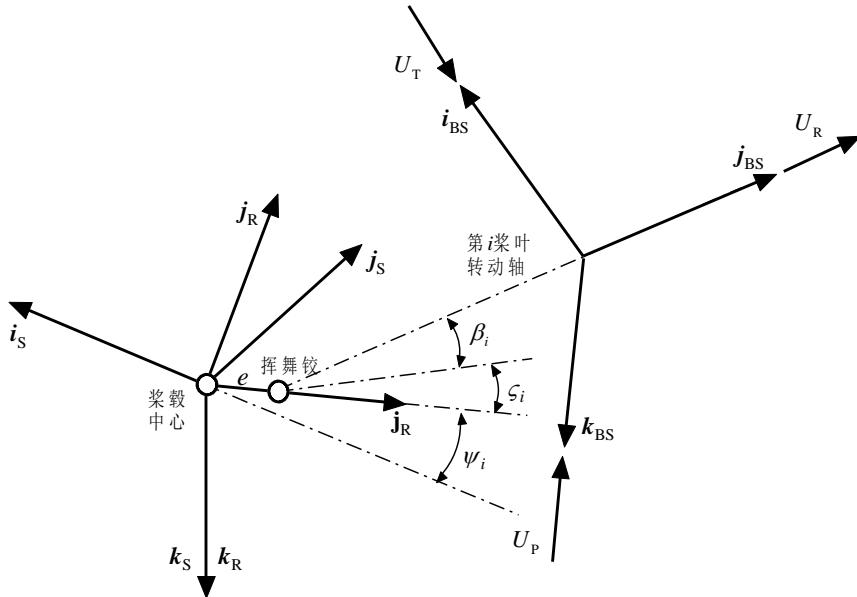


图 3.3 旋翼固定坐标系、旋翼旋转坐标系和桨叶坐标系

6) 尾桨坐标系

尾桨坐标系固定于尾桨桨毂，坐标原点位于尾桨桨毂中心， Z 轴沿尾桨轴指向机身为正， X 轴平行于机体坐标系 X 轴， Y 轴由右手法则确定，如图 3.4 所示。单位方向矢量为 $(\mathbf{i}_{TR}, \mathbf{j}_{TR}, \mathbf{k}_{TR})$ 。尾桨坐标系与机体坐标系的关系由尾桨倾斜角 Γ_{TR} 确定，从机体坐标系到尾桨坐标系的坐标变换矩阵为：

$$\mathbf{T}_B^{TR} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Gamma_{TR} & \sin \Gamma_{TR} \\ 0 & -\sin \Gamma_{TR} & \cos \Gamma_{TR} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

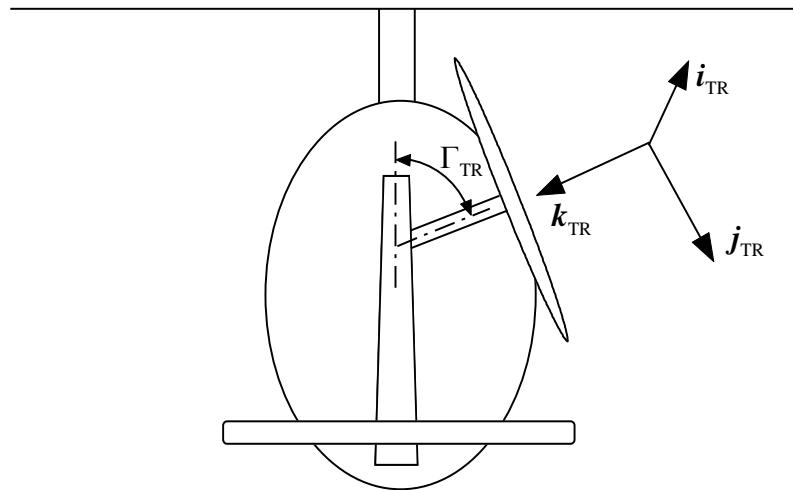


图 3.4 尾桨坐标系

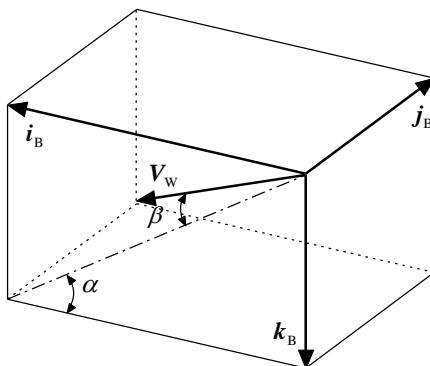


图 3.5 风轴系

7) 风轴系

风轴系定义在与直升机机体相对来流速度的反方向上，原点位于机体上各气动部件的气动中心， X 轴与机体相对来流速度 \mathbf{V}_w 平行但方向与之相反， Z 轴在机体垂直平面内，且与 X 轴垂直向下， Y 轴由右手法则确定，如图 3.5 所示。从机体坐标系到风轴系变换时，先绕 Y 轴旋转 $-\alpha$ 角，再绕 Z 轴旋转 β 角。从风轴系到机体坐标系的坐标变换矩阵为：

$$\mathbf{T}_w^B = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

式中： α 为机体相对来流迎角， β 为机体相对来流侧滑角，且

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w_w}{|u_w|} \quad (3.9)$$

$$\beta = \tan^{-1} \frac{v_w}{\sqrt{u_w^2 + w_w^2}} \quad (3.10)$$

其中： u_w 、 v_w 和 w_w 分别为相对来流速度 \mathbf{V}_w 在机体坐标系中的分量。

3.2.3 旋翼模型

旋翼建模的关键在于如何建立旋翼气动力和力矩计算模型、旋翼桨叶动力学模型和诱导入流动态响应计算模型。三者相互作用，相互影响，构成了如图 3.6 所示的闭环逻辑关系。在此基础上，舰船尾流一方面通过改变桨叶迎角影响旋翼气动力变化，另一方面通过改变旋翼桨盘平面的气流环境影响旋翼诱导入流的动态响应。

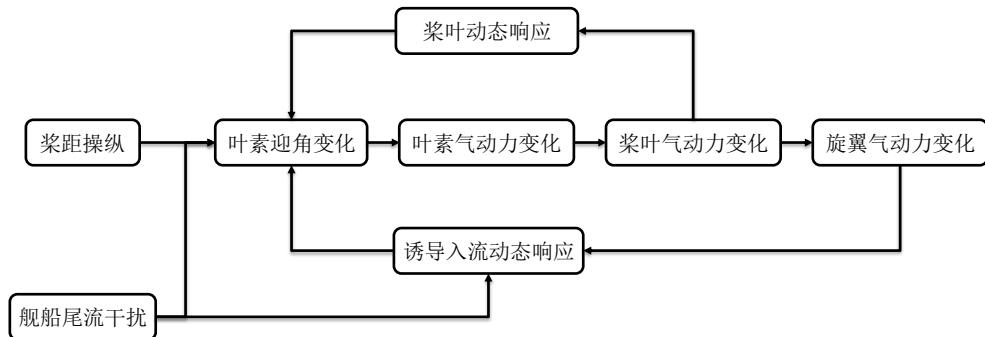


图 3.6 耦合舰船尾流的旋翼非定常动力学特性

本节首先采用叶素理论建立旋翼的气动力和力矩计算模型，在计算中通过将舰船尾流速度分量叠加到旋翼各叶素和旋翼桨盘平面的相对来流速度上计入舰船尾流对旋翼气动特性的影响。在此基础上建立刚性桨叶的挥舞/摆振耦合动力学方程、基于经验的桨叶动态扭转方程和模拟旋翼诱导速度动态特性的动态入流方程。最后推导由机体和旋翼运动导致的惯性力，综合气动力、惯性力和摆振阻尼器力矩建立旋翼作用于机体重心的力和力矩计算模型。

3.2.3.1 旋翼气动力和力矩计算模型

假设机体重心的运动速度矢量 \mathbf{V} 和角速度矢量 $\boldsymbol{\omega}$ 分别为

$$\mathbf{V} = u\mathbf{i}_B + v\mathbf{j}_B + w\mathbf{k}_B \quad (3.11)$$

$$\boldsymbol{\omega} = p\mathbf{i}_B + q\mathbf{j}_B + r\mathbf{k}_B \quad (3.12)$$

桨毂到机体重心的相对位置矢量 \mathbf{r}_H 为

$$\mathbf{r}_H = x_H \mathbf{i}_B + y_H \mathbf{j}_B + z_H \mathbf{k}_B \quad (3.13)$$

则旋翼桨毂运动速度 \mathbf{V}_H 和加速度 \mathbf{a}_H 分别为

$$\mathbf{V}_H = \mathbf{V} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_H \quad (3.14)$$

$$\mathbf{a}_H = \dot{\mathbf{V}} + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_H + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_H) \quad (3.15)$$

式中：桨毂运动速度矢量 \mathbf{V}_H 在机体坐标系中的各分量分别为

$$\begin{aligned} u_H &= u + qz_H - ry_H \\ v_H &= v + rx_H - pz_H \\ w_H &= w - qx_H + py_H \end{aligned} \quad (3.16)$$

桨毂运动加速度矢量 \boldsymbol{a}_H 的各分量分别为

$$\begin{aligned} \dot{u}_H &= \dot{u} - rv + qw - x_H(q^2 + r^2) + y_H(pq - \dot{r}) + z_H(pr + \dot{q}) \\ \dot{v}_H &= \dot{v} - pw + ru + x_H(pq + \dot{r}) - y_H(q^2 + r^2) + z_H(qr - \dot{p}) \\ \dot{w}_H &= \dot{w} + pv - qu + x_H(pr - \dot{q}) + y_H(qr + \dot{p}) - z_H(p^2 + q^2) \end{aligned} \quad (3.17)$$

将桨毂速度、加速度各分量转换到旋翼固定坐标系为

$$\begin{pmatrix} u_s \\ v_s \\ w_s \end{pmatrix} = \mathbf{T}_B^S \begin{pmatrix} u_H \\ v_H \\ w_H \end{pmatrix} \quad (3.18)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{u}_s \\ \dot{v}_s \\ \dot{w}_s \end{pmatrix} = \mathbf{T}_B^S \begin{pmatrix} \dot{u}_H \\ \dot{v}_H \\ \dot{w}_H \end{pmatrix} \quad (3.19)$$

将机体角速度和角加速度各分量转换到旋翼固定坐标系为

$$\begin{pmatrix} p_s \\ q_s \\ r_s \end{pmatrix} = \mathbf{T}_B^S \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (3.20)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_s \\ \dot{q}_s \\ \dot{r}_s \end{pmatrix} = \mathbf{T}_B^S \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} \quad (3.21)$$

假设桨叶上任意一点到旋翼桨毂中心的相对位置矢量 \mathbf{r}_p 为

$$\mathbf{r}_p = e\mathbf{j}_R + r\mathbf{j}_{BS} = x_p\mathbf{i}_s + y_p\mathbf{j}_s + z_p\mathbf{k}_s \quad (3.22)$$

式中： e 为桨叶挥舞铰偏置量， r 为桨叶上任意一点到桨叶根部的距离。相对位置矢量 \mathbf{r}_p 的各分量为：

$$\begin{pmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -e \cos \psi - r \cos \beta \cos(\psi + \varsigma) \\ e \sin \psi + r \cos \beta \sin(\psi + \varsigma) \\ -r \sin \beta \end{pmatrix} \quad (3.23)$$

桨叶上任意一点的运动速度为

$$\mathbf{V}_p = \mathbf{V}_H + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_p \quad (3.24)$$

考虑到旋翼诱导速度及舰船尾流的影响，桨叶坐标系中桨叶上任意一点的相对气流速度矢量 \mathbf{V}_{wp} 为

$$\mathbf{V}_{wp} = -U_T \mathbf{i}_{BS} + U_R \mathbf{j}_{BS} - U_P \mathbf{k}_{BS} \quad (3.25)$$

各分量分别为

$$\begin{aligned} U_T &= \frac{1}{\Omega R} [u_s \sin(\psi + \zeta) + v_s \cos(\psi + \zeta)] - \frac{\varepsilon}{\Omega} (r_s - \Omega) \cos \zeta \\ &\quad + \frac{y_2}{\Omega} \{-(r_s - \Omega - \dot{\zeta}) \cos \beta + \sin \beta [p_s \cos(\psi + \zeta) - q_s \sin(\psi + \zeta)]\} \\ &\quad + U_{T_\lambda} + U_{T_w} \end{aligned} \quad (3.26)$$

$$\begin{aligned} U_R &= \frac{1}{\Omega R} [u_s \cos \beta \cos(\psi + \zeta) - v_s \cos \beta \sin(\psi + \zeta) + w_s \sin \beta] \\ &\quad + \frac{\varepsilon}{\Omega} [\sin \beta (q_s \cos \psi + p_s \sin \psi) + (r_s - \Omega) \cos \beta \sin \zeta] + U_{R_w} + U_{R_w} \end{aligned} \quad (3.27)$$

$$\begin{aligned} U_P &= \frac{1}{\Omega R} [-u_s \sin \beta \cos(\psi + \zeta) + v_s \sin \beta \sin(\psi + \zeta) + w_s \cos \beta] \\ &\quad + \frac{\varepsilon}{\Omega} [\cos \beta (q_s \cos \psi + p_s \sin \psi) - (r_s - \Omega) \sin \beta \sin \zeta] \\ &\quad + \frac{y_2}{\Omega} [-\dot{\beta} + q_s \cos(\psi + \zeta) + p_s \sin(\psi + \zeta)] + U_{P_\lambda} + U_{P_w} \end{aligned} \quad (3.28)$$

式中: ε 为无量纲挥舞铰偏置量, y_2 为从挥舞铰测量的无量纲半径, R 为旋翼桨叶长度, U_{T_w} 、 U_{R_w} 和 U_{P_w} 分别为旋翼各叶素处的舰船尾流速度分量, U_{T_λ} 、 U_{R_λ} 和 U_{P_λ} 分别为旋翼各叶素处的诱导速度分量, 且

$$U_{T_\lambda} = 0 \quad (3.29)$$

$$\begin{aligned} U_{R_\lambda} &= \sin \beta \{[-v_0 - \varepsilon v_{IC} \cos \psi - \varepsilon v_{IS} \sin \psi] \\ &\quad + y_2 [-v_{IC} \cos(\psi + \zeta) - v_{IS} \sin(\psi + \zeta)]\} \end{aligned} \quad (3.30)$$

$$\begin{aligned} U_{P_\lambda} &= \cos \beta \{[-v_0 - \varepsilon v_{IC} \cos \psi - \varepsilon v_{IS} \sin \psi] \\ &\quad + y_2 [-v_{IC} \cos(\psi + \zeta) - v_{IS} \sin(\psi + \zeta)]\} \end{aligned} \quad (3.31)$$

式中: v_0 为旋翼桨盘平面诱导速度的均匀分量, v_{IC} 和 v_{IS} 分别为诱导速度的一阶谐波分量。

由式(3.26)~(3.28)可知相对气流速度 \mathbf{V}_{WP} 的幅值 U_Y 和偏斜角 γ_Y 分别为

$$U_Y = \sqrt{U_T^2 + U_R^2 + U_P^2} \quad (3.32)$$

$$\gamma_Y = \cos^{-1} \frac{|U_T|}{\sqrt{U_T^2 + U_R^2}} \quad (3.33)$$

旋翼桨叶的安装角 θ_G 可以表示为

$$\theta_G = \theta_0 - \theta_{IC} \cos(\psi + \Delta_{SP}) - \theta_{IS} \sin(\psi + \Delta_{SP}) + \theta_{TW} \quad (3.34)$$

式中: Δ_{SP} 为旋翼自动倾斜器提前操纵角, θ_{TW} 为旋翼桨叶负扭角, 可以表示为桨叶径向位置的函数

$$\theta_{TW} = f(\varepsilon + y_2)$$

由桨叶安装角和桨叶相对来流速度各分量, 可得桨叶的叶素迎角为

$$\alpha_Y = \tan^{-1} \left[\frac{(U_T \tan \theta_G + U_P) \cos \gamma_Y}{U_T - U_P \tan \theta_G \cos^2 \gamma_Y} \right]$$

由桨叶的叶素迎角和来流马赫数，通过对风洞试验数据进行插值可以得到旋翼叶素翼型的升力系数 C_{L_Y} 和阻力系数 C_{D_Y} 。则桨叶上第 j 个叶素的气动力为

$$\begin{aligned} F_{P_j} &= \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 S_Y U_Y \left(C_{L_Y} \frac{U_T}{\cos \gamma_Y} + C_{D_Y} U_P \right) \\ F_{T_j} &= \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 S_Y U_Y (C_{D_Y} U_T - C_{L_Y} U_P |\cos \gamma_Y|) \\ F_{R_j} &= \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 S_Y U_Y U_R \left(C_{D_Y} - C_{L_Y} \frac{U_P |\cos \gamma_Y|}{U_T} \right) \end{aligned} \quad (3.35)$$

式中： S_Y 为桨叶叶素的面积。

由桨叶各叶素的气动力可得单片桨叶根部受到的气动力为

$$\begin{aligned} F_P &= \sum_{j=1}^{N_s} F_{P_j} \\ F_T &= \sum_{j=1}^{N_s} F_{T_j} \\ F_R &= \sum_{j=1}^{N_s} F_{R_j} \end{aligned} \quad (3.36)$$

相对于挥舞、摆振铰的气动力矩为

$$\begin{aligned} M_{A_\beta} &= \sum_{j=1}^{N_s} (y_2 R F_P)_j \\ M_{A_\gamma} &= \sum_{j=1}^{N_s} (y_2 R F_T)_j \end{aligned} \quad (3.37)$$

式中： N_s 为每片桨叶的叶素个数。

最后，将各片桨叶的气动力转换到旋翼旋转坐标系为

$$\begin{pmatrix} F_{XA} \\ F_{YA} \\ F_{ZA} \end{pmatrix} = T_{BS}^R \begin{pmatrix} -F_T \\ F_R \\ -F_P \end{pmatrix} \quad (3.38)$$

式中： T_{BS}^R 为坐标变换矩阵 T_{BS}^R 的逆矩阵。

3.2.3.2 桨叶动力学方程

对式(3.24)的桨叶上任意一点的运动速度 \mathbf{V}_p 求导，可得桨叶上任意一点的运动加速度 \mathbf{a}_p 为

$$\mathbf{a}_p = \mathbf{a}_H + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_p + \boldsymbol{\omega} \times \left(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_p + \frac{\partial \mathbf{r}_p}{\partial t} \right) \quad (3.39)$$

由桨叶的运动加速度可得单位长度桨叶的惯性力 $d\mathbf{F}$ 和惯性力矩 $d\mathbf{M}$ 分别为

$$d\mathbf{F} = \rho_b \mathbf{a}_p dr \quad (3.40)$$

$$d\mathbf{M} = \mathbf{r} \times d\mathbf{F} \quad (3.41)$$

式中: ρ_0 为桨叶单位长度质量, \mathbf{r} 为桨叶叶素到桨叶根部的相对位置矢量。

对式(3.41)进行积分可得作用于挥舞、摆振铰的惯性力矩分别为

$$M_{\beta_i} = L_t = \int_0^R -r \rho a_{ZPBS} dr \quad (3.42)$$

$$M_{\zeta_i} = -N_t = -\int_e^R -r \rho a_{XPBS} dr = \int_e^R r \rho a_{XPBS} dr \quad (3.43)$$

式中: ρ 为空气密度, a_{XPBS} 、 a_{YPBS} 和 a_{ZPBS} 分别为桨叶上任意一点加速度 \mathbf{a}_p 在桨叶坐标系中的分量, 且

$$\begin{pmatrix} a_{XPBS} \\ a_{YPBS} \\ a_{ZPBS} \end{pmatrix} = \mathbf{T}_R^{BS} \begin{pmatrix} a_{XP} \\ a_{YP} \\ a_{ZP} \end{pmatrix} \quad (3.44)$$

本文将桨叶的挥舞、摆振运动方程建立在桨叶坐标系中, 且只针对铰接式旋翼。由铰链处气动力矩、惯性力矩和摆振阻尼器所产生的力矩平衡可知

$$M_{\beta_A} + M_{\beta_i} + M_{\beta_K} + M_{\beta_{LD}} = 0 \quad (3.45)$$

$$M_{\zeta_A} + M_{\zeta_i} + M_{\zeta_K} + M_{\zeta_{LD}} = 0 \quad (3.46)$$

式中: M_{β_K} 、 M_{ζ_K} 分别为挥舞、摆振铰的弹簧约束力矩, $M_{\beta_{LD}}$ 、 $M_{\zeta_{LD}}$ 分别为摆振阻尼器相对挥舞、摆振铰的力矩。对式(3.45)和(3.46)求解可得第 i 片桨叶的挥舞、摆振运动方程分别为

$$\begin{aligned} \ddot{\beta}_i = & \frac{S_b}{I_b} \left\{ \cos \beta_i \left\{ \dot{w}_s + e \left[\dot{p}_s \sin \psi_i + \dot{q}_s \cos \psi_i - 2\Omega(-p_s \cos \psi_i + q_s \sin \psi_i) \right] \right\} + \right. \\ & \sin \beta_i \cos \zeta_i \left[-\dot{u}_s \cos \psi_i + \dot{v}_s \sin \psi_i - e(r_s - \Omega)^2 \right] \\ & + \cos^2 \beta_i \left\{ \cos \zeta_i \left[\dot{p}_s \sin \psi_i + \dot{q}_s \cos \psi_i - 2(\Omega + \dot{\zeta}_i)(-p_s \cos \psi_i + q_s \sin \psi_i) \right] \right. \\ & \left. - 2\Omega \sin \zeta_i (p_s \sin \psi_i + q_s \cos \psi_i) \right\} - \sin \beta_i \cos \beta_i (r_s - \Omega - \dot{\zeta}_i)^2 - (r_s - \Omega - \dot{\zeta}_i)^2 \\ & \left. + \frac{(M_{LD_\beta} + M_{A_\beta})_i}{I_b} \right\} \end{aligned} \quad (3.47)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\zeta}_i = & \frac{S_b}{I_b \cos \beta_i} \left\{ \sin \zeta_i \left[(\dot{v}_s \sin \psi_i - \dot{u}_s \cos \psi_i) - e(r_s - \Omega)^2 \right] - \right. \\ & \cos \zeta_i \left[\dot{u}_s \sin \psi_i + \dot{v}_s \cos \psi_i - e(\dot{r}_s - \dot{\Omega}) \right] \\ & \left. + \frac{\sin \beta_i}{\cos \beta_i} \left[2\dot{\beta}_i(\dot{\zeta}_i - r_s + \Omega) + \dot{q}_s \sin(\psi + \zeta)_i - \dot{p}_s \cos(\psi + \zeta)_i \right] \right\} \\ & + 2\dot{\beta}_i \left[\cos \zeta_i (-p_s \cos \psi_i + q_s \sin \psi_i) + \sin \zeta_i (p_s \sin \psi_i + q_s \cos \psi_i) \right] \\ & + (\dot{r}_s - \dot{\Omega}) + \left[\frac{M_{LD_\zeta}}{I_b \cos^2 \beta} - \frac{M_{A_\zeta}}{I_b \cos \beta} \right]_i \end{aligned} \quad (3.48)$$

式中: S_b 为桨叶静距, I_b 为桨叶惯性矩。

由旋翼旋转坐标系到固定坐标系的多桨叶坐标变换^[42]可以得到桨叶挥舞、摆振角在旋翼固定坐标系的坐标分量分别为

MCT method for rotor flap and lag motion

$$\begin{aligned}\beta_0 &= \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \beta_i \\ \beta_{lc} &= \frac{2}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \beta_i \cos \psi_i \\ \beta_{ls} &= \frac{2}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \beta_i \sin \psi_i \\ \beta_{2F} &= \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \beta_i (-1)^i\end{aligned}\tag{3.49}$$

$$\begin{aligned}\zeta_0 &= \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \zeta_i \\ \zeta_{lc} &= \frac{2}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \zeta_i \cos \psi_i \\ \zeta_{ls} &= \frac{2}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \zeta_i \sin \psi_i \\ \zeta_{2L} &= \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} \zeta_i (-1)^i\end{aligned}\tag{3.50}$$

式中： β_0 、 β_{lc} 、 β_{ls} 和 β_{2F} 为旋翼固定坐标系的挥舞运动角， ζ_0 、 ζ_{lc} 、 ζ_{ls} 和 ζ_{2L} 为旋翼固定坐标系的摆振运动角， N_b 为旋翼桨叶片数。

3.2.3.3 旋翼入流模型

本文采用动态入流理论模拟旋翼桨盘平面的诱导速度分布和动力学变化特性。动态入流模型是一种非定常模型，现已用于桨叶载荷的精确分析。实践证明，Pitt 和 Peters 的一阶谐波入流模型^[47, 48]比较成熟，适于直升机飞行动力学分析的应用。

1) 旋翼来流比、入流比和尾迹角

由式(3.18)可得在旋翼固定坐标系中的桨毂无量纲运动速度为

$$\begin{aligned}\mu_{xs} &= \frac{1}{\Omega R} u_s \\ \mu_{ys} &= \frac{1}{\Omega R} v_s \\ \mu_{zs} &= \frac{1}{\Omega R} w_s\end{aligned}\tag{3.51}$$

综合旋翼桨毂运动、舰船尾部气流速度以及旋翼诱导速度的影响，旋翼桨盘平面的来流比 μ 和入流比 λ 分别为

$$\mu = \sqrt{(\mu_{xs} - \mu_{xG})^2 + (\mu_{ys} - \mu_{yG})^2} \tag{3.52}$$

$$\lambda = -\mu_{ZS} + v_0 + \mu_{ZG} \quad (3.53)$$

式中： μ_{XG} 、 μ_{YG} 和 μ_{ZG} 分别为旋翼桨盘平面的平均无量纲舰船尾流速度分量。

旋翼尾迹角 χ 的定义如图 3.7 所示，其值由旋翼桨盘平面的来流比、入流比和旋翼后倒角共同决定，即

$$\chi = \tan^{-1} \left(\frac{\mu_{XS} - \mu_{XG}}{|\lambda|} \right) - \beta_{lc} \quad (3.54)$$

2) 动态入流模型

dynamic inflow

旋翼桨盘平面无量纲诱导速度的一阶谐波分布形式可表示为

$$v_i = v_0 + v_{ic} r \cos \psi + v_{is} r \sin \psi \quad (3.55)$$

则由 Pitt 和 Peters 的动态入流理论可知，风轴系中的旋翼诱导速度各分量动力学方程为

$$\frac{1}{\Omega} \boldsymbol{\tau} \begin{pmatrix} \dot{v}_{ow} \\ \dot{v}_{isw} \\ \dot{v}_{icw} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v_{ow} \\ v_{isw} \\ v_{icw} \end{pmatrix} = k_{iv} \boldsymbol{L} \begin{pmatrix} C_{tw} \\ C_{lw} \\ C_{mw} \end{pmatrix} \quad (3.56)$$

式中： v_{ow} 、 v_{isw} 和 v_{icw} 分别为在风轴系中的旋翼诱导速度分量， k_{iv} 为直升机悬停、小速度状态的旋翼诱导速度修正因子，用于考虑旋翼尾迹收缩效应引起的诱导速度变化， C_{tw} 、 C_{lw} 和 C_{mw} 分别为在风轴系中的旋翼气动拉力系数、气动滚转和俯仰力矩系数，且

$$\boldsymbol{\tau} = \begin{bmatrix} \frac{4}{v_T 3\pi} & 0 & \frac{-1}{12v_M} \tan \frac{\chi}{2} \\ 0 & \frac{64}{45\pi v_M (1+\cos \chi)} & 0 \\ \frac{5}{8v_T} \tan \frac{\chi}{2} & 0 & \frac{64 \cos \chi}{45\pi v_M (1+\cos \chi)} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{L} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2v_T} & 0 & \frac{15\pi}{64v_M} \tan \frac{\chi}{2} \\ 0 & \frac{-4}{v_M (1+\cos \chi)} & 0 \\ \frac{15\pi}{64v_T} \tan \frac{\chi}{2} & 0 & \frac{-4 \cos \chi}{v_M (1+\cos \chi)} \end{bmatrix}$$

其中

$$v_T = \sqrt{(\mu^2 + \lambda^2)}$$

$$v_M = \frac{[\mu^2 + \lambda(\lambda + v_0)]}{v_T}$$

动态入流理论是建立在风轴系中的，而气动力和力矩系数 C_T 、 C_L 和 C_M 则是定义在机体坐标系中的，它们之间的转换关系由旋翼桨盘平面的侧滑角 β_w 确定，即

$$\begin{pmatrix} C_{TW} \\ C_{LW} \\ C_{MW} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta_w & \sin \beta_w \\ 0 & -\sin \beta_w & \cos \beta_w \end{bmatrix} \begin{pmatrix} C_T \\ C_L \\ C_M \end{pmatrix} \quad (3.57)$$

式中：旋翼桨盘平面的侧滑角 β_w 为

$$\beta_w = \tan^{-1} \frac{\mu_{YS} - \mu_{YG}}{\sqrt{(\mu_{XS} - \mu_{XG})^2 + (\mu_{YS} - \mu_{YG})^2}} \quad (3.58)$$

C_T 、 C_L 和 C_M 可以通过下式计算

$$\begin{aligned} C_T &= \frac{1}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \sum_{i=1}^{N_b} -(F_{ZA})_i \\ C_L &= -\frac{1}{\rho \pi R^3 (\Omega R)^2} \sum_{i=1}^{N_b} [M_{A_\beta} \sin(\psi + \varsigma)]_i \\ C_M &= -\frac{1}{\rho \pi R^3 (\Omega R)^2} \sum_{i=1}^{N_b} [M_{A_\beta} \cos(\psi + \varsigma)]_i \end{aligned}$$

其中： F_{ZA} 、 M_{A_β} 和 M_{A_ς} 的计算分别见式(3.37)和(3.38)。同理，风轴系中的诱导速度各分量分别为

$$\begin{pmatrix} v_{0W} \\ v_{ISW} \\ v_{ICW} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta_w & \sin \beta_w \\ 0 & -\sin \beta_w & \cos \beta_w \end{bmatrix} \begin{pmatrix} v_0 \\ v_{IS} \\ v_{IC} \end{pmatrix} \quad (3.59)$$

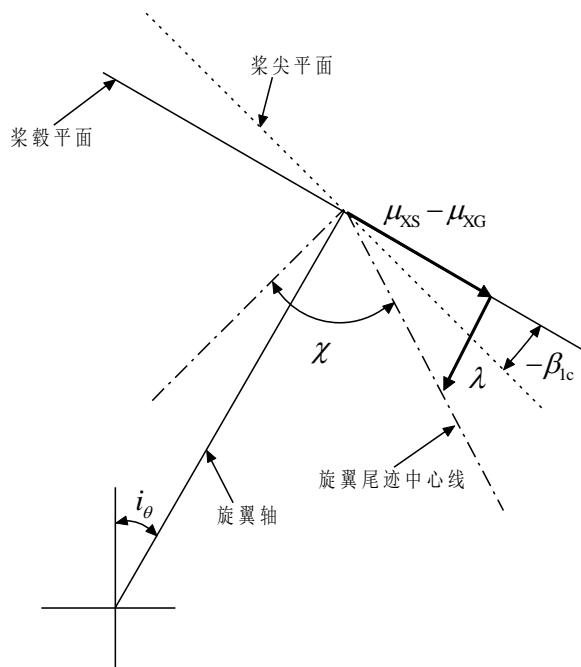


图 3.7 旋翼尾迹角

3.2.3.4 舰船尾流对旋翼的气动干扰计算模型

舰船尾流是随时空变化的。由于旋翼的旋转和桨叶的挥舞、摆振运动，旋翼各桨叶叶素的相对来流速度也在随时空变化。但舰船尾流的时空变化与旋翼桨叶叶素相对来流速度的时空变化之间不存在固定的对应关系。为考虑舰船尾流时空变化和桨叶运动时空变化的影响，本文首先计入旋翼桨叶的旋转、挥舞和摆振运动计算任意时刻旋翼各桨叶叶素在舰船尾流空间的位置坐标，然后根据该时刻和桨叶叶素的位置坐标对时空变化的舰船尾流模型进行一维时间插值和三维空间插值，计入舰船尾流时空变化的影响，得到每一时刻旋翼各桨叶叶素的舰船尾流干扰速度，并叠加到各桨叶叶素的相对来流速度上模拟舰船尾流对直升机飞行状态的影响。

假设任意时刻 t 由旋翼参数、直升机重心位置以及直升机状态可得旋翼的第 i 片桨叶上第 j 个叶素的位置矢量 $\mathbf{R}_{P_{i,j}}$ 为

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{P_{i,j}} = & \mathbf{T}_G^{SH} \begin{pmatrix} x_{CG} \\ y_{CG} \\ z_{CG} \end{pmatrix} + \mathbf{T}_G^{SH} \mathbf{T}_B^G \begin{pmatrix} x_H \\ y_H \\ z_H \end{pmatrix} + \mathbf{T}_G^{SH} \mathbf{T}_B^G \mathbf{T}_S^B \mathbf{T}_R^S \begin{pmatrix} 0 \\ e \\ 0 \end{pmatrix} \\ & + \mathbf{T}_G^{SH} \mathbf{T}_B^G \mathbf{T}_S^B \mathbf{T}_R^S \mathbf{T}_{BS}^R \begin{pmatrix} 0 \\ r \\ 0 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (3.60)$$

式中： $(x_{CG}, y_{CG}, z_{CG})^T$ 为重心在惯性坐标系的位置坐标，通过对下式运动学方程积分获得

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_{CG} \\ \dot{y}_{CG} \\ \dot{z}_{CG} \end{pmatrix} = \mathbf{T}_B^G \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (3.61)$$

其中 \mathbf{T}_{BS}^R 为旋翼桨叶坐标系到旋翼旋转坐标系的坐标变换矩阵，为随时间变化的桨叶挥舞角 β_i 和摆振角 ς_i 的函数； \mathbf{T}_R^S 为旋翼旋转坐标系到旋翼固定坐标系的坐标变换矩阵，为随时间变化的桨叶相位角 ψ_i 的函数； \mathbf{T}_S^B 为旋翼固定坐标系到机体坐标系的坐标变换矩阵； \mathbf{T}_B^G 为机体坐标系到惯性坐标系的坐标变换矩阵，为随时间变化的机体欧拉角 Φ 、 Θ 和 Ψ 的函数； \mathbf{T}_G^{SH} 为惯性坐标系到舰船坐标系的坐标变换矩阵。

假设第 i 片桨叶上第 j 个叶素的位置矢量 $\mathbf{R}_{P_{i,j}}$ 在舰船坐标系的分量为 x 、 y 和 z ，基于 2.3.2 节建立的 POD 重构舰船尾流模型，本文以该叶素处的垂向舰船尾流速度分量为例，说明怎样计算得到在任意 t 时刻旋翼各叶素处的舰船尾流速度。

由于 POD 重构舰船尾流模型由舰船尾流速度的时均分量和在 POD 各模态中的扰动分量组成，因此在计算 POD 重构舰船尾流模型空间内的任意一点 (x, y, z) 在任意一时刻 t 的舰船尾流垂向速度 W 时，首先需要计算其在舰船尾流时均流场中的分量 W_0 和在各模态中的分量 W_i 。由于时均流场和各模态流场的空间分布相同，因此本文均采用同一插值系数进行任意一点风速的时均分量和各模态分量计算。对于任意一点 (x, y, z) ，可以得到在 POD 重构舰船

尾流中距离其最近的八个网格节点 A 、 B 、 C 、 D 、 E 、 F 、 G 和 H , 如图 3.8 所示。则坐标值最小的网格节点 A 在三维空间均布网格节点的序号 l 、 m 和 n 分别为

$$l = \left\lfloor \frac{x - x_{kmin}}{\Delta d} \right\rfloor + 1, m = \left\lfloor \frac{y - y_{kmin}}{\Delta d} \right\rfloor + 1, n = \left\lfloor \frac{z - z_{kmin}}{\Delta d} \right\rfloor + 1 \quad (3.62)$$

式中: $\lfloor \cdot \rfloor$ 为取整运算符, x_{kmin} 、 y_{kmin} 和 z_{kmin} 分别为舰船尾流空间的最小纵向、横向和垂向坐标。其他七个网格节点在三维空间均布网格节点的序号分别为 $B(l+1, m, n)$ 、 $C(l+1, m+1, n)$ 、 $D(l, m+1, n)$ 、 $E(l, m, n+1)$ 、 $F(l+1, m, n+1)$ 、 $G(l+1, m+1, n+1)$ 和 $H(l, m+1, n+1)$ 。

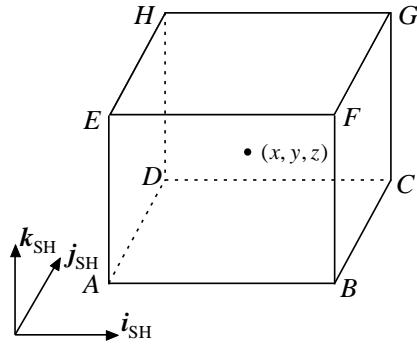


图 3.8 三维空间线性插值

本文采用三维线性插值方法对舰船尾流进行空间插值, 因此可得舰船尾流速度时均分量和各模态分量在任意一点 (x, y, z) 附近八个网格节点的插值系数分别为

$$f_{l+i, m+j, n+k} = (\bar{x})^i (\bar{y})^j (\bar{z})^k (1-\bar{x})^{1-i} (1-\bar{y})^{1-j} (1-\bar{z})^{1-k} \quad (3.63)$$

式中: i 、 j 和 k 均为整数, 取值范围为 0~1。 \bar{x} 、 \bar{y} 和 \bar{z} 分别为

$$\begin{aligned} \bar{x} &= \frac{x - x_{kmin}}{\Delta d} + 1 - l \\ \bar{y} &= \frac{y - y_{kmin}}{\Delta d} + 1 - m \\ \bar{z} &= \frac{z - z_{kmin}}{\Delta d} + 1 - n \end{aligned}$$

由式(3.63)各系数, 可得该点垂向风速的时均分量 W_0 为

$$W_0 = \sum_{i=l}^{l+1} \sum_{j=m}^{m+1} \sum_{k=n}^{n+1} f_{i,j,k} W_p(i, j, k) \quad (3.64)$$

该点的垂向风速在第 p 个 POD 模态中的分量 W_p 为

$$W_p = \sum_{i=l}^{l+1} \sum_{j=m}^{m+1} \sum_{k=n}^{n+1} f_{i,j,k} W_p(i, j, k) \quad (3.65)$$

式中: W_0 和 W_p 分别为空间均布网格节点上的舰船尾流垂向速度稳态分量和第 p 个 POD 模态分量的储存表格, 关于舰船尾流速度存储表格的具体描述见 2.3.2 节, 其中 $p=1, 2 \cdots N_{pod}$ 。

本文采用一维线性插值方法对各 POD 模态系数的时间历程进行插值, 假设直升机进入

POD 重构舰船尾流中的初始时刻为 t_0 , 模态系数的时间间隔为 Δt , 则 t 时刻垂向风速的各模态系数 c_p 分别为

$$c_p = (1 - \bar{t}) c_p(i) + \bar{t} c_p(i+1) \quad (3.66)$$

式中: $i = \lfloor (t - t_0) / \Delta t \rfloor + 1$, $\bar{t} = (t - t_0) / \Delta t + 1 - i$ 。

最终可以得到 t 时刻在舰船尾流空间坐标为 $(x, y, z)^T$ 的第 i 片桨叶上第 j 个叶素的垂向舰船尾流速度为

$$W_{i,j} = W_0 + \sum_{p=1}^{N_{\text{pod}}} (c_p W_p) \quad (3.67)$$

在 t 时刻第 i 片桨叶上第 j 个叶素的纵向舰船尾流速度 $U_{i,j}$ 和横向舰船尾流速度 $V_{i,j}$ 可以采用同样的计算过程获得。

将插值获得的旋翼第 i 片桨叶上第 j 个叶素舰船尾流速度换到桨叶坐标系为

$$\begin{pmatrix} -U_{T_w} \\ U_{R_w} \\ -U_{P_w} \end{pmatrix}_{i,j} = \frac{1}{\Omega R} \mathbf{T}_R^{\text{BS}} \mathbf{T}_S^{\text{R}} \mathbf{T}_B^{\text{S}} \mathbf{T}_G^{\text{B}} \mathbf{T}_{\text{SH}}^{\text{G}} \begin{pmatrix} U_{i,j} \\ V_{i,j} \\ W_{i,j} \end{pmatrix} \quad (3.68)$$

式中: U_{T_w} 、 U_{R_w} 和 U_{P_w} 分别为旋翼叶素的舰船尾流速度切向、展向和垂向分量。

由旋翼各叶素的舰船尾流速度可得旋翼桨盘平面各叶素的平均舰船尾流速度为

$$\begin{aligned} U_{\text{GMR}} &= \sum_{i=1}^{N_b} \sum_{j=1}^{N_s} U_{i,j} \\ V_{\text{GMR}} &= \sum_{i=1}^{N_b} \sum_{j=1}^{N_s} V_{i,j} \\ W_{\text{GMR}} &= \sum_{i=1}^{N_b} \sum_{j=1}^{N_s} W_{i,j} \end{aligned} \quad (3.69)$$

转换到旋翼固定坐标系并无量纲化后可得

$$\begin{pmatrix} \mu_{XG} \\ \mu_{YG} \\ \mu_{ZG} \end{pmatrix} = \frac{1}{\Omega R} \mathbf{T}_B^{\text{S}} \mathbf{T}_G^{\text{B}} \mathbf{T}_{\text{SH}}^{\text{G}} \begin{pmatrix} U_{\text{GMR}} \\ V_{\text{GMR}} \\ W_{\text{GMR}} \end{pmatrix} \quad (3.70)$$

3.2.3.5 旋翼作用于机体重心的力和力矩计算模型

1) 桨叶惯性力计算

对式(3.40)积分可得桨叶作用于桨毂的惯性力为

$$F_{xi} = - \int_0^R \rho_b a_{xp} dr \quad (3.71)$$

$$F_{yi} = - \int_0^R \rho_b a_{yp} dr \quad (3.72)$$

$$F_{zi} = - \int_0^R \rho_b a_{zp} dr \quad (3.73)$$

式中： ρ_b 为桨叶单位长度质量， a_{xp} 、 a_{yp} 、 a_{zp} 分别为桨叶上任意一点加速度 \mathbf{a}_p 在旋翼固定坐标系的分量。将式(3.71)~(3.73) 展开可得第 i 片桨叶根部的惯性力为

$$\begin{aligned} F_{xi} = & S_b \left\{ \cos \beta_i \cos \zeta_i (\dot{r}_s - \dot{\Omega} - \ddot{\zeta}) + 2 \sin \beta_i \cos \zeta_i [\dot{\zeta} \dot{\beta}_i - \dot{\beta}_i (\dot{r}_s - \Omega)] + \right. \\ & \cos \beta_i \sin \zeta_i [\dot{\beta}_i^2 + (\dot{r}_s - \Omega - \dot{\zeta})^2] + 2 \dot{\beta}_i \cos \beta_i (-p_s \cos \psi_i + q_s \sin \psi_i) \\ & \left. + \ddot{\beta}_i \sin \beta_i \sin \zeta_i \right\} - m_b (\dot{u}_s \sin \psi_i + \dot{v}_s \cos \psi_i) \end{aligned} \quad (3.74)$$

$$\begin{aligned} F_{Yi} = & S_b \left\{ \cos \beta_i \cos \zeta_i [\dot{\beta}_i^2 + (\dot{r}_s - \Omega - \dot{\zeta})^2] + \ddot{\beta}_i \sin \beta_i \cos \zeta_i \right. \\ & + \ddot{\zeta} \cos \beta_i \sin \zeta_i - 2 \dot{\beta}_i \cos \beta_i (p_s \sin \psi_i + q_s \cos \psi_i) \left. \right\} \\ & + em_b (\dot{r}_s - \Omega)^2 + m_b (\dot{u}_s \cos \psi_i - \dot{v}_s \sin \psi_i) \end{aligned} \quad (3.75)$$

$$\begin{aligned} F_{Zi} = & S_b \left\{ \ddot{\beta}_i \cos \beta_i - \dot{\beta}_i^2 \sin \beta_i + 2 \dot{\beta}_i \sin \beta_i \cos \zeta_i (p_s \sin \psi_i + q_s \cos \psi_i) \right. \\ & + \cos \beta_i \sin \zeta_i [2(\Omega + \dot{\zeta})(p_s \sin \psi_i + q_s \cos \psi_i) + \dot{q}_s \sin \psi_i - \dot{p}_s \cos \psi_i] \\ & + \cos \beta_i \cos \zeta_i [2(\Omega + \dot{\zeta})(-p_s \cos \psi_i + q_s \sin \psi_i) - (\dot{p}_s \sin \psi_i + \dot{q}_s \cos \psi_i)] \left. \right\} \\ & + em_b [2\Omega(-p_s \cos \psi_i + q_s \sin \psi_i) - (\dot{p}_s \sin \psi_i + \dot{q}_s \cos \psi_i)] - m_b \dot{w}_s \end{aligned} \quad (3.76)$$

式中： m_b 为单片桨叶质量。

2) 摆振阻尼器作用力和力矩

摆振阻尼器产生的力为阻尼器沿轴向伸缩速率的非线性函数。已知阻尼器沿轴向的伸缩速率，通过对摆振阻尼器的实验数据插值可以获得阻尼器产生的力。

摆振阻尼器的运动关系如图 3.9 所示，摆振阻尼器桨毂连接点到桨叶连接点的轴向位移 r_D 为

$$r_D = f(\beta, \zeta, \theta_{LD}) = \sqrt{x_{LD}^2 + y_{LD}^2 + z_{LD}^2} \quad (3.77)$$

式中： x_{LD} 、 y_{LD} 和 z_{LD} 分别为摆振阻尼器桨毂连接点到桨叶连接点的位移矢量在桨叶坐标系的分量，且

$$\begin{aligned} \theta_{LD} &= \theta_G - \theta_{GLD} \\ x_{LD} &= -r_{LD} \cos \theta_{LD} - b_{LD} \sin(\zeta + \zeta_0) + d_{LD} \cos(\zeta + \zeta_0) \\ y_{LD} &= a_{LD} \sin \beta + b_{LD} \cos(\zeta + \zeta_0) \cos \beta + c_{LD} + d_{LD} \cos \beta \sin(\zeta + \zeta_0) \\ z_{LD} &= r_{LD} \sin \theta_{LD} - a_{LD} \cos \beta + b_{LD} \sin \beta \cos(\zeta + \zeta_0) + d_{LD} \sin \beta \sin(\zeta + \zeta_0) \end{aligned}$$

对摆振阻尼器轴向位移 r_D 求导可以得到轴向伸缩速率 \dot{r}_D 为

$$\dot{r}_D = \frac{1}{r_D} \left(x_{LD} \frac{\partial x_{LD}}{\partial t} + y_{LD} \frac{\partial y_{LD}}{\partial t} + z_{LD} \frac{\partial z_{LD}}{\partial t} \right) \quad (3.78)$$

其中：

$$\begin{aligned}\frac{\partial x_{LD}}{\partial t} &= r_{LD} \dot{\theta}_{LD} \sin \theta_{LD} - b_{LD} \dot{\zeta} \cos(\zeta + \zeta_0) - d_{LD} \dot{\zeta} \sin(\zeta + \zeta_0) \\ \frac{\partial y_{LD}}{\partial t} &= a_{LD} \dot{\beta} \cos \beta - b_{LD} [\dot{\zeta} \cos \beta \sin(\zeta + \zeta_0) + \dot{\beta} \sin \beta \cos(\zeta + \zeta_0)] \\ &\quad + d_{LD} [\dot{\zeta} \cos \beta \cos(\zeta + \zeta_0) - \dot{\beta} \sin \beta \sin(\zeta + \zeta_0)] \\ \frac{\partial z_{LD}}{\partial t} &= r_{LD} \dot{\theta}_{LD} \cos \theta_{LD} + a_{LD} \dot{\beta} \sin \beta + b_{LD} [\dot{\beta} \cos \beta \cos(\zeta + \zeta_0) - \dot{\zeta} \sin \beta \sin(\zeta + \zeta_0)] \\ &\quad + d_{LD} [\dot{\beta} \cos \beta \sin(\zeta + \zeta_0) + \dot{\zeta} \sin \beta \cos(\zeta + \zeta_0)]\end{aligned}$$

式中： a_{LD} 、 b_{LD} 、 c_{LD} 、 d_{LD} 、 r_{LD} 和 θ_{LD} 为摆振阻尼器参数。阻尼器扭转角的导数项 $\dot{\theta}_{LD}$ 为

$$\dot{\theta}_{LD} = \dot{\theta}_0 + (\dot{\theta}_{IC} + \Omega \theta_{IS}) \cos \psi + (\dot{\theta}_{IS} - \Omega \theta_{IC}) \sin \psi \quad (3.79)$$

由轴向伸缩速率对摆振阻尼器实验数据插值可以获得摆振阻尼器产生的力 F_{LD} ，其对挥舞、摆振铰产生的力矩为

$$\begin{aligned}M_{LD_\beta} &= -\frac{F_{LD}}{r_D} (z_{LD} c_{LD} + x_{LD} r_{LD} \sin \theta_{LD}) \\ M_{LD_\zeta} &= -\frac{F_{LD}}{r_D} [r_{LD} \cos \theta_{LD} (x_{LD} \cos \beta - z_{LD} \sin \beta) \\ &\quad + y_{LD} (c_{LD} \cos \beta + r_{LD} \sin \theta_{LD} \sin \beta)]\end{aligned} \quad (3.80)$$

最后转换到旋翼旋转坐标系为

$$\begin{aligned}L_{LD} &= M_{LD_\beta} \sin(\psi + \zeta) \\ M_{LD} &= M_{LD_\beta} \cos(\psi + \zeta) \\ N_{LD} &= M_{LD_\zeta}\end{aligned} \quad (3.81)$$

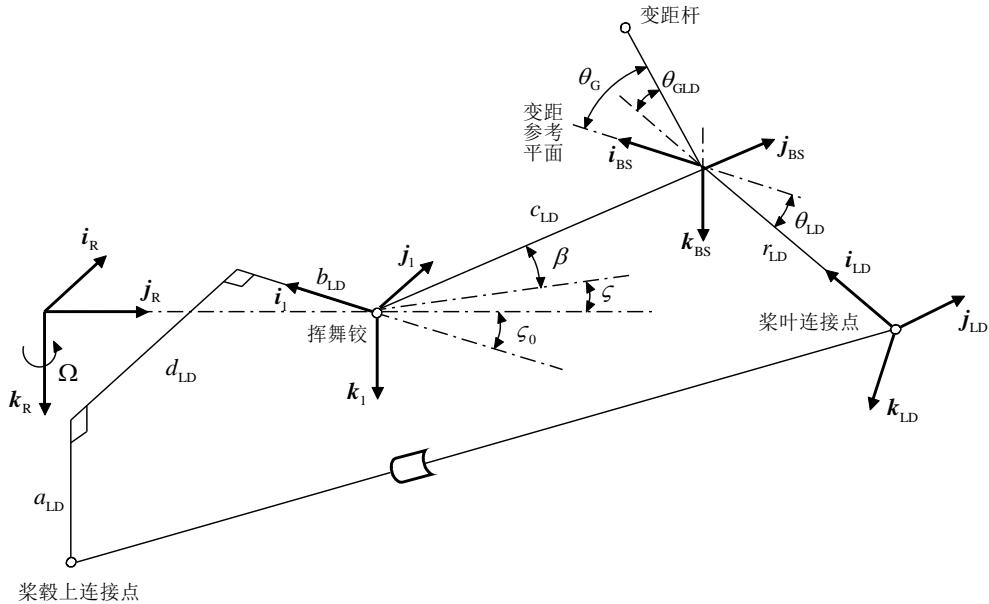


图 3.9 摆振阻尼器运动关系图

3) 旋翼对机体重心的作用力和力矩

各片桨叶根部受到的切力为桨叶上所受气动力和惯性力的合力，由式(3.38)的桨叶气动力和式(3.74)~(3.76)的桨叶惯性力可得旋翼旋转坐标系中桨叶根部合力各分量分别为

$$\begin{aligned} F_{XT} &= F_{XA} + F_{XI} \\ F_{YT} &= F_{YA} + F_{YI} \\ F_{ZT} &= F_{ZA} + F_{ZI} \end{aligned} \quad (3.82)$$

将桨根合力转换到旋翼固定坐标系，然后将各片桨叶的合力叠加可得旋翼固定坐标系中整个旋翼桨毂上的力和力矩分量为

$$\begin{aligned} F_{XH} &= -\sum_{i=1}^{N_b} (F_{XT} \sin \psi - F_{YT} \cos \psi)_i \\ F_{YH} &= -\sum_{i=1}^{N_b} (F_{XT} \cos \psi + F_{YT} \sin \psi)_i \\ F_{ZH} &= -\sum_{i=1}^{N_b} (F_{ZT})_i \end{aligned} \quad (3.83)$$

$$\begin{aligned} L_H &= \sum_{i=1}^{N_b} (eF_{ZT} \sin \psi + L_{LD})_i \\ M_H &= \sum_{i=1}^{N_b} (eF_{ZT} \cos \psi + M_{LD})_i \\ N_H &= -\sum_{i=1}^{N_b} (eF_{XT} - N_{LD})_i \end{aligned} \quad (3.84)$$

最后，将其变换到机体坐标系可得旋翼对机体重心的作用力和力矩分别为

$$\begin{pmatrix} F_{XMR} \\ F_{YMR} \\ F_{ZMR} \end{pmatrix} = T_S^B \begin{pmatrix} F_{XH} \\ F_{YH} \\ F_{ZH} \end{pmatrix} \quad (3.85)$$

$$\begin{pmatrix} L_{MR} \\ M_{MR} \\ N_{MR} \end{pmatrix} = T_S^B \begin{pmatrix} L_H \\ M_H \\ N_H \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} y_H F_{ZMR} - z_H F_{YMR} \\ z_H F_{XMR} - x_H F_{ZMR} \\ x_H F_{YMR} - y_H F_{XMR} \end{pmatrix} \quad (3.86)$$

3.2.4 尾桨模型

本节首先计入舰船尾流的作用建立尾桨气动力和力矩的计算模型。由于尾桨桨叶的挥舞角很小，在建模中忽略尾桨桨叶挥舞运动惯性力的影响。然后基于简化的动态入流理论建立尾桨诱导速度的计算模型。

3.2.4.1 尾桨气动力和力矩计算模型

假设在机体坐标系中尾桨桨毂到直升机重心的相对位置矢量 \mathbf{r}_{TR} 为

$$\mathbf{r}_{TR} = x_{TR} \mathbf{i}_B + y_{TR} \mathbf{j}_B + z_{TR} \mathbf{k}_B \quad (3.87)$$

由尾桨到机体重心的相对位置、直升机重心位置以及飞行状态可得尾桨在舰船坐标系的位置坐标 \mathbf{R}_{TR} 为

$$\mathbf{R}_{TR} = T_G^{SH} \begin{pmatrix} x_{CG} \\ y_{CG} \\ z_{CG} \end{pmatrix} + T_G^{SH} T_B^G \begin{pmatrix} x_{TR} \\ y_{TR} \\ z_{TR} \end{pmatrix} \quad (3.88)$$

由尾桨在舰船坐标系的位置坐标 \mathbf{R}_{TR} ，通过对 POD 重构舰船尾流模型的时空插值可以得到此时位置坐标 \mathbf{R}_{TR} 处三个方向的舰船尾流速度稳态分量 U_0 、 V_0 和 W_0 以及在第 p 个舰船尾流模态中的分量 U_p 、 V_p 和 W_p 和模态系数 a_p 、 b_p 和 c_p ，因此尾桨处的舰船尾流速度为

$$\begin{aligned} U &= U_0 + \sum_{p=1}^{N_{\text{pod}}} (a_p U_p) \\ V &= V_0 + \sum_{p=1}^{N_{\text{pod}}} (b_p V_p) \\ W &= W_0 + \sum_{p=1}^{N_{\text{pod}}} (c_p W_p) \end{aligned} \quad (3.89)$$

将插值获得的尾桨处舰船尾流速度转换到机体坐标系为

$$\begin{pmatrix} U_{\text{TR}} \\ V_{\text{TR}} \\ W_{\text{TR}} \end{pmatrix} = \mathbf{T}_G^B \mathbf{T}_{\text{SH}}^G \begin{pmatrix} U \\ V \\ W \end{pmatrix} \quad (3.90)$$

由机体运动速度、角速度和尾桨桨毂的相对位置坐标可得尾桨桨毂的运动速度 \mathbf{V}_{TR} 为

$$\mathbf{V}_{\text{TR}} = \mathbf{V} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{\text{TR}} \quad (3.91)$$

考虑到舰船尾流的影响以及旋翼、机身对尾桨的气动干扰，在机体坐标轴系中的尾桨相对气流速度各分量分别为

$$\begin{aligned} u_{\text{TR}} &= k_{\text{QTR}} (u + U_{\text{TR}}) + qz_{\text{TR}} - ry_{\text{TR}} + u_{\text{ITR}} \\ v_{\text{TR}} &= k_{\text{QTR}} (v + V_{\text{TR}}) - pz_{\text{TR}} + rx_{\text{TR}} + v_{\text{ITR}} \\ w_{\text{TR}} &= k_{\text{QTR}} (w + W_{\text{TR}}) + py_{\text{TR}} - qx_{\text{TR}} + w_{\text{ITR}} \end{aligned} \quad (3.92)$$

式中： k_{QTR} 为尾桨动压损失系数， U_{TR} 、 V_{TR} 和 W_{TR} 为尾桨处的舰船尾流速度分量， u_{ITR} 、 v_{ITR} 和 w_{ITR} 为旋翼和机身对尾桨的气动干扰速度分量。

将尾桨的相对气流速度变换到尾桨坐标系可得

$$\begin{pmatrix} u'_{\text{TR}} \\ v'_{\text{TR}} \\ w'_{\text{TR}} \end{pmatrix} = \mathbf{T}_B^{\text{TR}} \begin{pmatrix} u_{\text{TR}} \\ v_{\text{TR}} \\ w_{\text{TR}} \end{pmatrix} \quad (3.93)$$

转化为无量纲形式后为

$$\begin{aligned} \mu_{x\text{TR}} &= \frac{u'_{\text{TR}}}{\Omega_{\text{TR}} R_{\text{TR}}} \\ \mu_{y\text{TR}} &= \frac{v'_{\text{TR}}}{\Omega_{\text{TR}} R_{\text{TR}}} \\ \mu_{z\text{TR}} &= \frac{w'_{\text{TR}}}{\Omega_{\text{TR}} R_{\text{TR}}} \end{aligned} \quad (3.94)$$

式中： Ω_{TR} 为尾桨转速， R_{TR} 为尾桨半径。

由动量理论^[124]可得尾桨拉力为

$$T_{\text{TR}} = 2\rho (\pi R_{\text{TR}})^2 v_{0\text{TR}} V_{\text{TR}} (\Omega_{\text{TR}} R_{\text{TR}})^2 K_{\text{BLKTR}} \quad (3.95)$$

式中: $v_{0\text{TR}}$ 为尾桨桨盘平面的均匀诱导速度, K_{BLKTR} 为垂尾对尾桨的阻塞系数, $V_{T_{\text{TR}}}$ 为

$$V_{T_{\text{TR}}} = \sqrt{(\mu_{\text{TR}}^2 + \lambda_{\text{TR}}^2)} \quad (3.96)$$

式中: μ_{TR} 和 λ_{TR} 分别为尾桨桨盘平面相对来流速度的前进比和入流比, 且

$$\mu_{\text{TR}} = \sqrt{\mu_{\text{XTR}}^2 + \mu_{\text{YTR}}^2} \quad (3.97)$$

$$\lambda_{\text{TR}} = -\mu_{\text{ZTR}} + v_{0\text{TR}} \quad (3.98)$$

由尾桨拉力及尾桨相对机体重心的位置矢量可得尾桨作用于直升机重心的力和力矩分别为

$$\begin{aligned} F_{\text{XTR}} &= 0 \\ F_{\text{YTR}} &= T_{\text{TR}} \sin \Gamma_{\text{TR}} \\ F_{\text{ZTR}} &= -T_{\text{TR}} \cos \Gamma_{\text{TR}} \end{aligned} \quad (3.99)$$

$$\begin{aligned} L_{\text{TR}} &= -F_{\text{YTR}} z_{\text{TR}} + F_{\text{ZTR}} y_{\text{TR}} \\ M_{\text{TR}} &= -F_{\text{ZTR}} x_{\text{TR}} + F_{\text{XTR}} z_{\text{TR}} \\ N_{\text{TR}} &= -F_{\text{XTR}} y_{\text{TR}} + F_{\text{YTR}} x_{\text{TR}} \end{aligned} \quad (3.100)$$

3.2.4.2 尾桨诱导速度模型

尾桨桨叶安装角 θ'_{TR} 可表示为

$$\theta'_{\text{TR}} = \theta_{\text{TR}} - T_{\text{TR}} \frac{\partial a_0}{\partial T_{\text{TR}}} \tan \delta_{3\text{TR}} + \theta_{\text{BIAS}} \quad (3.101)$$

式中: θ_{TR} 是脚蹬操纵引起的尾桨桨叶几何迎角, $\partial a_0 / \partial T_{\text{TR}}$ 为尾桨拉力改变引起的尾桨桨距角, $\delta_{3\text{TR}}$ 为尾桨的挥舞变距耦合角, θ_{BIAS} 为对尾桨桨叶线性负扭的经验修正角。

由 Bailey 关系^[125]可得尾桨拉力系数为

$$C_{T_{\text{TR}}} = 2V_{T_{\text{TR}}} \left[\frac{\frac{\sigma_{\text{TR}} a_{\text{TR}}}{2} (\mu_{\text{ZTR}} t_{3,1} + \theta'_{\text{TR}} t_{3,2} + \theta_{1\text{TR}} t_{3,3})}{2V_{T_{\text{TR}}} + \frac{\sigma_{\text{TR}} a_{\text{TR}}}{2} t_{3,1}} \right] \quad (3.102)$$

式中: a_{TR} 为尾桨桨叶翼型的升力线斜率, $\theta_{1\text{TR}}$ 为尾桨桨叶线性负扭角, σ_{TR} 为尾桨实度, 且

$$\sigma_{\text{TR}} = \frac{N_{\text{TR}} c_{\text{TR}}}{\pi R_{\text{TR}}} \quad (3.103)$$

其中: N_{TR} 为尾桨桨叶片数, c_{TR} 为尾桨桨叶弦长, π 为圆周率。Bailey 系数 $t_{3,1}$ 、 $t_{3,2}$ 和 $t_{3,3}$ 分别为

$$\begin{aligned} t_{3,1} &= \frac{B_{\text{TR}}^2}{2} + \frac{\mu_{\text{TR}}^2}{4} \\ t_{3,2} &= \frac{B_{\text{TR}}^3}{3} + \frac{\mu_{\text{TR}}^2}{2} \\ t_{3,3} &= \frac{B_{\text{TR}}^4}{4} + \frac{B_{\text{TR}}^2 \mu_{\text{TR}}^2}{4} \end{aligned} \quad (3.104)$$

式中: B_{TR} 位尾桨桨叶的叶端损失系数。

由式(3.102)的尾桨拉力系数, 本文采用忽略谐波项的 Pitt 和 Peters 的一阶谐波入流模型 [47, 48] 模拟尾桨诱导速度的动态变化过程, 即

$$\frac{1}{\Omega_{\text{TR}}} \tau_{11} \dot{v}_{0\text{TR}} + v_{0\text{TR}} = L_{11} C_{T_{\text{TR}}} \quad (3.105)$$

其中系数项 τ_{11} 和 L_{11} 分别为

$$\begin{aligned}\tau_{11} &= \frac{1}{V_{T_{\text{TR}}}} \frac{4}{3\pi} \\ L_{11} &= \frac{1}{2V_{T_{\text{TR}}}}\end{aligned}$$

3.2.5 机体模型

直升机机体由机身、平尾和垂尾三个部分构成。下文首先考虑舰船尾流的作用, 分别就机身、平尾和垂尾进行气动建模, 计算各自作用于直升机重心的气动力和力矩。然后建立机身对机体尾部平尾、垂尾和尾桨的气动干扰模型。最后建立机体刚体运动的动力学方程。

3.2.5.1 机身气动模型

假设机体坐标系中机身气动中心到直升机重心的相对位置矢量 \mathbf{r}_{FS} 为

$$\mathbf{r}_{\text{FS}} = x_{\text{FS}} \mathbf{i}_B + y_{\text{FS}} \mathbf{j}_B + z_{\text{FS}} \mathbf{k}_B \quad (3.106)$$

由机体速度和角速度以及机身到机体中心的相对位置矢量可得机身气动中心的运动速度 \mathbf{V}_{FS} 为

$$\mathbf{V}_{\text{FS}} = \mathbf{V} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{\text{FS}} \quad (3.107)$$

考虑到舰船尾流和旋翼尾迹对机身气流速度的作用, 机身气动中心的相对来流速度各分量分别为

$$\begin{aligned}u_{\text{FS}} &= u + U_{\text{FS}} + qz_{\text{FS}} - ry_{\text{FS}} + u_{\text{IFS}} \\ v_{\text{FS}} &= v + V_{\text{FS}} - pz_{\text{FS}} + rx_{\text{FS}} + v_{\text{IFS}} \\ w_{\text{FS}} &= w + W_{\text{FS}} + py_{\text{FS}} - qx_{\text{FS}} + w_{\text{IFS}}\end{aligned} \quad (3.108)$$

式中: u_{IFS} 、 v_{IFS} 和 w_{IFS} 分别为旋翼对机身的气动干扰速度分量, U_{FS} 、 V_{FS} 和 W_{FS} 为机身处的舰船尾流速度分量, 其计算方法与尾桨相同。

由机身气动中心处的相对来流速度可得机身相对来流速度的迎角、侧滑角和动压分别为

$$\alpha_{\text{FS}} = \tan^{-1} \frac{w_{\text{FS}}}{|u_{\text{FS}}|} \quad (3.109)$$

$$\beta_{\text{FS}} = \tan^{-1} \frac{v_{\text{FS}}}{\sqrt{u_{\text{FS}}^2 + w_{\text{FS}}^2}} \quad (3.110)$$

$$q_{\text{FS}} = \frac{1}{2} \rho (u_{\text{FS}}^2 + v_{\text{FS}}^2 + w_{\text{FS}}^2) \quad (3.111)$$

已知机身迎角和侧滑角, 由风洞试验数据插值可得机身气动力系数和力矩系数分为 $C_{L_{\text{FS}}}$ 、 $C_{D_{\text{FS}}}$ 、 $C_{Y_{\text{FS}}}$ 、 $C_{R_{\text{FS}}}$ 、 $C_{M_{\text{FS}}}$ 和 $C_{N_{\text{FS}}}$ 。于是得到机体坐标系中机身作用于机体重心的气动力和力矩分别为

$$\begin{pmatrix} F_{XFS} \\ F_{YFS} \\ F_{ZFS} \end{pmatrix} = \mathbf{T}_W^B \begin{pmatrix} -S_{FS} q_{FS} C_{D_{FS}} \\ S_{FS} q_{FS} C_{Y_{FS}} \\ -S_{FS} q_{FS} C_{L_{FS}} \end{pmatrix} \quad (3.112)$$

$$\begin{pmatrix} L_{FS} \\ M_{FS} \\ N_{FS} \end{pmatrix} = \mathbf{T}_W^B \begin{pmatrix} C_{R_{FS}} S_{FS} L_{FS} q_{FS} \\ C_{M_{FS}} S_{FS} L_{FS} q_{FS} \\ C_{N_{FS}} S_{FS} L_{FS} q_{FS} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -z_{FS} F_{YFS} + y_{FS} F_{ZFS} \\ -x_{FS} F_{ZFS} + z_{FS} F_{XFS} \\ x_{FS} F_{YFS} - y_{FS} F_{XFS} \end{pmatrix} \quad (3.113)$$

式中： S_{FS} 和 L_{FS} 分别为机身的特征面积和特征长度。

3.2.5.2 平尾气动模型

假设平尾气动中心到直升机重心的相对位置矢量 \mathbf{r}_{HS} 为

$$\mathbf{r}_{HS} = x_{HS} \mathbf{i}_B + y_{HS} \mathbf{j}_B + z_{HS} \mathbf{k}_B \quad (3.114)$$

考虑到舰船尾流的作用以及旋翼、机身对平尾气流速度的气动干扰，平尾气动中心相对来流速度为

$$\begin{aligned} u_{HS} &= k_{QHS} (u + U_{HS}) + qz_{HS} - ry_{HS} + u_{IHS} \\ v_{HS} &= k_{QHS} (v + V_{HS}) - pz_{HS} + rx_{HS} + v_{IHS} \\ w_{HS} &= k_{QHS} (w + W_{HS}) + py_{HS} - qx_{HS} + w_{IHS} \end{aligned} \quad (3.115)$$

式中： k_{QHS} 为平尾的动压损失系数， u_{IHS} 、 v_{IHS} 和 w_{IHS} 分别为旋翼和机身尾迹对平尾的气动干扰速度， U_{HS} 、 V_{HS} 和 W_{HS} 为平尾处的舰船尾流速度分量，其计算方法与尾桨相同。

由平尾气动中心的相对来流速度可得平尾相对来流速度的迎角、侧滑角及动压分别为

$$\alpha_{HS} = \tan^{-1} \left(\frac{w_{HS}}{|u_{HS}|} \right) + i_{HS} \quad (3.116)$$

$$\beta_{HS} = \tan^{-1} \frac{v_{HS}}{\sqrt{u_{HS}^2 + w_{HS}^2}} \quad (3.117)$$

$$q_{HS} = \frac{1}{2} \rho (u_{HS}^2 + v_{HS}^2 + w_{HS}^2) \quad (3.118)$$

式中： i_{HS} 为平尾安装角。对于 UH-60 直升机，平尾安装角的大小由总距操纵杆量、直升机空速、侧向加速度和俯仰角速度共同决定，具体的调节控制规律见文献[126]。

已知平尾的迎角 α_{HS} 和侧滑角 β_{HS} ，根据风洞数据可以得到平尾的升力系数 $C_{L_{HS}}$ 和阻力系数 $C_{D_{HS}}$ 。于是可得平尾在机体坐标系中作用于直升机重心的气动力和气动力矩分别为

$$\begin{pmatrix} F_{XHS} \\ F_{YHS} \\ F_{ZHS} \end{pmatrix} = \mathbf{T}_W^B \begin{pmatrix} -C_{D_{HS}} S_{HS} q_{HS} \\ 0 \\ -C_{L_{HS}} S_{HS} q_{HS} \end{pmatrix} \quad (3.119)$$

$$\begin{pmatrix} L_{HS} \\ M_{HS} \\ N_{HS} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} y_{HS} F_{ZHS} - z_{HS} F_{YHS} \\ -x_{HS} F_{ZHS} + z_{HS} F_{XHS} \\ x_{HS} F_{YHS} - y_{HS} F_{XHS} \end{pmatrix} \quad (3.120)$$

式中: S_{HS} 为平尾面积。

3.2.5.3 垂尾气动模型

假设垂尾气动中心到机体重心的相对位置矢量 \mathbf{r}_{VT} 为

$$\mathbf{r}_{VT} = x_{VT}\mathbf{i}_B + y_{VT}\mathbf{j}_B + z_{VT}\mathbf{k}_B \quad (3.121)$$

考虑到舰船尾流的影响以及旋翼、机身对垂尾的气动干扰速度, 垂尾气动中心相对来流速度为

$$\begin{aligned} u_{VT} &= k_{QVT}(u+U_{VT}) + qz_{VT} - ry_{VT} + u_{IVT} \\ v_{VT} &= k_{QVT}(v+V_{VT}) - pz_{VT} + rx_{VT} + v_{IVT} \\ w_{VT} &= k_{QVT}(w+W_{VT}) + py_{VT} - qx_{VT} + w_{IVT} \end{aligned} \quad (3.122)$$

式中: k_{QVT} 为垂尾的动压损失系数, u_{IVT} 、 v_{IVT} 和 w_{IVT} 为旋翼和机身尾迹对垂尾的气动干扰速度, U_{VT} 、 V_{VT} 和 W_{VT} 为垂尾处的舰船尾流速度分量, 其计算方法与尾桨相同。

由垂尾气动中心的相对来流速度可得垂尾相对来流速度的迎角、侧滑角及动压分别为

$$\alpha_{VT} = \tan^{-1}\left(\frac{v_{VT}}{|u_{VT}|}\right) + i_{VT} \quad (3.123)$$

$$\beta_{VT} = \tan^{-1}\frac{v_{VT}}{\sqrt{u_{VT}^2 + w_{VT}^2}} \quad (3.124)$$

$$q_{VT} = \frac{1}{2}\rho(u_{VT}^2 + v_{VT}^2 + w_{VT}^2) \quad (3.125)$$

式中: i_{VT} 为垂尾安装角。

已知垂尾的迎角和侧滑角, 根据风洞试验数据可得垂尾翼型的升力系数 $C_{L_{VT}}$ 和阻力系数 $C_{D_{VT}}$ 。于是垂尾作用于直升机重心的力和力矩分别为

$$\begin{pmatrix} F_{XVT} \\ F_{YVT} \\ F_{ZVT} \end{pmatrix} = \mathbf{T}_W^B \begin{pmatrix} -C_{D_{VT}} S_{VT} q_{VT} \\ -C_{L_{VT}} S_{VT} q_{VT} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (3.126)$$

$$\begin{pmatrix} L_{VT} \\ M_{VT} \\ N_{VT} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -z_{VT} F_{YVT} + y_{VT} F_{ZVT} \\ -x_{VT} F_{ZVT} + z_{VT} F_{XVT} \\ x_{VT} F_{YVT} - y_{VT} F_{XVT} \end{pmatrix} \quad (3.127)$$

式中: S_{VT} 为垂尾面积。

3.2.5.4 机身对机体尾部的气动干扰模型

本文采用风洞试验方式确定机身对平尾、垂尾和尾桨的气动干扰速度, 并采用一阶惯性环节模拟气动干扰的延迟效应, 如下式所示

$$\tau_{FS} \begin{pmatrix} \dot{v}_Y \\ \dot{v}_Z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v_Y \\ v_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_{Y0} \\ v_{Z0} \end{pmatrix} \quad (3.128)$$

式中: ν_{y_0} 和 ν_{z_0} 分别为通过风洞试验确定的机身对机体尾部的侧洗和下洗气动干扰因子, ν_y 、 ν_z 分别为延迟后的侧洗和下洗气动干扰因子, τ_{fs} 为干扰气流从机身到机体尾部的延迟时间。

3.2.5.5 机体动力学方程

由旋翼、机体和尾桨分别作用于直升机重心的力和力矩可得直升机重心受到的合力和合力矩分别为

$$\mathbf{F} = F_x \mathbf{i}_B + F_y \mathbf{j}_B + F_z \mathbf{k}_B \quad (3.129)$$

$$\mathbf{M} = L \mathbf{i}_B + M \mathbf{j}_B + N \mathbf{k}_B \quad (3.130)$$

其中 \mathbf{F} 和 \mathbf{M} 的各分量分别为

$$\begin{aligned} F_x &= F_{x_{MR}} + F_{x_{FS}} + F_{x_{HS}} + F_{x_{VT}} + F_{x_{TR}} + mg_x \\ F_y &= F_{y_{MR}} + F_{y_{FS}} + F_{y_{HS}} + F_{y_{VT}} + F_{y_{TR}} + mg_y \end{aligned} \quad (3.131)$$

$$\begin{aligned} F_z &= F_{z_{MR}} + F_{z_{FS}} + F_{z_{HS}} + F_{z_{VT}} + F_{z_{TR}} + mg_z \\ L &= L_{MR} + L_{FS} + L_{HS} + L_{VT} + L_{TR} \\ M &= M_{MR} + M_{FS} + M_{HS} + M_{VT} + M_{TR} \end{aligned} \quad (3.132)$$

$$N = N_{MR} + N_{FS} + N_{HS} + N_{VT} + N_{TR}$$

式中: 下标 MR 、 FS 、 HS 、 VT 和 TR 分别代表旋翼、机体、平尾、垂尾和尾桨对直升机重心处合力和合力矩的贡献, m 为直升机除去桨叶的总质量, g_x 、 g_y 和 g_z 分别为重力加速度在三个方向的分量, 且

$$\begin{aligned} g_x &= -g \sin \Theta \\ g_y &= g \sin \Phi \cos \Theta \\ g_z &= g \cos \Phi \cos \Theta \end{aligned} \quad (3.133)$$

由牛顿第二定律和动量矩理论^[127]可得直升机机体的刚体动力学方程分别为

$$\begin{aligned} \dot{u} &= \frac{F_x}{m} - qw + rv \\ \dot{v} &= \frac{F_y}{m} - ru + pw \\ \dot{w} &= \frac{F_z}{m} - pv + qu \end{aligned} \quad (3.134)$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{1}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} \left\{ I_{zz} [L + (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}pq] + I_{xz} [N + (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}qr] \right\} \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_{yy}} [M + (I_{zz} - I_{xx})pr - I_{xz}(p^2 - r^2)] \\ \dot{r} &= \frac{1}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} \left\{ I_{xz} [L + (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}pq] + I_{xx} [N + (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}rq] \right\} \end{aligned} \quad (3.135)$$

式中: I_{xx} 、 I_{yy} 和 I_{zz} 分别为机体绕 X 、 Y 和 Z 轴的惯性矩, I_{xz} 为机体绕 X 和 Z 轴的惯性积。

3.2.6 直升机舰面起降的飞行动力学方程

以上各节分别推导了舰船尾流中的直升机各部件力和力矩, 并形成了旋翼桨叶动力学、

旋翼动态入流、尾桨动态入流、机身气动干扰和刚性机体动力学的非线性常微分方程，最终得到的直升机飞行动力学模型共20个运动自由度，具体包含机体的6个刚体运动自由度、旋翼4片桨叶的挥舞、摆振自由度、旋翼动态入流的3个自由度、尾桨动态入流的1个自由度、机身的1个侧洗和下洗自由度，简化后直升机飞行动力学方程组可以表示为以下形式

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}_G, t) \quad (3.136)$$

式中： \mathbf{x} 为直升机状态向量， \mathbf{u} 为操纵输入向量， \mathbf{w}_G 为各气动部件的舰船尾流速度向量， t 为时间，且

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} u, v, w, p, q, r, \Phi, \Theta, \Psi, \dot{\beta}_1, \dot{\beta}_2, \dot{\beta}_3, \dot{\beta}_4, \beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4, \\ \dot{\zeta}_1, \dot{\zeta}_2, \dot{\zeta}_3, \dot{\zeta}_4, \zeta_1, \zeta_2, \zeta_3, \zeta_4, v_0, v_{IC}, v_{IS}, v_{0TR}, v_Y, v_Z \end{pmatrix}^T \quad (3.137)$$

$$\mathbf{u} = (\delta_{col}, \delta_{lat}, \delta_{lon}, \delta_{ped})^T \quad (3.138)$$

$$\mathbf{w}_G = \begin{bmatrix} (U_{P_w}, U_{R_w}, U_{T_w})_{i,j}, U_{AMR}, V_{AMR}, W_{AMR}, U_{FS}, V_{FS}, W_{FS}, \\ U_{HS}, V_{HS}, W_{HS}, U_{VT}, V_{VT}, W_{VT}, U_{TR}, V_{TR}, W_{TR} \end{bmatrix}^T \quad (3.139)$$

式中：下标 i, j 表示变量为旋翼第 i 片桨叶上第 j 个叶素处的舰船尾流速度， U_{AMR} 、 V_{AMR} 和 W_{AMR} 为旋翼桨盘平面的平均舰船尾流速度分量， U_{FS} 、 V_{FS} 和 W_{FS} 分别为机身处的舰船尾流速度分量， U_{HS} 、 V_{HS} 和 W_{HS} 分别为平尾处的舰船尾流速度分量， U_{VT} 、 V_{VT} 和 W_{VT} 分别为垂尾处的舰船尾流速度分量， U_{TR} 、 V_{TR} 和 W_{TR} 分别为尾桨处的舰船尾流速度分量。

3.3 直升机在舰船尾流中的平衡特性分析

直升机舰面起降过程中受到不同区域舰船尾流的影响，其中远离舰船区域的空气受舰船影响较小，可以看作是均匀舰船尾流；靠近舰船区域的空气流动由于受到舰船上层建筑的影响存在较大的空间变化，属于空间非均匀分布舰船尾流。本节首先进行直升机在静止大气环境的配平计算，通过与飞行试验数据的对比验证基本飞行动力学模型和配平方法的正确性；然后开展直升机在均匀舰船尾流中的配平计算，分析直升机平衡状态随来流风速、风向的变化特点；最后进行直升机在舰面起降点上方非均匀舰船尾流中的配平计算，分析岛型建筑周围非均匀舰船尾流的空间变化对直升机平衡状态的影响。所有计算选用的机型均为UH-60A直升机，该直升机为常规的单旋翼带尾桨直升机，旋翼转向为右旋，尾桨是位于直升机右侧的拉力桨，具体的飞行动力学建模参数见附录A。

3.3.1 飞行动力学模型配平验证

由于直升机旋翼桨叶的周期旋转，直升机的运动呈现出周期性的特点。因此本文采用谐波平衡配平方法^[128]求解直升机稳定飞行时的飞行状态和驾驶员操纵杆量。具体的配平计算方法和求解过程见文献[128]。对于 UH-60A 直升机，操纵杆行程的规定为：横向操纵杆左压使直升机向左滚的极限位置、纵向操纵杆前推使直升机前倾的极限位置、总距操纵杆下压使

直升机下降的极限位置和脚蹬左踩使直升机机头左转的极限位置对应起始行程(0%)。横向操纵杆右压使直升机向右滚转的极限位置、纵向操纵杆后拉使直升机后倒的极限位置、总距操纵杆上提使直升机爬升的极限位置和脚蹬右踩使直升机机头右转的极限位置对应满行程(100%)。

图 3. 10 为根据本文飞行力学模型计算得到的 UH-60A 直升机配平结果以及与文献[50]中在静止大气环境飞行试验数据的对比。其中直升机总重为 7257 kg, 飞行高度为 1600 m。从图中可以看出, 本文计算结果与飞行试验结果吻合良好, 误差基本保持在 10% 之内。需要指出的是动态流入模型无法捕捉到直升机悬停、小速度前飞时旋翼尾迹收缩效应的影响, 会导致由动态入流模型计算的悬停、小速度状态旋翼诱导速度较小, 引起直升机悬停、小速度飞行状态的总距操纵杆量和需用功率计算误差^[50]。本文模型由于在标准动态入流模型中引入了修正因子考虑旋翼尾迹收缩效应的影响, 从而提升了直升机飞行动力学模型计算精度。

3.3.2 直升机在均匀舰船尾流中的配平分析

图 3. 11 为 UH-60A 直升机在均匀舰船尾流中配平的操纵量随来流风速、风向角的变化, 其中直升机总重为 8500 kg, 离舰面高度为 10 m。图中 U_{inf} 为来流风速, θ_w 为来流风向角, 风从直升机左前方吹来时风向角 θ_w 为正, 从直升机右前方吹来时为负。从图中可以看出, 在图中所示的均匀舰船尾流风速和风向角变化范围内, 当直升机配平的纵、横向操纵杆量和总距操纵杆量的变化范围在 40%~70% 之间时, 脚蹬操纵量的变化范围已经达到 0~80%。尤其是对于右侧风, 当来流风向角达到 60° 并且风速达到 20 m/s 以上时, 直升机配平的脚蹬操纵量已经低于脚蹬操纵的最小行程(0%), 使得脚蹬操纵没有余量应对可能出现的突发状况, 危及直升机在右侧风环境中的飞行安全。因此可以得出这样的结论: 脚蹬操纵是限制常规构型右旋旋翼直升机在右侧风中舰面起降的重要因素之一。

从图 3. 11 (a)可以看出, 对于右侧风, 随着风速增加直升机配平的横向操纵杆量增大使滚转姿态向右倾斜; 对于左侧风, 随着风速增加直升机配平的横向操纵杆量减小使滚转姿态向左倾斜。在同样的来流风速和风向角条件下, 右侧风使直升机滚转姿态向右倾斜需要的横向操纵杆量变化小于左侧风使直升机滚转姿态向左倾斜需要的横向操纵杆量变化, 这是因为位于机身右侧的拉力尾桨本身提供了一部分向右的侧向力。

从图 3. 11(b)和(d)可以看出, 直升机在均匀舰船尾流中配平的纵向操纵杆量随来流风速、风向角变化与脚蹬操纵量变化具有一定的关联性。由于 UH-60A 直升机尾桨相对机身有 20° 的上倾角, UH-60A 直升机的操纵线系中存在一个从脚蹬操纵到旋翼纵向周期变距的前向解耦补偿, 因此图 3. 11 (b)中纵向操纵杆量的变化主要是由尾桨拉力及直升机配平的脚蹬操纵量变化引起的。从图 3. 11(d)可以看出, 对于右侧风, 随着来流风速、风向角的增加使直升机向右偏转的脚蹬操纵量减小; 对于左侧风, 随着来流风速、风向角增加直升机配平的脚蹬操纵量增大。这是因为对于右旋旋翼直升机, 在保持脚蹬操纵量不变时右侧风会减小尾桨拉

力，左侧风会增大尾桨拉力。

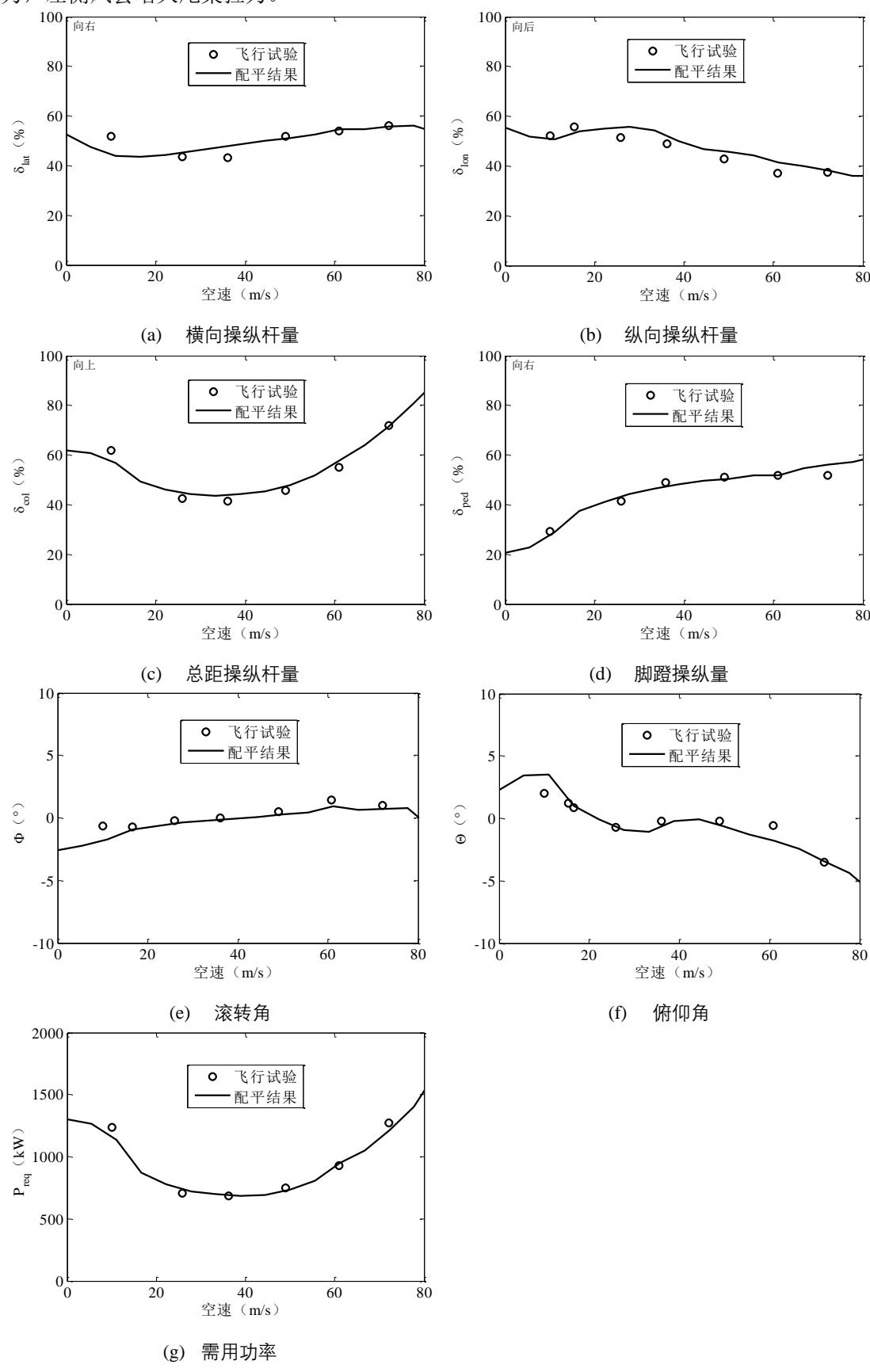
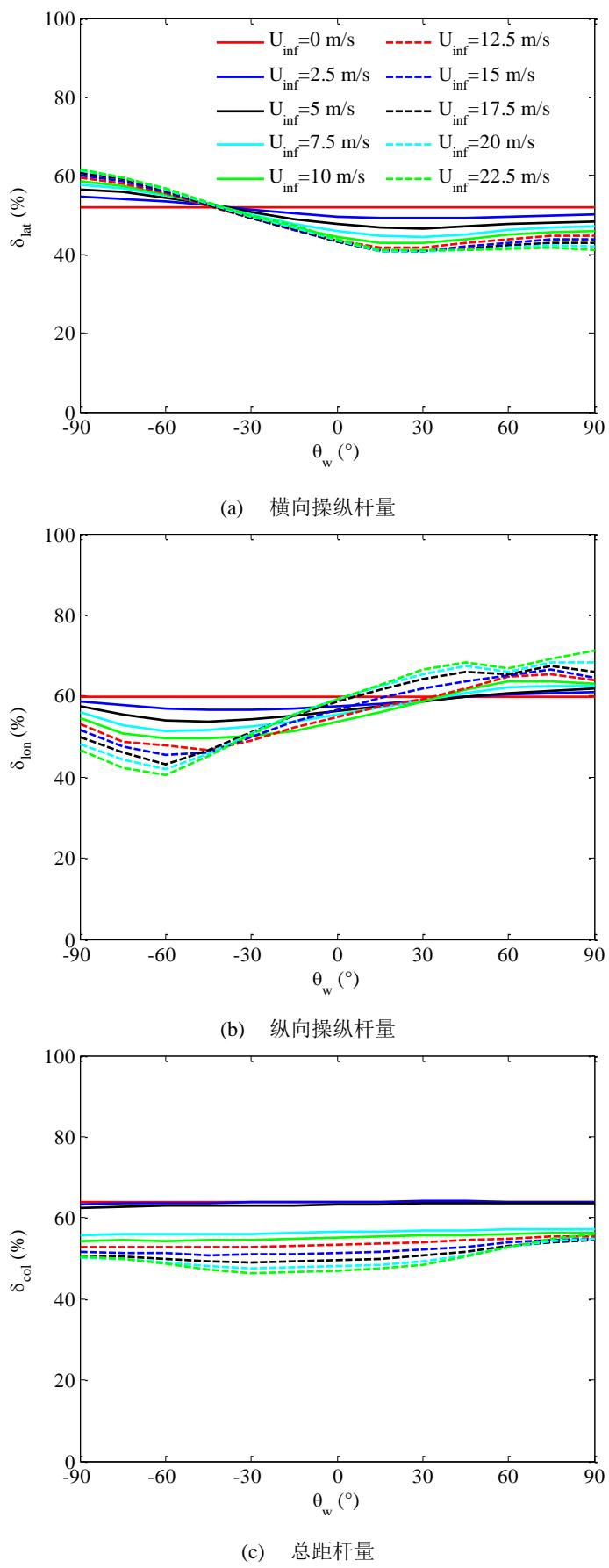


图 3.10 直升机稳定平飞配平结果与飞行试验数据的对比



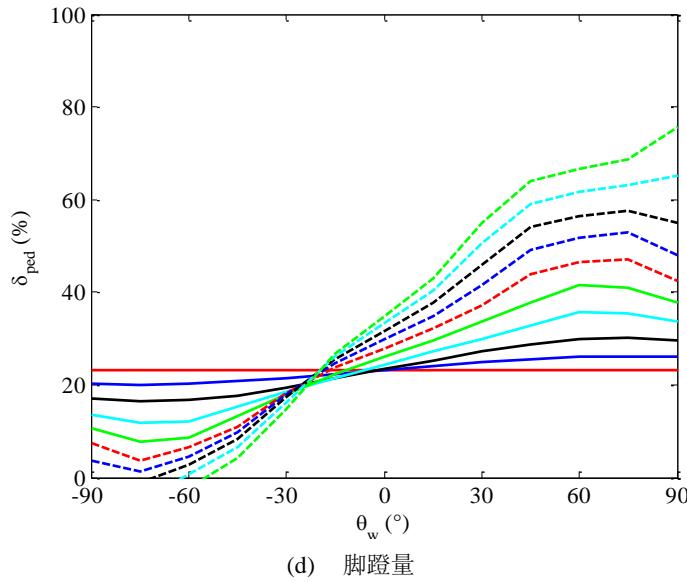


图 3.11 直升机在均匀舰船尾流中配平的操纵量随来流风速和风向角变化

从图 3.11(c)可以看出，总距操纵杆量在同样风向角的来流中随风速的增加而减小，这是因为来流风速的增加相当于增加直升机的空速，而旋翼的诱导功率随直升机空速的增加而减小。另外，当来流风速较大时在同样风速的相对来流中直升机在小风向角侧风中配平的总距操纵杆量小于在大风向角侧风中配平的总距操纵杆量，这是因为与在大侧滑角相对来流中相比，在小侧滑角相对来流中直升机的废阻更小。

图 3.12 为 UH-60 直升机在均匀舰船尾流中配平的姿态角随来流风速、风向角变化。直升机总重及离舰面甲板高度与图 3.11 算例相同。从图 3.12(a)可以看出，对于右侧风，直升机在均匀舰船尾流中配平的滚转角随来流风速、风向角的增加而增大；对于左侧风，滚转角随来流风速、风向角的增加而减小。这与已有研究结论相同，即随着来流风速、风向的变化，为保持平衡，直升机纵、横向操纵杆量变化使直升机姿态更加迎向来流方向倾斜^[129]。除此以外还可以发现，在同样风速、风向角的均匀舰船尾流中，左侧风使直升机滚转姿态向左倾斜的角度大于右侧风使直升机向右倾斜的角度，这是因为位于机身右侧的拉力尾桨本身提供了一部分向右的侧向力。

从图 3.12(b)可以看出，当直升机在小风向角(小于 45°)均匀舰船尾流中配平时，机体俯仰姿态的前倾角随来流风速的增加而增大。当直升机在风向角大于 60° 的均匀舰船尾流中配平时，俯仰姿态角随来流风速变化复杂，这是由大侧滑飞行时直升机机身复杂的阻力特性导致的。另外还可以发现，当直升机在均匀舰船尾流中配平的俯仰角变化范围在正负 5° 之内时，最大滚转角已经超过了 10°。研究表明^[130]过大的直升机姿态角会严重恶化驾驶员相对舰船的视野，危及飞行安全。

图 3.13 为 UH-60A 直升机在均匀舰船尾流中配平的需用功率随来流风速、风向角变化。直升机总重及离舰面甲板高度与图 3.11 算例相同。直升机配平的需用功率随来流风速、风

向角的变化趋势与总距操纵杆量变化基本一致，原因相同。另外，在图中的均匀舰船尾流风速、风向角变化范围内，直升机配平的需用功率较低，UH-60A 直升机发动机的可用功率能够满足直升机在均匀舰船尾流中保持平衡的需要。

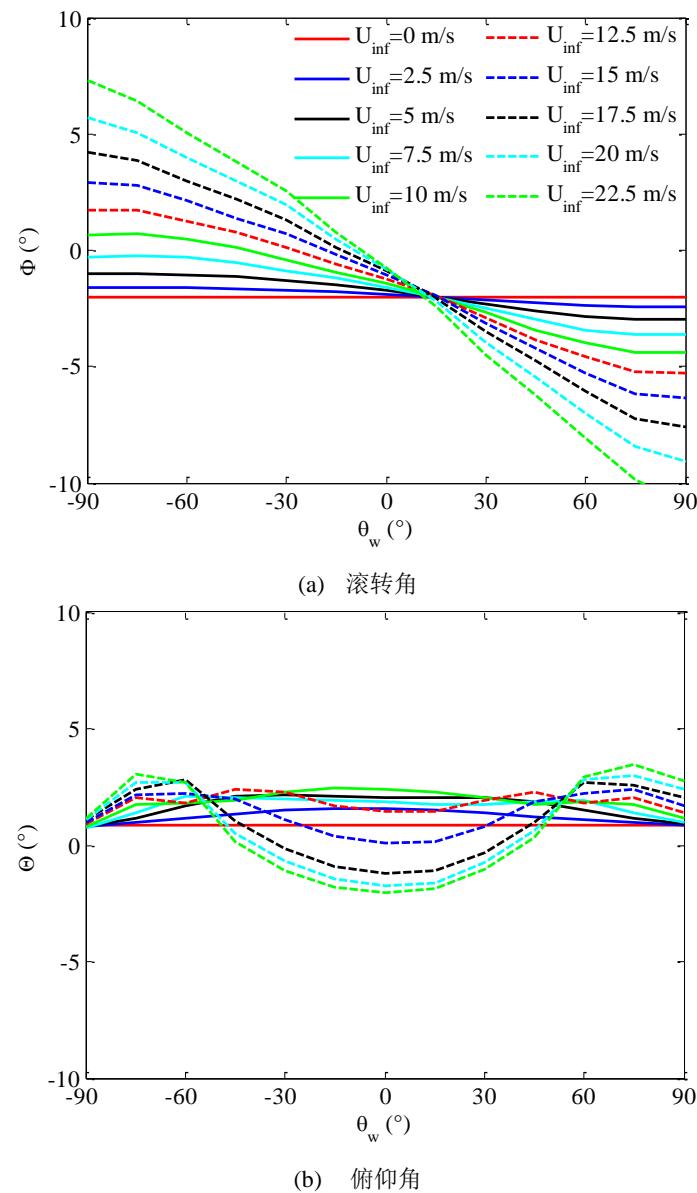


图 3.12 直升机在均匀舰船尾流中配平的姿态角随来流风速和风向角变化

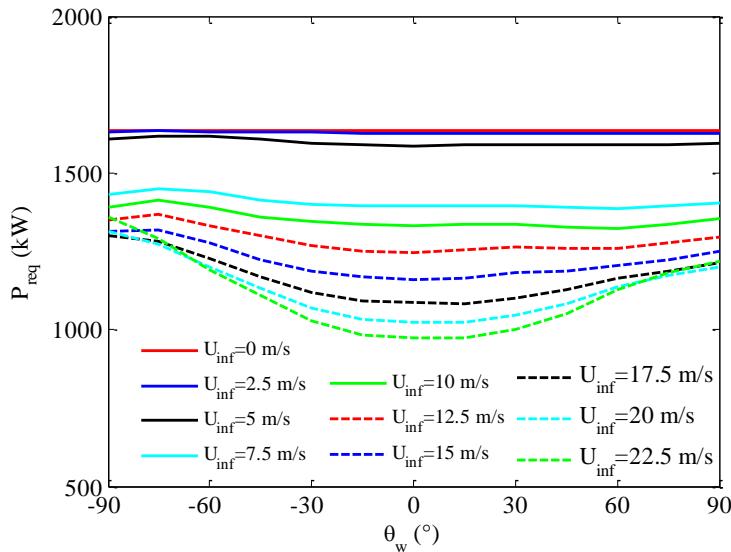


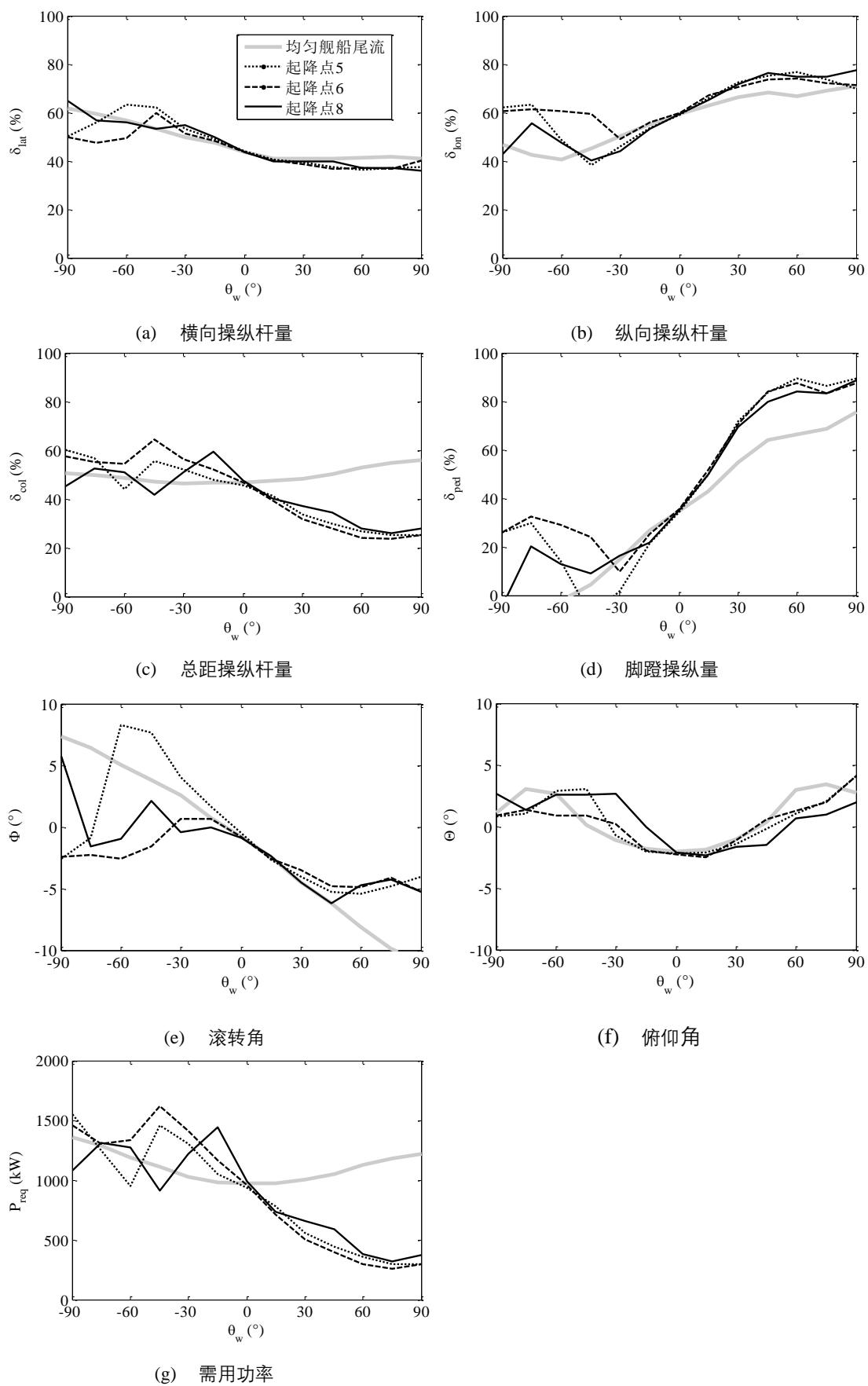
图 3.13 直升机在均匀舰船尾流中配平的需用功率随来流风速风向角变化

3.3.3 直升机在非均匀舰船尾流中的配平分析

由于舰船上层建筑的影响，舰船尾流随空间变化剧烈，位于岛型建筑不同方位舰面起降点上方的舰船尾流具有不同的空间分布特征，对直升机平衡特性的影响也不同。本节将采用配平计算分析位于舰船上层建筑不同方位起降点上方非均匀舰船尾流的空间变化对直升机平衡特性的影响。分析所选用的船型为 LHA 舰。

图 3.14 为直升机在不同舰面起降点上方非均匀舰船尾流中配平的操作量、姿态角和需用功率随来流风向角变化。作为对比，直升机在均匀舰船尾流中的配平结果也附在图中。其中直升机总重为 8500 kg，离舰面高度为 10 m，舰船前方来流风速 U_{inf} 为 22.5 m/s。

从图 3.14(a)和(e)可以看出，当来流风向角小于 30° 时，直升机在非均匀舰船尾流中配平的横向操纵杆量和滚转角与在均匀舰船尾流中的配平结果相差不大。这是因为 LHA 舰船的岛型建筑位于舰船甲板右侧，在小风向角风况时位于舰船左侧的起降点 5、6 和 8 上方舰船尾流受岛型建筑的影响较小。对于风向角大于 30° 的左舷来流风况，直升机在非均匀舰船尾流中配平的滚转姿态角明显小于在均匀舰船尾流中的配平结果，但直升机在不同舰面起降点上方非均匀舰船尾流中配平滚转角之间的差别不大。这是因为在左舷大风向角风况时，舰面起降点 5、6 和 8 均位于岛型建筑上风向相对舰船甲板靠中间位置，受岛型建筑影响较小，但舰船甲板的阻挡改变了左舷自由来流的风向，使垂向风速分量增加，横向风速分量减小。因此，与在同样风向角均匀舰船尾流中的配平结果相比，直升机在舰面起降点 5、6 和 8 上方非均匀舰船尾流中配平的左倾滚转角和横向操纵杆量减小。对于风向角大于 30° 的右舷来流风况，直升机在舰面起降点上方非均匀舰船尾流中配平的滚转角和横向操纵杆量变化复杂。这是因为右舷大风向角风况时三个舰面起降点全部或部分位于岛型建筑尾流中，与岛型建筑相对方位和距离的不同受岛型建筑的影响不同，三个舰面起降点上方的舰船尾流空间分布也不同。

图 3.14 直升机在不同舰面起降点上方非均匀舰船尾流中的配平结果($U_{inf} = 22.5 \text{ m/s}$)

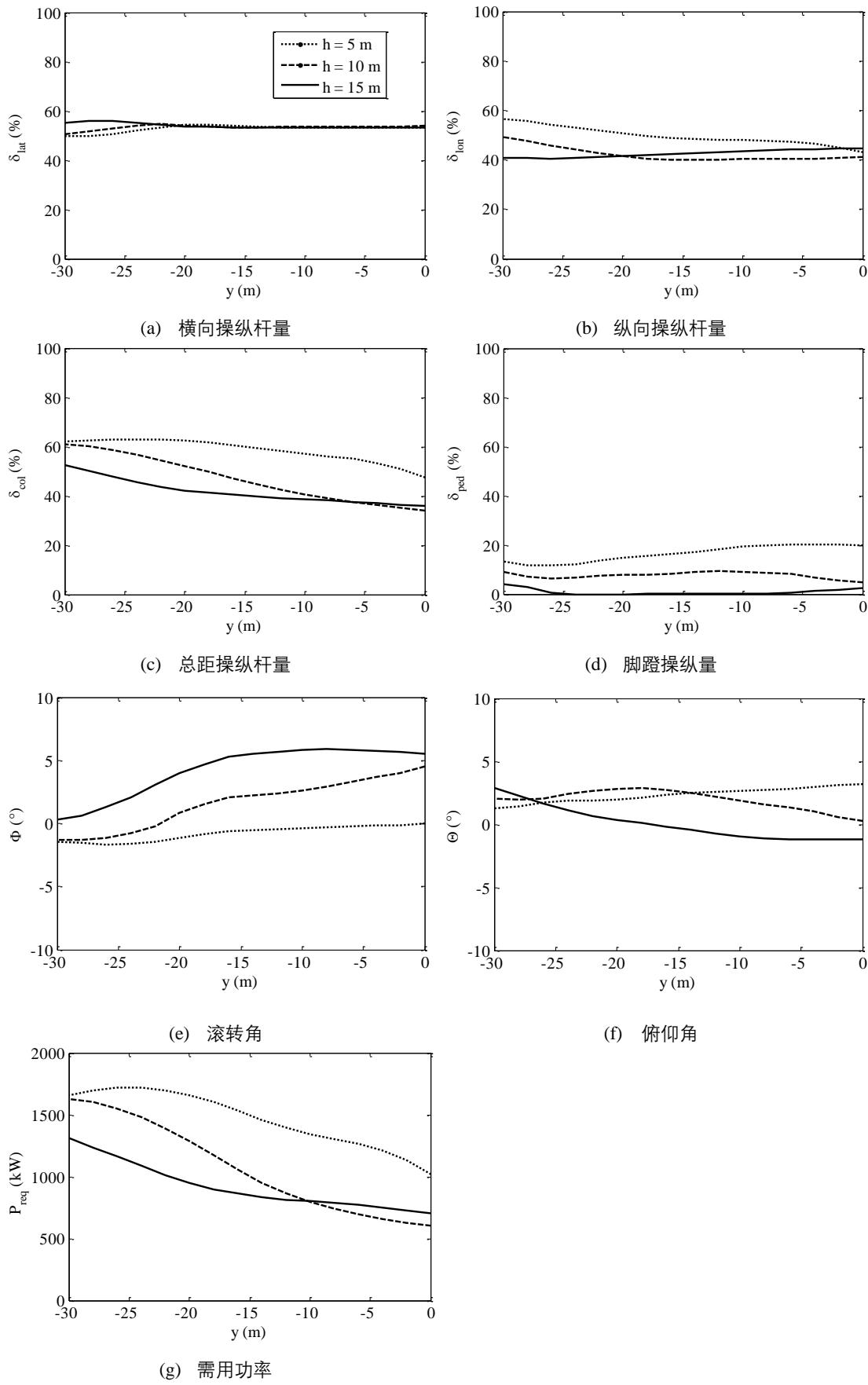


图 3.15 直升机在起降点 8 上方非均匀舰船尾流中的配平结果($\theta_w = -45^\circ$, $U_{\text{inf}} = 22.5 \text{ m/s}$)

从图 3. 14(b)和(f)可以看出,对于左舷风况,直升机在不同舰面起降点上方舰船尾流中配平的纵向操纵杆量和俯仰角之间差别不大;对于右舷风况,直升机在不同起降点上方配平的纵向操纵杆量和俯仰角变化复杂。这是因为在左舷风况时位于舰船岛型建筑上风向的起降点上方舰船尾流受岛型建筑影响不大,受舰船甲板的影响相同,舰船尾流的空间分布类似;在右舷风况时位于岛型建筑下风向的舰船尾流受岛型建筑影响较大,与岛型建筑距离和方位不同,起降点上方舰船尾流的空间分布也不同。

从图 3. 14(c)和(g)可以看出,直升机在非均匀舰船尾流中配平的总距操纵杆量和需用功率随来流风向角变化趋势相同,但明显与在均匀舰船尾流中的配平结果不同。对于左舷风况,直升机在舰面起降点上方非均匀舰船尾流中配平的总距操纵杆量和需用功率随来流风向角增加而减小;对于右舷风况,总距操纵杆量和需用功率随来流风向角增加变化复杂。这是因为左舷风况时舰船甲板的阻挡改变了左舷来流的风向,在舰船甲板左侧中间位置的起降点 5、6 和 8 上方产生上冲气流,且上冲气流随着来流风向角增加而增大;右舷风况时舰船岛型建筑的影响使右舷来流在位于岛型建筑下风向的三个起降点上方产生下洗气流,且下洗气流的速度分布随来流风向角和舰面起降点相对岛型建筑的方位和距离变化复杂。

从图 3. 14(d)可以看出,对于左舷风况,直升机在舰面起降点上方非均匀舰船尾流中配平的脚蹬操纵量随来流风向角变化趋势与在均匀舰船尾流中的配平结果一致,但在非均匀舰船尾流中的配平脚蹬操纵量更大。这是由直升机在左舷风向均匀和非均匀舰船尾流中的配平需用功率不同导致的。对于右舷风况,直升机在起降点上方非均匀舰船尾流中配平的脚蹬操纵量随来流风向角和舰面起降点位置变化复杂。这是因为直升机在右舷风向非均匀舰船尾流配平的脚蹬操纵量同时受直升机平衡的需用功率和尾桨侧风的影响,而此时直升机配平的需用功率和尾桨处的侧风随来流风向角和起降点位置变化复杂。

图 3. 15 为直升机在舰面起降点 8 上方非均匀舰船尾流中配平的操纵量、姿态角和需用功率随直升机配平位置的变化。其中直升机总重为 8500 kg, 离舰面高度为 10 m, 来流风向角 θ_w 为右舷 45° , 来流风速 U_{inf} 为 22.5 m/s。从图中可以看出,虽然在同样的风况和舰面起降点上方保持平衡,但直升机空间位置的微小变化也会对配平操纵量、姿态角和需用功率产生较大影响。这是因为在此风况下舰面起降点 8 位于岛型建筑下风向,受岛型建筑的影响舰面起降点 8 上方的非均匀舰船尾流随空间变化剧烈。

3.4 本章小结

本章基于舰船尾流的 POD 重构模型建立了随时、空间变化的舰船尾流与直升机飞行动力学的高效动态耦合方法,发展了一种直升机舰面起降的飞行动力学模型,并用静止大气环境的飞行试验结果验证了模型的正确性。在此基础上分析了舰船尾流的空间变化对直升机平衡特性的影响。通过计算和分析可以得到以下结论:

为在均匀舰船尾流中保持平衡,单旋翼带尾桨直升机的纵、横向操纵量随来流风速和风

向角变化使直升机姿态更加迎向来流方向倾斜；总距操纵量和直升机需用功率随来流风速增加而减小，随来流风向角增加而增大；脚蹬操纵量随来流侧风分量增加单调变化。本文模型计算的直升机平衡状态随均匀舰船尾流风速、风向角变化趋势与已有研究一致，能够捕捉到均匀和非均匀舰船尾流对直升机平衡特性的影响。

对于 LHA 船型，当直升机在岛型建筑上风向悬停时，直升机平衡状态主要受到由舰船甲板导致的上冲气流和侧向气流的影响；当直升机在岛型建筑下风向悬停时，直升机平衡状态主要受到由舰船上层建筑引起的下洗气流和侧向气流的影响。舰船甲板上方的舰船尾流随空间变化较大，导致直升机平衡状态随悬停位置变化。

第四章 直升机舰面起降的数值模拟及起降风限图计算

4.1 引言

直升机舰面起降风限图的计算精度是影响直升机舰面起降飞行安全的关键技术。目前直升机舰面起降风限图的理论计算方法是采用耦合稳态舰船尾流的直升机飞行动力学模型，通过配平计算结果判断驾驶员操纵量与直升机姿态是否超出限制要求，该方法只能考察空间某一位置舰船稳态尾流对风限图的影响，难以考虑舰船尾流的时间和空间变化对直升机舰面起降风限图的影响，严重影响了起降风限图的计算精度。实际上，当直升机飞越随时间和空间变化的舰船尾流场时，可能导致飞行状态发生剧烈变化，驾驶员对这些变化的应对能力对直升机舰面起降图也有重要影响。如何将驾驶员操纵行为和反映舰船尾流时空变化的起降轨迹与直升机舰面起降飞行动力学模型耦合，形成直升机舰面起降模拟方法并用于起降风限图分析，是当前提高起降风限图计算精度的发展方向。

本章将在上一章建立的直升机舰面起降的飞行动力学模型基础上，发展一种与舰面起降环境相适应的驾驶员操纵模型，并建立直升机舰面起降飞行轨迹的数学描述与生成方法，最终形成一种直升机舰面起降的数值模拟方法，并通过与飞行试验数据的对比验证该方法的正确性。在此基础上，发展一种基于直升机舰面起降模拟的起降风限图计算方法，分析舰船尾流的时空变化对起降风限图的影响。

4.2 适于直升机舰面起降模拟的驾驶员模型

pilot model

4.2.1 精确驾驶员模型简介

本文以精确驾驶员模型^[131, 132]为基础进行适于直升机舰面起降模拟的驾驶员模型设计，精确驾驶员模型是一种单轴驾驶员模型，其基本结构如图 4.1 所示，其中 $Y_p(s)$ 和 $Y_c(s)$ 分别为线性驾驶员和直升机模型。驾驶员模型 $Y_p(s)$ 的形式如下

$$Y_p(s) = K_p \frac{T_L s + 1}{T_D s + 1} \frac{e^{-\tau s}}{T_N s + 1} \quad (4.1)$$

式中： K_p 为驾驶员模型增益，用来模拟驾驶员对控制变量误差的响应能力。在设计中通过调整驾驶员模型增益 K_p 的大小获得期望的驾驶员与直升机组合系统的穿越频率 ω_c ， ω_c 之所以被称为驾驶员与直升机组合系统的穿越频率是因为组合系统的幅值 $|Y_p Y_c(s)|_{s=j\omega}$ 在频率 $\omega = \omega_c$ 时为 1，即

$$|Y_p Y_c(j\omega_c)| = 1$$

$(T_L s + 1)/(T_D s + 1)$ 为超前滞后环节，其中 T_L 为超前时间常数，反映了驾驶员预测操纵输入的能力， T_D 为滞后时间常数，描述了驾驶员产生需要的操纵输入的难易程度。根据驾驶员模型理论^[131]， T_L 和 T_D 的调整应使 $Y_p Y_c(s)$ 在穿越频率 ω_c 附近具有以下形式

$$Y_p Y_c(s) \approx \frac{\omega_c}{s} e^{-\tau_c s}$$

式(4.1)中余下的两项描述了驾驶员生理特征的限制，其中 $e^{-\tau_s}$ 是一个延迟时间为 τ 秒的纯时间延迟环节，用来模拟驾驶员从决定改变一个操纵输入到改变开始发生时的时间间隔，而 $1/(T_N s + 1)$ 描述了驾驶员在进行操纵时的肌肉动力学特性。

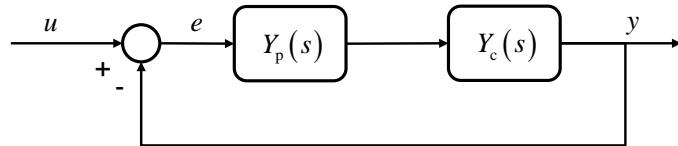


图 4.1 驾驶员模型基本结构图

4.2.2 适于舰面起降模拟的驾驶员模型设计

实际的直升机舰面起降是一种复杂的多轴操纵和机动行为，一般由驾驶员操纵带有机载控制系统的直升机完成。在实际的直升机舰面起降过程中，驾驶员操纵带有机载控制系统的直升机按照指令沿预定轨迹接近或远离舰船甲板。为了尽可能逼真的模拟直升机舰面起降过程，本文首先根据舰面起降任务的数学描述生成飞行轨迹，然后采用驾驶员模型控制带有机载控制系统的直升机跟踪预定的飞行轨迹完成直升机舰面起降飞行数值模拟，如图 4.2 所示。

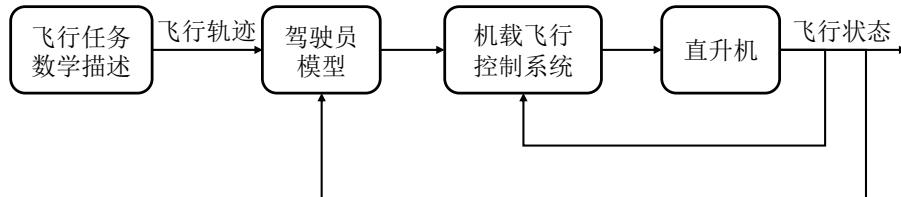


图 4.2 直升机舰面起降模拟策略

从图 4.2 中可以看出，在直升机舰面起降过程中，机载飞行控制系统稳定直升机的角速率和姿态，驾驶员控制直升机跟踪预定的飞行轨迹，分别构成了两个大的回路。一般情况下舰载直升机都拥有良好的机载飞行控制系统，可以完成对直升机角速率的稳定和对姿态的控制，因此本文假设驾驶员在完成舰面起降过程中各操纵通道是独立的，各操纵通道的驾驶员模型可以独立设计。基于上述假设，本文以精确驾驶员模型为基础，设计适用于直升机舰面起降机动飞行模拟的驾驶员模型，其结构如图 4.3 所示。

驾驶员的纵、横向操纵行为类似，纵、横向操纵通道的驾驶员模型由内环和外环两个回路构成，其中内环为姿态回路，主要功能是对直升机舰面起降过程中出现的姿态角偏差进行补偿。本文采用精确驾驶员模型模拟这一过程，纵、横向操纵通道的内环驾驶员模型 $Y_{p_\theta}(s)$ 和 $Y_{p_\phi}(s)$ 的形式如式(4.1)。外环为轨迹跟踪控制，主要功能是跟踪预定的飞行轨迹完成舰面起降任务。根据 Hess 的研究^[133, 134]，纵、横向通道的外环驾驶员模型 $Y_{p_x}(s)$ 和 $Y_{p_y}(s)$ 的选取应使直升机位置响应的传递函数在外环穿越频率 ω_{c_x} 和 ω_{c_y} 附近拥有与 K/s 类似的操纵响应特性，本研究选取 $Y_{p_x}(s)$ 和 $Y_{p_y}(s)$ 的形式如下

$$Y_{P_{X/Y}}(s) = K_{P_{X/Y}} \frac{s+0.1}{s+5} \quad (4.2)$$

其中外环驾驶员模型的增益系数 K_{P_x} 和 K_{P_y} 的选取应使各操纵通道的外环穿越频率为内环穿越频率的三分之一^[133], 即

$$\frac{\omega_{c_x}}{\omega_{c_\Theta}} = \frac{\omega_{c_y}}{\omega_{c_\Theta}} = \frac{1}{3} \quad (4.3)$$

各操纵通道内环穿越频率的大小由直升机舰面起降任务的难易程度决定。通过预先对直升机舰面起降任务进行数值模拟获得直升机舰面起降过程中内环姿态响应的最大滚转和俯仰角变化 $\Delta\Phi_{max}$ 和 $\Delta\Theta_{max}$ 及最大滚转和俯仰角速率变化 Δp_{max} 和 Δq_{max} , 纵、横向操纵通道的内环穿越频率可由下式确定^[135]

$$\omega_{c_\Theta} \approx \frac{2.4\Delta p_{max}}{2.4\Delta\Phi_{max}}, \omega_{c_\Theta} \approx \frac{2.4\Delta q_{max}}{2.4\Delta\Theta_{max}} \quad (4.4)$$

垂向操纵通道将垂向速度回路选为内环, 其驾驶员操纵特性同样由精确驾驶员模型模拟。垂向位置回路为外环, 与纵、横向操纵通道不同的是, 其外环驾驶员模型仅由一个常数增益项构成, 即

$$Y_{P_z}(s) = K_{P_z} \quad (4.5)$$

垂向操纵通道的内、外环驾驶员模型增益 K_{P_w} 和 K_{P_z} 的设计过程与纵、横向操纵通道类似, 这里不再赘述。

航向操纵通道只包含一个偏航姿态控制回路, 其驾驶员模型结构和参数设计与纵、横向操纵通道内环驾驶员模型类似, 这里不再赘述。

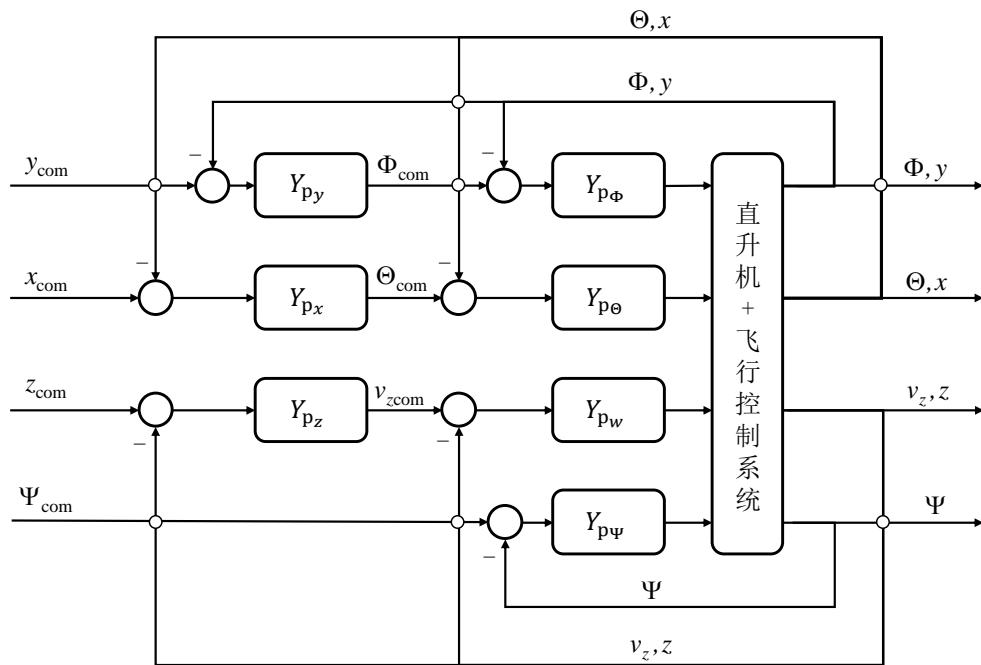


图 4.3 适于直升机舰面起降模拟的驾驶员模型结构图

4.3 直升机舰面起降轨迹的数学描述与求解

4.3.1 直升机常用舰面起降轨迹分析

在一般的直升机舰面起降过程中迎风起降轨迹是最容易实现的一种，然而由于舰面起降空间狭小且起降点周围存在诸多障碍物，舰面环境不总是能够满足迎风起降条件。此外，由于舰船上层建筑的影响，舰船尾部气流环境复杂，迎风起降轨迹对于驾驶员操纵负荷来说也不一定是最优的，因此应该发展不同的舰面起降轨迹以降低驾驶员操纵负荷，增加直升机舰面起降的安全性和任务效能。下文根据国外资料^[136]就常用的几种直升机舰面起降轨迹进行一一介绍。

1) 从后向前起降轨迹

如图4.4所示，从后向前降落过程为：

- 操纵直升机从舰船后方逐渐接近舰船，最终悬停于舰船侧边(为避免影响驾驶员的视线，最好在飞行甲板左侧)，此时直升机的纵轴平行于舰船中心轴线；
- 将直升机侧移至起降点上方的悬停点；
- 降落。

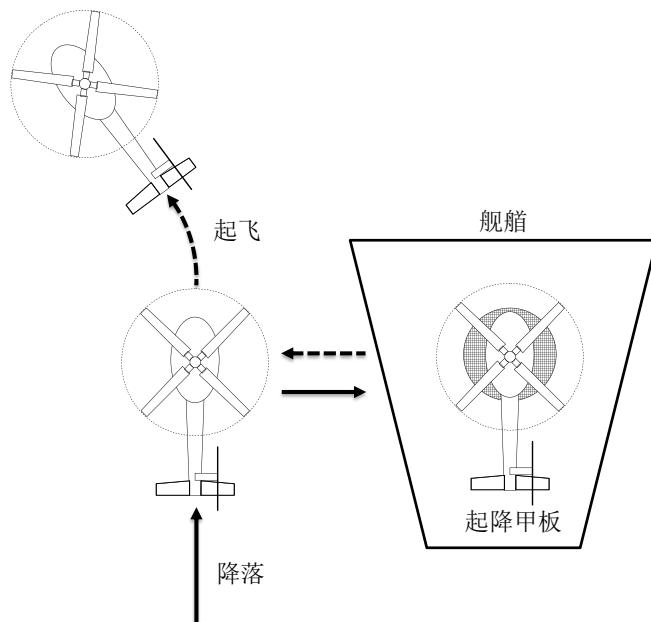


图 4.4 从后向前起降轨迹示意图

从后向前起飞过程为：

- 使直升机纵轴平行于舰船中心线，机头指向舰艏方向；
- 保持航向姿态，操纵直升机悬停于甲板起降点上方；
- 操纵直升机侧移至舰船左侧或右侧(沿迎风方向侧移)悬停；
- 航向姿态角向外侧偏转30°；
- 起飞。

从后向前起降轨迹的优势是驾驶员相对飞行甲板的视野相当开阔，特别是从进场到舰船左侧过程中和在直升机降落之前的侧移过程中。因此，在夜间也可以采用从后向前起降轨迹完成直升机舰面起降。然而只有当直升机的侧风分量没有超过对侧风的限制时才能执行该起降过程。

2) 迎风起降轨迹

如图4.5所示，迎风降落过程为：

- 直升机机头对准风向，从下风向逐渐接近舰船；
- 悬停于甲板起降点上方；
- 降落。

迎风起飞过程为：

- 旋转直升机使机头对准风向；
- 保持航向姿态操纵直升机悬停于甲板起降点上方；
- 如果有必要避开障碍物，则侧移至舰船一侧悬停；
- 爬升。

在直升机迎风起降过程中只有几乎可以忽略不计的相对侧风，因此航向操纵不再是直升机舰面起降过程中的限制因素。在迎风起降过程中驾驶员相对飞行甲板的视野非常狭窄，特别是从左侧进场过程中。虽然迎风起降过程中直升机是迎风进场的，但是舰船尾流和舰船运动对该起降轨迹的限制要大于对从后向前起降轨迹的限制^[136]。另外，只能在能见度较好的白天执行该起降过程。

3) 横向起降轨迹

如图4.6所示，直升机横向降落过程为：

- 直升机从下风向垂直于舰船中心线接近舰船；
- 继续前飞直至悬停于甲板起降点上方；
- 降落。

直升机横向起飞过程为：

- 调整直升机航向姿态使纵向轴线垂直于舰船中心线；
- 保持航向姿态起飞，然后爬升。

在横向起降过程中很可能遭遇侧风对直升机的影响，因此需要非常小心地注意航向操纵。另外，与迎风起降轨迹相比，驾驶员相对飞行甲板的视野受到的限制更多，特别是从舰船左侧起降过程中。由于这些原因，舰船尾流和舰船运动对横向起降轨迹的限制比对迎风起降轨迹的限制更大。因此也只能在能见度较好的白天执行横向起降过程。

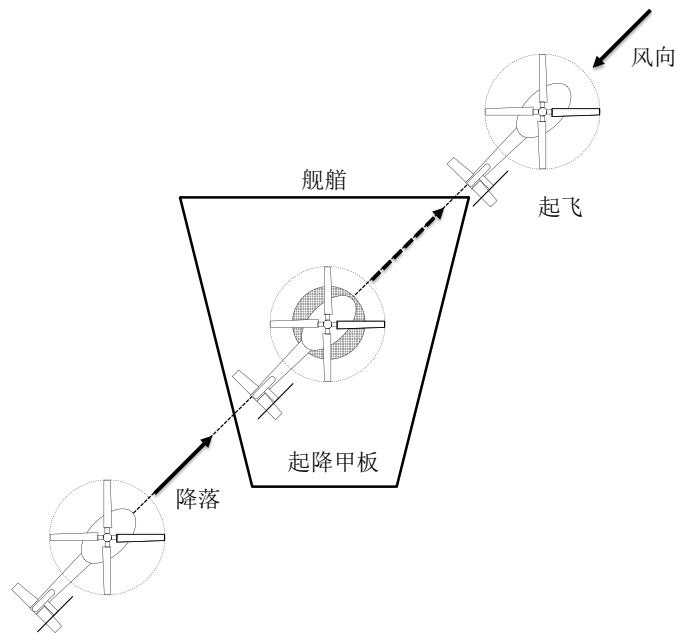


图 4.5 迎风起降轨迹示意图

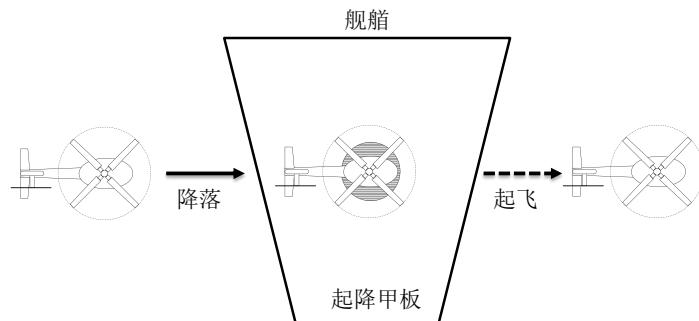


图 4.6 横向起降轨迹示意图

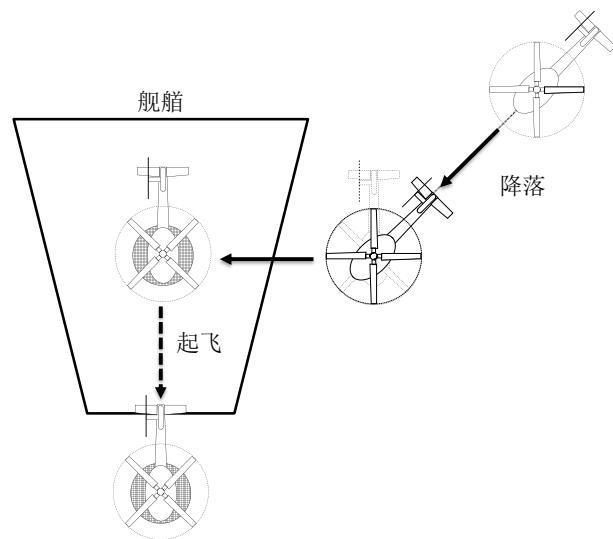


图 4.7 从前向后起降轨迹示意图

4) 从前向后起降轨迹

如图4.7所示，从前向后降落过程为：

- 直升机从舰船前方大约 45° 方向接近舰船直至位于舰船侧面的悬停点(为避免影响

驾驶员视野，最好位于舰船右侧);

- 调整直升机航向姿态，使直升机纵向轴线平行于舰船中心线，直升机机头仍然指向舰艉；
- 将直升机侧移至甲板起降点上方悬停；
- 降落。

从前向后起飞过程为：

- 使直升机纵向轴线平行于舰船中心线，机头指向舰艉；
- 保持航向姿态不变起飞，然后爬升。

国外已将该起降轨迹用于舰船甲板拥有较大空间的船型上。在执行从前向后起降过程时，驾驶员难于寻觅参考物和确定方位。

5) 舰艉起降轨迹

舰艉降落过程为：

- 直升机从舰船后方接近舰船，飞行轨迹沿着舰船中心线；
- 继续飞行直至甲板起降点上方悬停；
- 降落。

舰艉起飞过程为：

- 使直升机纵向轴线平行于舰船中心线，机头指向舰艏；
- 保持航向姿态，悬停于甲板起降点上方；
- 操纵直升机后飞，悬停于舰船尾部上方；
- 相对舰艏偏转 30° ；
- 爬升。

国外仅将舰艉起降轨迹用于紧急降落。在降落时首先将舰速增加到最大，然后进行半滑跑降落。

6) 斜向起降轨迹

在以斜向轨迹降落时直升机纵轴与舰船中心线成 30° 或 45° 角，从左侧或右侧进场。在以斜向轨迹起飞时直升机纵向轴线与舰船中心线平行，机头指向舰艉，然后完成起飞和爬升飞行。斜向起降轨迹的执行方式与迎风起降轨迹相同，只不过在进行斜向起降时直升机的航向姿态是预定不变的。

4.3.2 典型起降轨迹的数学描述及与求解方法

由上节分析可知，典型的直升机舰面起降轨迹一般由稳定下滑、横向平移、航向姿态调整和爬升飞行这四个基本机动飞行轨迹的若干个组成。本节首先分别建立这四个基本机动飞行轨迹的数学描述，然后根据数学描述建立求解方程，最终得到各个基本机动飞行轨迹，直升机舰面起降轨迹可由基本机动飞行轨迹组合而成。

1) 稳定下滑轨迹

在稳定下滑过程中驾驶员实施必要的操纵行为使直升机从远方到达离舰船比较近的一个点，使直升机初始前飞速度降低到与舰船相同的速度，同时降低直升机飞行高度，并且在下滑过程中要保持相对恒定的下滑角。此任务可以分为以下三个阶段：

- 初始阶段：直升机初始状态为在一定高度上作水平匀速飞行，稳定下滑开始后，在垂向逐步过渡到以一定的加速度下降，在水平方向开始减速以逐步达到设定的水平速度；
- 稳定下滑阶段：在垂向保持恒定的加速度下滑，在水平方向保持恒定的加速度减速；
- 下滑终止阶段：在水平方向和垂直方向的加速度逐渐降为零，垂直方向速度也逐渐降为零，直升机下降到一定的高度并以与舰船相同的速度稳定平飞。

假设稳定下滑过程的初始状态为直升机初始水平速度 V_{g0} ，初始垂向位置 z_{g0} ，舰船恒定的前进速度 V_s ，直升机和舰船的初始水平距离 Δx_{g0} ，设定的下滑角 γ_d 和直升机最终垂向位置 z_{gd} 。假设三个阶段的开始时刻分别为 t_0 、 t_1 和 t_2 ，结束时刻分别为 t_1 、 t_2 和 t_3 。每个阶段所用时间分别为初始阶段所用时间 $\Delta t_1 = t_1 - t_0$ 、稳定下滑阶段所用时间 $\Delta t_2 = t_2 - t_1$ 、下滑终止阶段所用时间 $\Delta t_3 = t_3 - t_2$ 。则沿惯性坐标系 X 轴的运动加速度时间历程可表示为

$$a_x(t) = \begin{cases} 0.5a_{x2} \left\{ 1 - \cos \left[\frac{\pi(t-t_0)}{\Delta t_1} \right] \right\} & t_0 \leq t < t_1 \\ a_{x2} & t_1 \leq t < t_2 \\ 0.5a_{x2} \left\{ 1 + \cos \left[\frac{\pi(t-t_2)}{\Delta t_3} \right] \right\} & t_2 \leq t < t_3 \end{cases} \quad (4.6)$$

沿惯性坐标系 Z 轴的垂向下降加速度时间历程可表示为

$$a_z(t) = \begin{cases} 0.5a_{z1} \left\{ 1 - \cos \left[\frac{2\pi(t-t_0)}{\Delta t_1} \right] \right\} & t_0 \leq t < \frac{t_1}{2} \\ -a_{z2} + 0.5(a_{z1} + a_{z2}) \left\{ 1 - \cos \left[\frac{2\pi(t-t_0)}{\Delta t_1} \right] \right\} & \frac{t_1}{2} \leq t < t_1 \\ -a_{z2} & t_1 \leq t < t_2 \\ -0.5a_{z2} \left\{ 1 + \cos \left[\frac{\pi(t-t_2)}{\Delta t_3} \right] \right\} & t_2 \leq t < t_3 \end{cases} \quad (4.7)$$

式中： $a_x(t)$ 和 $a_z(t)$ 分别为定义在惯性坐标系 X 轴和 Z 轴的加速度时间历程。通过对式(4.6)和(4.7)的加速度时间历程积分可以得到稳定下滑轨迹的速度和位移时间历程。

当直升机下滑终止时直升机位置的 X 坐标要与舰船起降点 X 坐标重合，即

$$x_{gd} = \Delta x_{g0} + V_s \Delta t \quad (4.8)$$

式中： x_{gd} 为直升机下滑终止时的 X 坐标， Δt_f 为稳定下滑过程的总时间，且

$$\Delta t_f = \Delta t_1 + \Delta t_2 + \Delta t_3 \quad (4.9)$$

假设初始阶段和下滑终止阶段的时间相等，即

$$\Delta t_1 = \Delta t_3 = c_i \Delta t_f \quad (4.10)$$

可得

$$\Delta t_2 = (1 - 2c_t) \Delta t_f \quad (4.11)$$

由式(4.10)可知稳定下滑轨迹的 X 轴加速度时间历程在时间轴上是对称的, 因此加速度时间历程的积分速度时间历程在时间轴上是反对称的。直升机水平方向的飞行距离是以 Δt_f 为底以 $V_0 - V_s$ 为高的三角形面积与以 Δt_f 为底以 V_s 为高的长方形面积之和, 即

$$x_{gd} = \frac{V_{g0} - V_s}{2} \Delta t_f + V_s \Delta t_f \quad (4.12)$$

由式(4.8)和(4.12)可解得未知变量 x_{gd} 和 Δt_f 分别为

$$\Delta t_f = \frac{2\Delta x_{g0}}{V_{g0} + V_s} \quad (4.13)$$

$$x_{gd} = \frac{V_{g0} + V_s}{V_{g0} - V_s} \Delta x_{g0} \quad (4.14)$$

纵向加速度可以表示为 c_t 的函数

$$a_{x2} = \frac{V_{g0} - V_s}{\Delta t_1 + \Delta t_2} = \frac{V_{g0} - V_s}{(1 - c_t) \Delta t_f} \quad (4.15)$$

在稳定下滑阶段垂向加速度和纵向加速度要满足下滑角 γ_d 恒定不变的要求, 即

$$a_{z2} = a_{x2} \tan \gamma_d \quad (4.16)$$

此外, 在直升机下滑终止阶段当时间 $t = t_f$ 时直升机的垂向速度降为零, 垂向位置到达 z_{gd} , 即

$$\int_{t_0}^{t_3} a_z(t) dt = 0 \quad (4.17)$$

$$\int_{t_0}^{t_3} v_z(t) dt = -z_{gd} + z_{g0} \quad (4.18)$$

式(4.15)~(4.18)均为参数 a_{x2} 、 a_{z1} 、 a_{z2} 和 c_t 的函数。本文采用牛顿迭代法求解上述参数, 然后将 c_t 代入式(4.11)得到 Δt_1 、 Δt_2 和 Δt_f , 最后将相关参数代入直升机稳定下滑的加速度数学描述中, 计算得到直升机稳定下滑的加速度、速度和位移时间历程。

图 4.8 所示为根据上述方法生成的一个直升机稳定下滑轨迹算例。其中稳定下滑轨迹的初始化参数和待求解参数分别见表 4.1 和表 4.2。从图中可以看出, 稳定下滑轨迹的加速度、速度和位移时间历程都是光滑的, 这使得驾驶员模型能够很好地跟踪生成的轨迹。图 4.9 所示为本文生成的稳定下滑轨迹, 从图中可以看出, 本文生成轨迹满足了直升机以恒定下滑角下滑的要求。综上所述可知, 本文建立的稳态下滑轨迹的数学描述、参数求解以及轨迹生成方法是合理的。

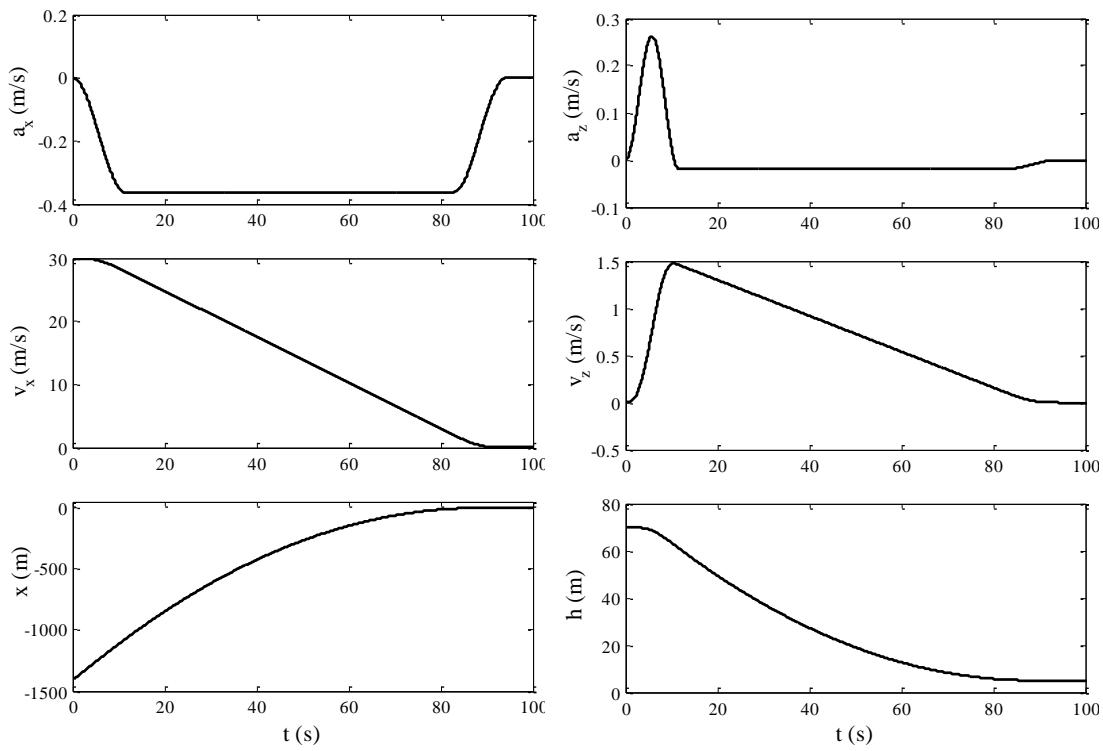


图 4.8 稳定下滑轨迹时间历程

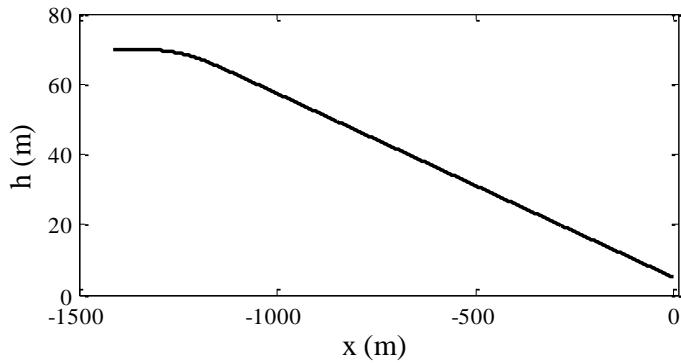


图 4.9 稳定下滑轨迹

表 4.1 稳定下滑轨迹初始参数

参数	取值	单位
V_{g0}	30	m/s
z_{g0}	-70	m
V_s	0	m/s
Δx_{g0}	-1414.2	m
γ_d	3	deg
z_{gd}	-5	m

表 4.2 稳定下滑轨迹待求解参数

参数	取值	单位
x_{gd}	0	m
Δt_f	94.2809	s
Δt_1	11.5525	s
Δt_2	71.1760	s
a_{x2}	-0.3626	m/s^2
a_{z1}	0.2627	m/s^2
a_{z2}	0.0190	m/s^2

2) 横向平移轨迹

在直升机横向平移开始前，直升机位于舰船甲板起降点侧方并与舰船保持同样的速度飞行。在横向平移的初始阶段，直升机逐渐加速直至达到设定的侧向平移速度；然后保持设定的侧向平移速度直至接近舰面起降点上方；最后逐步将侧向平移速度将为零，使直升机最终悬停在舰面起降点上方。此任务与军用飞行品质规范 ADS-33E^[137]中的横移机动类似，但是横向平移在过渡阶段有一个恒定的侧向平移速度。

假设直升机横向平移的加速、匀速和减速阶段的开始时刻分别为 t_0 、 t_1 和 t_2 ，结束时刻分别为 t_1 、 t_2 和 t_3 。加速阶段所用时间为 $\Delta t_1 = t_1 - t_0$ ，匀速平移阶段所用时间为 $\Delta t_2 = t_2 - t_1$ ，减速阶段所用时间为 $\Delta t_3 = t_3 - t_2$ 。横向平移加速度的数学描述如下

$$a_y(t) = \begin{cases} 0.5a_{y2} \left\{ 1 - \cos \left[\frac{2\pi(t-t_0)}{\Delta t_1} \right] \right\} & t_0 \leq t < t_1 \\ 0 & t_1 \leq t < t_2 \\ -0.5a_{y2} \left\{ 1 - \cos \left[\frac{2\pi(t-t_2)}{\Delta t_1} \right] \right\} & t_2 \leq t < t_3 \end{cases} \quad (4.19)$$

式中： $a_y(t)$ 为横向平移的加速度时间历程。通过对式(4.19)的加速度进行积分可以得到横向平移的速度和位移时间历程。

该机动飞行轨迹的约束条件为最大横向平移加速度 a_{y2} 和横向移动距离 Δy 。假设直升机横向加速、匀速和减速阶段所用时间相同，即

$$\Delta t_1 = \Delta t_2 = \Delta t_3 = \frac{1}{3}\Delta t_f \quad (4.20)$$

通过对式(4.19)进行积分可得

$$\Delta y = 0.5a_{y2}\Delta t_1^2 + 0.5a_{y2}\Delta t_1\Delta t_2 = \frac{1}{9}a_{y2}\Delta t_f^2 \quad (4.21)$$

由上式可求得 Δt_f 为

$$\Delta t_f = 3\sqrt{\Delta y/a_{y2}} \quad (4.22)$$

将式(4.22)和(4.20)计算得到的 Δt_1 、 Δt_2 和 Δt_3 代入式(4.19)的数学描述，则可通过计算得到横向平移的加速度、速度和位移时间历程。

图 4.10 所示为根据本文方法生成的一个直升机横向平移轨迹算例。其中横向平移轨迹的参数见表 4.3。从图中可以看出，横向平移的加速度、速度和位移时间历程都是光滑的，这使得驾驶员模型能够很好地跟踪生成的轨迹。本文建立的横向平移轨迹的数学描述、参数求解以及轨迹生成方法是合理的。

3) 航向姿态调整

当直升机悬停于起降点上方时往往需要调整航向姿态以适应直升机起飞或者降落时受到的风向限制。直升机悬停于舰面起降点上方的航向姿态调整与军用规范 ADS-33E 中的悬停转弯机动科目类似，只不过航向姿态调整的角度较小。

航向姿态调整角加速度的数学描述为

$$\alpha(t) = \begin{cases} 0.5\alpha_\psi \left\{ 1 - \cos \left[\frac{\pi}{\Delta t_1} (t - t_0) \right] \right\} & t_0 \leq t < t_1 \\ \alpha_\psi \cos \left[\frac{\pi}{\Delta t_2} (t - t_1) \right] & t_1 \leq t < t_2 \\ -0.5\alpha_\psi \left\{ 1 + \cos \left[\frac{\pi}{\Delta t_3} (t - t_2) \right] \right\} & t_2 \leq t < t_3 \end{cases} \quad (4.23)$$

式中： $\alpha(t)$ 为航向角加速度时间历程， $\Delta t_1 = t_1 - t_0$ ， $\Delta t_2 = t_2 - t_1$ ， $\Delta t_3 = t_3 - t_2$ ， $\Delta t_f = \Delta t_1 + \Delta t_2 + \Delta t_3$ 。

通过对式(4.23)的角加速度积分可以得到航向角速度和角度的时间历程。

航向姿态调整的约束参数为 Δt_f 时间内直升机航向姿态变化量 $\Delta\Psi$ 以及最大的航向角加速度 α_ψ 。假设 Δt_1 、 Δt_2 和 Δt_3 同 Δt_f 之间存在如下关系

$$\Delta t_1 = \Delta t_3 = \frac{1}{2}\Delta t_2 = \frac{1}{4}\Delta t_f \quad (4.24)$$

则 Δt_1 、 Δt_2 和 Δt_3 可以通过求解下式获得

$$\int_{t_0}^{t_3} \int_{t_0}^{t_3} \alpha(t) dt dt = \Delta\Psi = \Psi_d - \Psi_0 \quad (4.25)$$

式中： Ψ_0 为 t_0 时刻的航向姿态角， Ψ_d 为 t_3 时刻的航向姿态角。

图 4.11 所示为根据本文方法生成的一个直升机航向姿态调整轨迹算例。其中航向姿态轨迹的参数见表 4.4。从图中可以看出，航向角加速度、角速度和姿态角的时间历程都是光滑的，这使得驾驶员模型能够很好地跟踪生成轨迹。本文建立的航向姿态调整轨迹的数学描述、参数求解以及轨迹生成方法是合理的。

表 4.3 横向平移轨迹参数

参数	取值	单位
a_{y2}	0.2	m/s^2
Δy	15	m
Δt_f	25	s

表 4.4 航向姿态调整轨迹参数

参数	取值	单位
α_Ψ	1.5	deg/s^2
$\Delta \Psi$	45	m
Δt_f	15.09	s

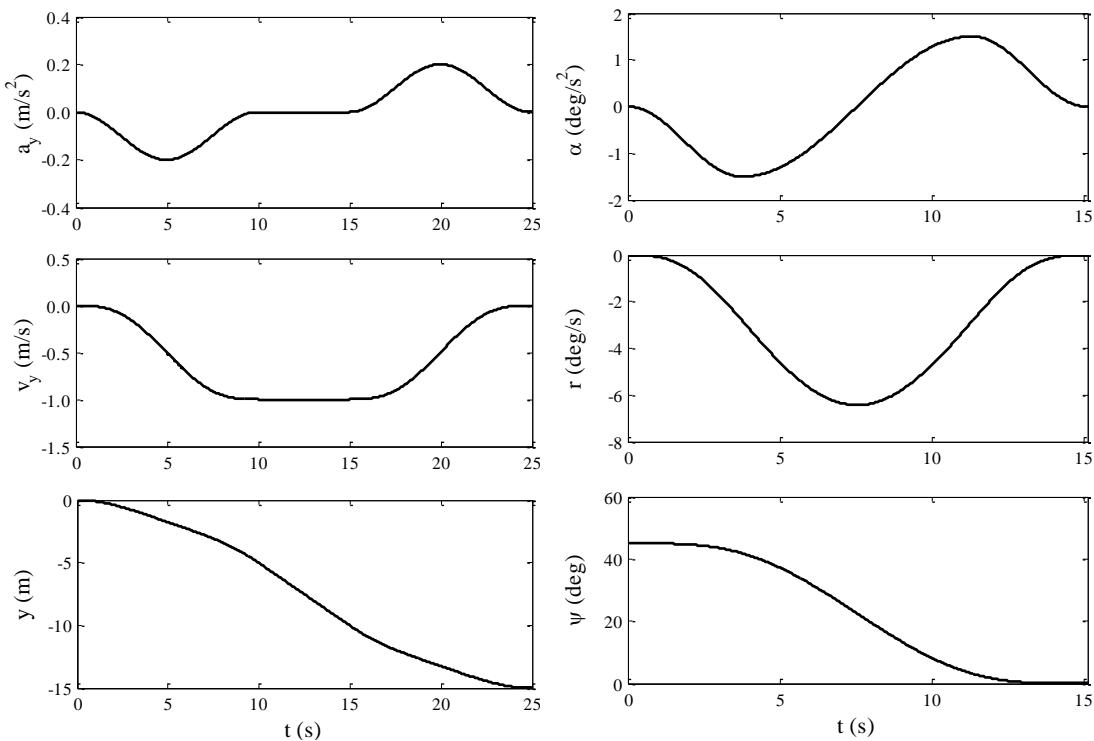


图 4.10 横向平移轨迹时间历程

图 4.11 航向姿态调整轨迹时间历程

4) 爬升飞行

直升机舰上起飞较之降落的难度要低。起飞时的主要问题是怎样迅速地避开舰船尾流的干扰。在起飞之前，直升机位于舰面起降点上方以与舰船相同的速度平飞，使直升机与舰船的相对位置保持不变。此时直升机有三种起飞轨迹：一是直接操纵直升机进入爬升飞行状态；二是先进行偏航姿态调整，使机头偏离舰船航向至迎风方向，然后进入爬升飞行状态；三是先进行横向平移，将直升机平移至舰船一侧避开舰船尾流的影响，然后进入爬升飞行状态。

由于横向平移轨迹和航向姿态调整轨迹的数学描述及轨迹生成方法已在前文给出，因此这里主要介绍直升机爬升飞行轨迹的数学描述、参数求解及轨迹生成方法。

典型的爬升飞行轨迹包括三个阶段。在爬升初始阶段，驾驶员操纵直升机在垂直方向进行加速达到要求的爬升率，水平方向加速到要求的水平加速度。然后进入稳定爬升阶段，直升机保持恒定的爬升率和水平加速度飞行。最后在爬升终止阶段将爬升率和水平加速度降为零，直升机在要求的飞行高度进行稳定平飞。

假设直升机爬升飞行的初始阶段、稳定阶段和终止阶段的开始时刻分别为 t_0 、 t_1 和 t_2 ，终止时刻分别为 t_1 、 t_2 和 t_3 。初始阶段所用时间为 $\Delta t_1 = t_1 - t_0$ ，稳定爬升阶段所用时间为 $\Delta t_2 = t_2 - t_1$ ，爬升终止阶段所用时间为 $\Delta t_3 = t_3 - t_2$ 。假设初始阶段和爬升终止阶段所用时间相等，即 $\Delta t_1 = \Delta t_3 = c_t \Delta t_f$ 。其中 Δt_f 为整个爬升飞行过程所用时间。则沿惯性坐标系X轴的加速度时间历程可表示为

$$a_x(t) = \begin{cases} \frac{1}{2} a_{x2} \left\{ 1 - \cos \left[\frac{\pi}{\Delta t_1} (t - t_0) \right] \right\} & t_0 < t < t_1 \\ a_{x2} & t_1 \leq t \leq t_2 \\ \frac{1}{2} a_{x2} \left\{ 1 + \cos \left[\frac{\pi}{\Delta t_3} (t - t_2) \right] \right\} & t_2 < t < t_3 \end{cases} \quad (4.26)$$

沿惯性坐标系Z轴的加速度时间历程可表示为

$$a_z(t) = \begin{cases} \frac{1}{2} a_{z2} \left\{ 1 - \cos \left[(t - t_0) \frac{2\pi}{\Delta t_1} \right] \right\} & t_0 < t < t_1 \\ 0 & t_1 \leq t \leq t_2 \\ -\frac{1}{2} a_{z2} \left\{ 1 - \cos \left[(t - t_2) \frac{2\pi}{\Delta t_3} \right] \right\} & t_2 < t < t_3 \end{cases} \quad (4.27)$$

式中： $a_x(t)$ 和 $a_z(t)$ 通分别为定义在惯性坐标系X轴和Z轴的加速度时间历程。通过对式(4.26)和(4.27)的加速度进行积分可以得到爬升飞行轨迹的速度和位移时间历程。

假设直升机的初始平飞速度为 V_s ，垂向位置为 z_{g0} ，完成爬升后想要达到的水平飞行速度和垂向位置分别为 V_{gd} 和 z_{gd} ，设定的垂向爬升速度为 v_z ，则

$$v_z = \frac{1}{2} a_{z2} \Delta t_1 = \frac{1}{2} c_t a_{z2} \Delta t_f \quad (4.28)$$

在爬升终止阶段应达到设定的水平飞行速度 V_{gd} ，即

$$V_{gd} = V_s + \frac{1}{2} a_{x2} \Delta t_1 + a_{x2} \Delta t_2 + \frac{1}{2} a_{x2} \Delta t_3 = V_s + (1 - c_t) a_{x2} \Delta t_f \quad (4.29)$$

从式(4.27)可知垂向速度自动满足在爬升终止阶段降为零的要求。此外在爬升终止阶段直升机应到达设定的垂向位置 z_{gd} ，即

$$\begin{aligned} z_{gd} &= z_{g0} + \frac{1}{4} a_{z2} \Delta t_1^2 + \frac{1}{2} a_{z2} \Delta t_1 (\Delta t_2 + \Delta t_3) - \frac{1}{4} a_{z2} \Delta t_3^2 \\ &= \frac{1}{2} c_t (1 - c_t) a_{z2} \Delta t_f^2 \end{aligned} \quad (4.30)$$

式(4.28)~(4.30)均为参数 a_{x2} 、 a_{z2} 、 c_t 和 Δt_f 的参数。本文假设直升机的最大爬升加速度 a_{z2} 已知，因此通过求解上述三个方程可以得到爬升飞行轨迹参数。

图 4.12 所示为根据本文方法生成的一个直升机爬升飞行轨迹算例。其中爬升飞行轨迹参数见表 4.5。从图中可以看出，爬升飞行的加速度、速度和位移时间历程都是光滑的，这使得驾驶员模型能够很好地跟踪生成的轨迹。本文建立的爬升飞行的数学描述、参数求解以及轨迹生成方法都是合理的。

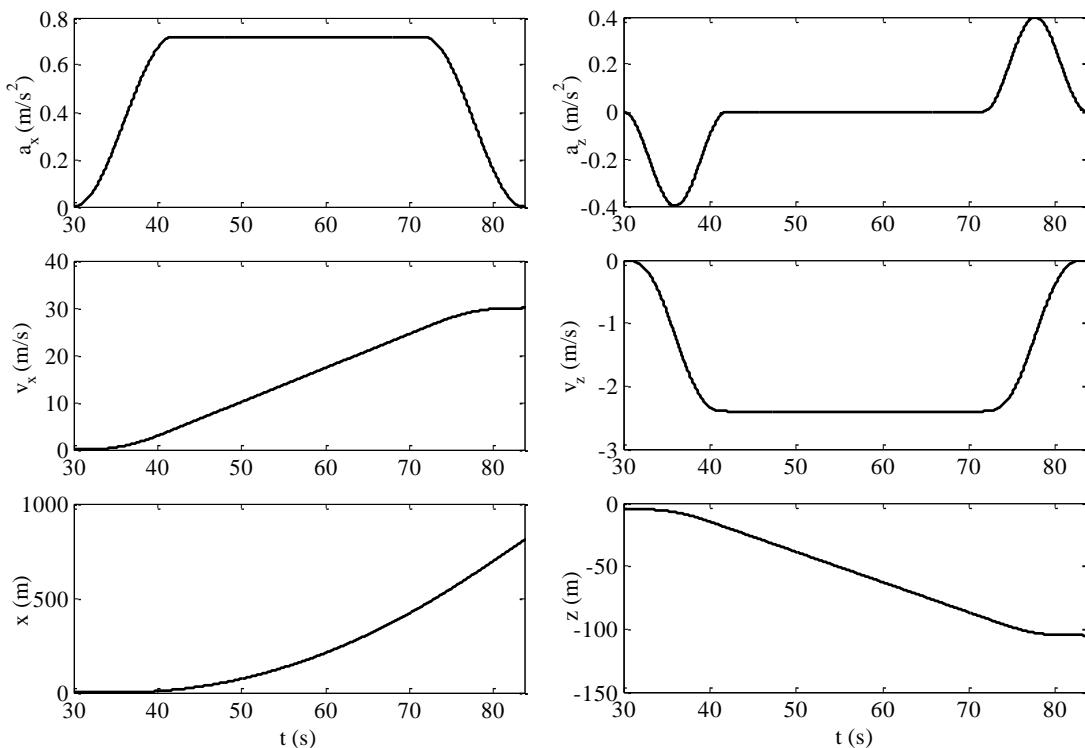


图 4.12 爬升飞行轨迹时间历程

表 4.5 爬升飞行轨迹参数

参数	取值	单位
V_s	0	m/s
V_{gd}	30	m/s
z_{g0}	-5	m
z_{gd}	-105	m
a_z	-0.4	m/s
a_x	0.72	m/s^2
c_t	0.2236	-
Δt_f	53.6667	s

4.4 直升机舰面起降的数值模拟方法及验证

基于本章建立的驾驶员模型和舰面起降轨迹生成方法,以及第二章的舰船尾流模型和第三章建立的直升机舰面起降飞行动力学模型,本文发展了一种直升机舰面起降的数值模拟方法,其结构如图 4.13 所示,具体方法为通过驾驶员模型控制直升机舰面起降的飞行动力学模型跟踪预定的飞行轨迹完成直升机舰面起降数值模拟,输出驾驶员操纵量和直升机状态量。由于本文建立的直升机舰面起降飞行动力学方程为一组线性常微分方程,因此可以采用任何常微分方程积分方法进行直升机动态响应计算。本文采用一种变步长、变阶数的 Adams 方法^[138]对式(3.136)的直升机舰面起降飞行动力学方程组进行数值积分模拟直升机的操纵响应特性,其中积分初值根据动态响应开始前的初始状态通过直升机在稳态舰船尾流中的配平计算获得。

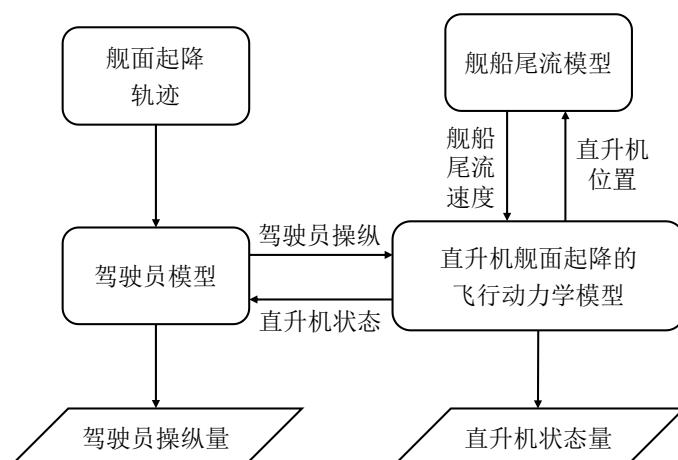


图 4.13 直升机舰面起降数值模拟方法结构图

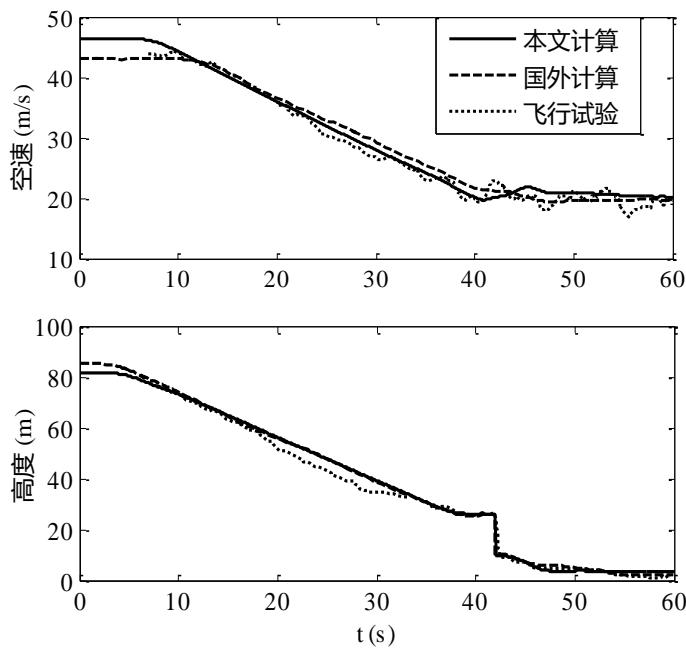


图 4.14 直升机降落过程的空速和高度时间历程

接下来以某一直升机舰面降落过程为例进行数值模拟，并将计算结果与飞行试验数据和国外模拟结果进行对比，验证直升机舰面起降数值模拟方法的正确性。模拟所选机型为UH-60A直升机，船型为LHA舰船。飞行试验数据源自美国的“舰/直升机联合一体化”项目，验证使用的试验数据取自文献[62]。国外模拟的直升机舰面降落飞行轨迹数学描述见文献[139]，轨迹定义在惯性坐标系下，坐标原点定义在直升机初始位置的下方海平面， X 轴指向北方， Y 轴指向东方， Z 轴指向地心，舰面降落飞行的初始高度距离海平面85 m，初始空速为43 m/s，以左舷45°角方向飞向舰船，并且在直升机到达舰面上方后左转45°使直升机纵轴与舰船纵轴平行，降落飞行的终点为LHA舰船甲板上起降点上方3 m，空速为19.5 m/s。在本次模拟中，舰面降落的初始飞行高度为81.6 m，初始空速为46.3 m/s，最终直升机距舰面高度为4 m，空速为19.8 m/s。为简化计算，假设舰船在海面上保持静止，风速为19.8 m/s。

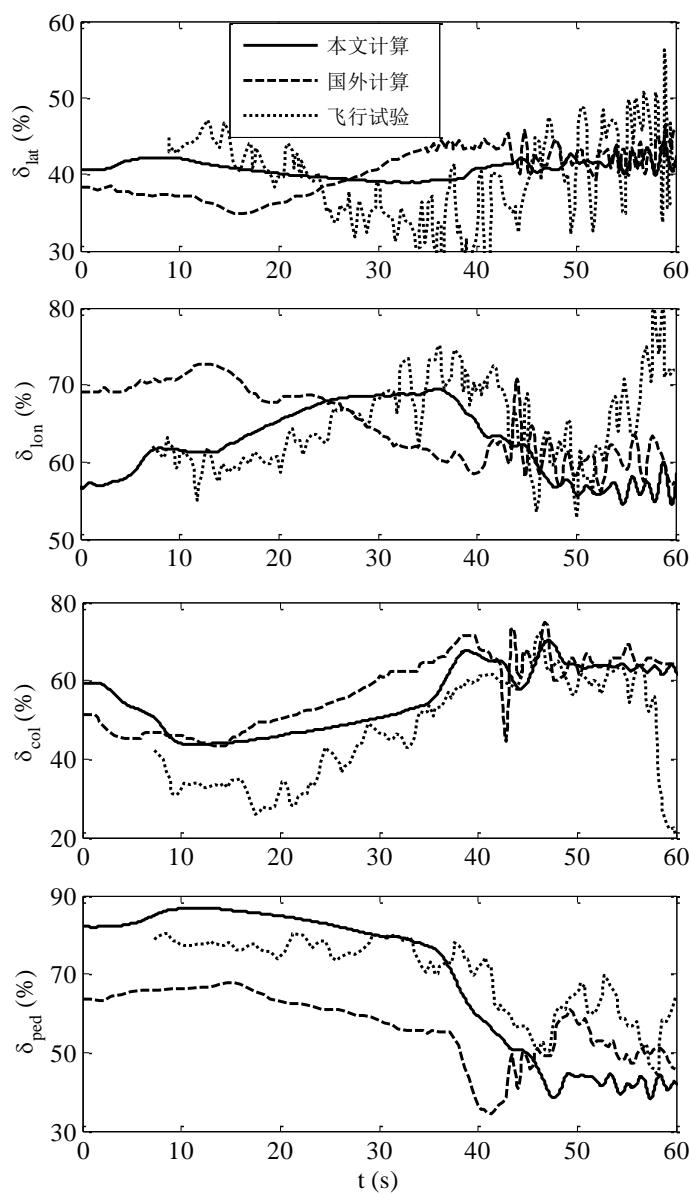


图 4.15 驾驶员操纵量时间历程

图4.14~图4.16为数值模拟结果。其中点线为飞行试验结果，短划线为国外数值模拟计算结果^[62]，实线为本文模型数值模拟结果。图4.14为直升机舰面降落的空速和离地高度响应时间历程，在42 s时刻附近的高度突跳是由于此时直升机正飞过舰船甲板边缘，飞行高度的参考平面由海平面变为舰船甲板导致的。驾驶杆操纵由驾驶员模型计算获得，如图4.15所示。操纵杆行程的规定为：横向周期变距向左压杆的极限位置、纵向周期变距向前推杆的极限位置、总距最低极限位置、脚蹬左踩极限位置对应起始(0%)行程。横向周期边距向右压杆极限位置、纵向周期变距向后推杆极限位置、总距最高极限位置、脚蹬右踩极限位置对应满行程(100%)。图4.16为直升机各轴角速率的响应时间历程。

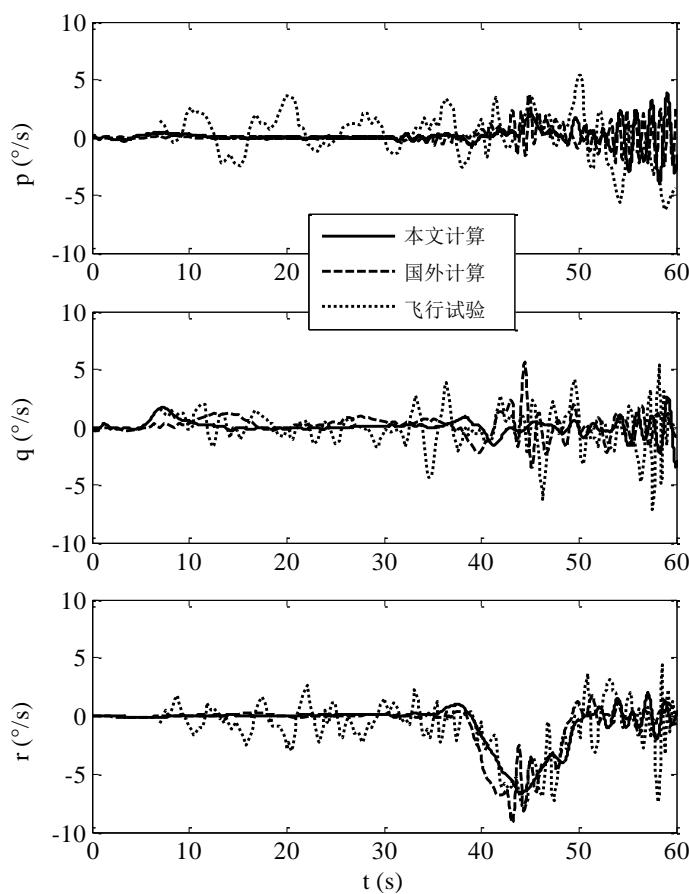


图 4.16 直升机角速率响应时间历程

从图4.14可以发现，本文模拟的直升机空速和离地高度时间历程与飞行试验结果及国外模拟结果都非常相近。这是因为在本文和国外的数值模拟中都是以驾驶员模型跟踪预生成的飞行轨迹完成舰面降落的。其中图4.14中飞行试验的空速振荡主要是由小速度前飞状态时旋翼尾迹对空速管的干扰导致的，在本文和国外的数值模拟都没有考虑旋翼尾迹对空速传管的干扰，因而没有空速振荡。

从图4.15中可以看出，本文方法的数值模拟结果好于国外模拟结果，操纵量的整体趋势与飞行试验结果吻合良好。图中各操纵量的振荡可能是由海上大气紊流引起的，由于在本文和国外数值模拟中没有考虑大气紊流的影响，因而在远离舰船时，模拟得到的操纵量并无振

荡。除此以外，横向操纵杆量的误差主要来源于驾驶员模型与参与飞行试验的驾驶员在操纵策略上的区别：在数值模拟中的驾驶员模型主要采用零侧滑的操纵策略，而在飞行试验时实际飞行的驾驶员则更加倾向于采用零滚转角的操纵策略，直至地速接近于零。总距操纵杆量的预测误差主要是由数值模拟与飞行试验中下滑速度的不一致引起的。从图中可以看到，在10~30 s之间，飞行试验的飞行轨迹存在一段加速下滑而后拉起的过程，最后达到稳定下滑。而数值模拟的飞行轨迹则为以稳定下降速度下滑。在45 s之后脚蹬操纵量的预测误差则主要由45 s之后数值模拟与飞行试验飞行高度时间历程的不同所导致。

从图4.16中可以看出，当直升机位于舰船甲板附近时，由于岛型建筑的“陡壁”效应，在舰船岛型建筑附近产生强烈的周期脱落涡旋以及下洗气流，使得直升机的角速率运动出现振荡，驾驶员须频繁施加修正动作，加重驾驶员的操纵负荷，如图4.15所示。

4.5 直升机舰面起降风限图计算方法

本节首先根据飞行试验和现有研究总结直升机舰面起降风限图的客观判据。然后以本文第三章的直升机舰面起降飞行动力学模型为基础建立一种基于配平的起降风限图计算方法，以UH-60A直升机和LHA舰船组合为例绘制起降风限图，对比分析不同舰面起降点上方的稳态舰船尾流的空间变化对起降风限图的影响。最后发展了一种基于直升机舰面起降模拟的起降风限图计算方法，针对两种不同起降轨迹分别绘制起降风限图，对比分析由起降轨迹导致的舰船尾流空间变化对起降风限图的影响。

4.5.1 直升机舰面起降风限图的客观判据

影响直升机舰面起降飞行安全的因素众多，除了陆基直升机的限制条件外，还受到舰面起降特有的限制，例如起降辅助设备、起降甲板环境等限制。根据国外飞行试验和现有研究^[140]的总结，影响直升机舰面起降飞行安全的因素包括直升机本身特性、舰船尾流环境和驾驶员选择的舰面起降轨迹这三个方面。

直升机本身特性的限制主要包括操纵行程限制、飞行姿态限制以及直升机重量和发动机可用功率限制。直升机舰面起降过程中应该保留10%左右的操纵余量以便遇到突发情况时有能力进行应急机动。已有研究^[129]表明随着来流风向的变化直升机纵、横向操纵量的变化较小，随着来流风速增加，保持直升机姿态平衡和位置不变需要的纵、横向操纵量会使直升机姿态更加向来流方向倾斜。对于单旋翼带尾桨直升机，尾桨桨距随来流风向变化剧烈。国外飞行试验表明^[141]，当直升机在给定的斜向来流中保持平衡需要的纵、横向操纵量达到总行程的50%和40%时，脚蹬操纵量已达总行程的80%。此外，直升机舰面起降过程中的爬升、降落和航向姿态调整机动以及机库后方紊流的影响会进一步降低脚蹬的操纵余量。

由于舰船甲板空间狭小，且周围密布建筑、设备以及各类人员，因此直升机舰面起降过程中需要保持良好的驾驶员视野。过大的滚转、俯仰姿态角会限制驾驶员相对舰船的视野范

围，从而危及飞行安全。对于滚转姿态角，在来流风速较低时变化不大。随着来流风速的增加，滚转姿态角随来流风向变化。总体上直升机需要逆风速方向倾斜以保持平衡，而在大海中舰船的倾斜方向往往与风速方向相同，这会进一步加大直升机与舰船甲板之间的夹角，缩小驾驶员在甲板一侧的视野范围。对于俯仰姿态角，当风从直升机后方吹来时，过大的风速会导致直升机后倒姿态角过大，影响驾驶员的前向视野。此外，在直升机起降过程中姿态角变化也要受到严格的限制，以免产生过大的起落架应力或导致尾桨触地事故。例如对于 UH-60 直升机^[142]，其最大后倒角限制为 9°，最大前倾角限制为 6°，左右滚转角限制为 12°。现有研究表明^[130]当直升机的滚转角超过 10° 时驾驶员相对舰船视野范围会严重不足。

直升机舰面起降时的总重量与发动机可用功率限制具有很强的关联性。更大的直升机总重量会严重减小发动机可用功率的安全裕度。直升机舰面起降过程中需要保留较大的功率储备，以便飞行中发生意外时有足够的剩余功率可以进行机动飞行，或当进入甲板涡流区飞行时能够应对机库下洗气流的影响。此外，直升机进入烟囱尾流区时，烟流的高温低氧特性会严重影响发动机的输出功率。因此，直升机发动机一般应保留 10%左右的功率安全裕度。

除以上三个因素外，一般直升机的操纵手册上还会列出其他一些来流风速、风向上的限制。例如对于 UH-60 直升机，旋翼在启动和停转过程中要求任何方向上的风速不得超过 22.5 m/s，且直升机侧飞和后飞空速不得大于 17.5 m/s^[142]。在计算风限图时也应该考虑到这些因素的影响。

舰船上层建筑外形多为带有锐缘的钝体，大气中的自然风或舰船的相对运动产生的相对空气流动流过上层建筑时将使起降甲板上方及附近的舰船尾流产生剧烈的空间变化。当风向与舰船中心线平行时，在舰船上层建筑后上方产生的下冲气流会严重增加飞过此区域的直升机需用功率。当风向与舰船中心线有一定夹角时，来流方向一侧的舰舷外侧存在较大的上冲速度分量，而在舰舷内侧的涡流区内，垂向风速很小，甚至可能为下冲气流。直升机处在这样的气流环境时旋翼一半在上冲气流区域内一半在涡流区域内，旋翼两侧垂向气流速度的差异会导致使旋翼桨盘严重倾斜，产生过大的姿态角和周期变距操纵^[2]。如果进一步考虑到直升机的舰面起降过程，直升机由舰船外侧进入起降点上方时是从自由流区进入涡流区，因此直升机的平衡及操纵受到的影响更为剧烈：一方面直升机舰面起降过程中将随着位置的变化而遭遇到剧烈的舰船尾流空间变化，飞行所需要的操纵量及保持平衡需要的姿态角变化剧烈，加重驾驶员的操纵负荷。另一方面，涡流区域的风速小于自由来流风速，使得直升机进入涡流区域时机身阻力突然减小，直升机有“前冲”的倾向，而涡流在机身周围的剧烈变化同样会导致机身出现负阻力，形成一股“吸力”，“前冲”和“吸力”的双重影响使得驾驶员稍有不慎就会导致直升机撞向机库，因此严重威胁直升机舰面起降的飞行安全。

舰船上层建筑尾部的脱落涡和起降甲板周围诸多微小障碍物的影响会导致在起降甲板周围产生剧烈的紊流现象。舰船甲板周围的紊流具有很强的随机性，给机体附加了一个随时间变化的气动载荷，影响机体有关结构的寿命；而舰船尾部随机紊流的特征尺度往往与直升

机旋翼半径相当^[5], 强烈的紊流增加了保持直升机航迹和姿态的困难程度和驾驶员的不舒适感, 加重驾驶员操纵负荷并危及舰面起降飞行安全。

一般的驱护舰往往只有一个舰面起降点, 常用的舰面起降轨迹只有1~2种, 起降轨迹的选择根据航向、风向由着舰指挥官决定。对于本文的LHA船型, 由于舰上起降点较多, 可选择的起降轨迹也更多。由于舰面起降场地狭小, 直升机舰面起降本身是具有一定难度的机动飞行任务, 要求直升机舰面起降过程中要保持很高的姿态和位置控制精度, 舰船气流的空间变化会进一步加重舰面起降机动的难度。舰船尾流的稳态分量和随机紊流强度随空间变化剧烈, 驾驶员采用不同的舰面起降轨迹会经过不同的舰船尾流时空变化, 导致不同的飞行状态和驾驶员操纵负荷。此外, 由于烟囱尾流的高温低氧特性对直升机发动机输出功率有很大的影响, 直升机舰面起降轨迹必须避开烟囱尾流。因此, 直升机舰面起降轨迹的选择对起降飞行安全也有很大的影响。

除了以上因素的影响, 驾驶员的驾驶技术对直升机舰面起降的飞行安全也有重要影响。具有不同等级驾驶技术的驾驶员对舰船紊流引起的直升机姿态振荡修正能力不同, 并且在舰面降落时, 对舰船运动间歇期的判断不同, 在避免直升机与舰船甲板的碰撞能力方面也不同。直升机舰面起降风限图的制作应以舰载机驾驶员的平均驾驶技术为基准。

根据以上分析, 针对本文所选择的UH-60直升机与LHA舰船组合, 选定如下约束条件作为确定直升机舰面起降风限图的判据:

判据一: 在任何方向的风速超过22.5 m/s时禁止直升机舰面起降;

判据二: 直升机尾桨正侧风大于17.5 m/s时禁止舰面起降;

判据三: 起降过程中直升机的总距、纵、横向周期变距和尾桨操纵余量均不小于10%;

判据四: 在舰船附近飞行时直升机滚转角不大于8°;

判据五: 在舰船附近飞行时直升机俯仰角后倒不超过7°, 前倾不超过4°;

判据六: 直升机发动机功率余量不小于10%。

每一张直升机舰面起降风限图都是针对特定的机/舰组合绘制的。由于不同的直升机具有不同的驾驶舱视界和平衡特性, 不同的舰船具有不同的浮沉、横摇和纵摇特性以及舰船尾流时空分布, 因此不同的机/舰组合具有不同的动态配合特性。本文所选择的直升机舰面起降风限图判据只针对本文算例的UH-60A直升机与LHA舰船组合有效。

4.5.2 基于配平的直升机舰面起降风限图计算方法

根据上一节的风限图判据, 考虑到均匀舰船尾流和舰船起降点上方非均匀舰船尾流的影响, 本节建立了一种基于配平的直升机舰面起降风限图计算方法, 其计算流程分为以下四个步骤:

1. 根据旋翼启动和停转对最大风速以及尾桨对正侧风速的限制 U_{mr} 和 U_{mc} , 计算直升机在不同来流风向角 θ_w 舰船尾流中保持平衡允许的最大风速 U_m , 其计算公式如下:

$$U_m(\theta_w) = \begin{cases} U_{mr}, & |U_{mr}\sin(\theta_w)| \leq U_{mc} \\ |U_{mc}/\sin(\theta_w)|, & |U_{mr}\sin(\theta_w)| > U_{mc} \end{cases} \quad (4.31)$$

式中: θ_w 为舰船来流风向角, 变化范围为 $-90^\circ \sim 90^\circ$, 左舷来流为正, 右舷来流为负。

2. 在步骤 1 确定的风速、风向包线基础上进行直升机在均匀舰船尾流中的配平计算, 获得直升机在均匀舰船尾流中的起降包线。其计算流程如图 4.17 所示, 具体计算过程如下:

- 1) 从 $\theta_w = -90^\circ$, $U_{inf} = 0$ m/s 开始, 将来流风速 U_{inf} 增加 2.5 m/s 进行直升机在均匀舰船尾流中的配平计算, 将配平结果与起降风限图判据进行比较, 判断是否超出判据。如果是, 则跳到第 3) 步; 如果否, 则继续下一步。
- 2) 判断来流风速 U_{inf} 是否大于现有的最大风速 $U_m(\theta_w)$ 。如果不, 则进入步骤 1); 如果是, 则进入下一步。
- 3) 在来流风向角 θ_w 的最大风速限制 $U_m(\theta_w) = U_{inf} - 2.5$ m/s。将来流风向角 θ_w 增加 15° , 来流风速 U_{inf} 设为 0。
- 4) 判断来流风向角 θ_w 是否大于 90° 。如果是, 则终止计算; 如果否, 进入步骤 1) 继续计算。

3. 在均匀舰船尾流中起降包线的基础上, 进行直升机在舰面起降点上方非均匀舰船尾流中的配平计算, 获得直升机在非均匀舰船尾流中的起降包线。其计算流程图如图 4.18 所示, 具体计算过程如下:

- 1) 从 $\theta_w = -90^\circ$, $U_{inf} = U_m(\theta_w)$ 开始进行直升机在非均匀舰船尾流中的配平计算, 将配平结果与起降风限图判据进行比较, 判断是否超出判据。如果是, 将来流风速 U_{inf} 减小 2.5 m/s, 重新进行配平计算; 如果否, 进入下一步。
- 2) 在来流风向角 θ_w 的最大风速限制 $U_m(\theta_w) = U_{inf}$ 。将来流风向角 θ_w 增加 15° , U_{inf} 重新设为 $U_m(\theta_w)$, 进入下一步。
- 3) 判断来流风向角 θ_w 是否大于 90° 。如果是, 则终止计算; 如果否, 则进入步骤 1) 继续计算。

根据第 3 步获得的在非均匀舰船尾流中的起降包线计算并绘制直升机舰面起降风限图。任意来流风向角的最大风速限制为与其相邻两计算风向角最大风速限制中的较小值。

图 4.19~图 4.21 分别为采用配平方法计算的 UH-60A 直升机在 LHA 舰面起降点 5、6 和 8 的起降风限图。直升机总重为 8500 kg, 离甲板高度为 10 m。起降点 5、6 和 8 的位置见图 2.7。其中起降点 5 位于舰船岛型建筑左前方, 起降点 6 位于岛型建筑左侧中间位置, 起降点 8 位于岛型建筑左后方。从图中可以看出, 旋翼和尾桨对风速、风向的限制、脚蹬操纵量以及滚转角是限制 UH-60A 直升机在 LHA 舰面起降的重要因素。左舷大风向角时影响直升机舰面起降的主要因素是旋翼和尾桨对来流风速、风向的限制以及滚转角的限制; 右舷大风向角时影响直升机舰面起降的主要因素是脚蹬操纵量限制, 这与 3.3 节中的分析结果是一致的。另外可以看出, 直升机在位于岛型建筑不同方位舰面起降点的起降风限图之间的区别主

要发生在右舷风向 $30\sim45^\circ$ 之间。主要原因在于,当来流风向角为右舷风向 $30\sim45^\circ$ 之间时,舰面起降点 5、6 和 8 恰好位于岛型建筑的尾流中,不同起降点上方的舰船尾流空间分布不同,从而导致直升机舰面起降飞行状态的变化。其中位于岛型建筑左前方的起降点 5 上方受岛型建筑尾流的影响最大,使得起降风限图在右舷 $30\sim45^\circ$ 风向最小;位于岛型建筑左侧正中位置的起降 6 受到的影响次之;而位于岛型建筑左后方的起降点 8 受到的影响最小,起降风限图最大。

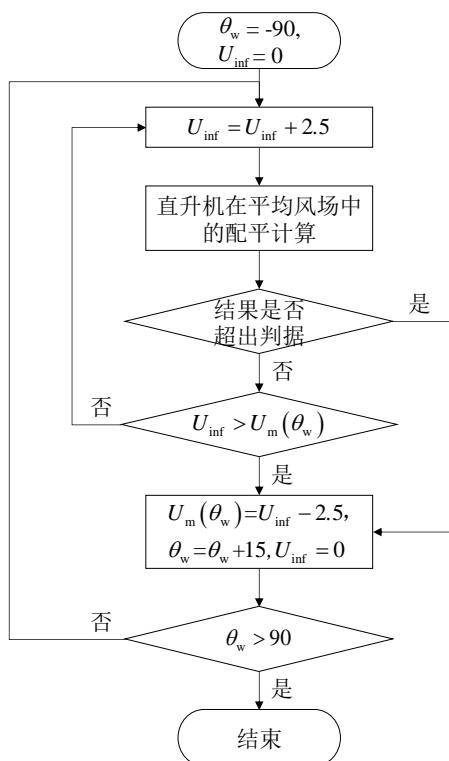


图 4.17 直升机在均匀舰船尾流中的
起降包线计算流程图

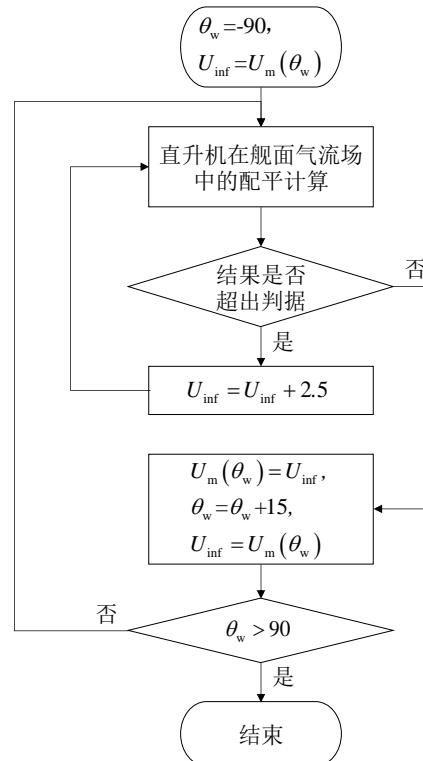


图 4.18 直升机在非均匀舰船尾流中的
起降包线计算流程图

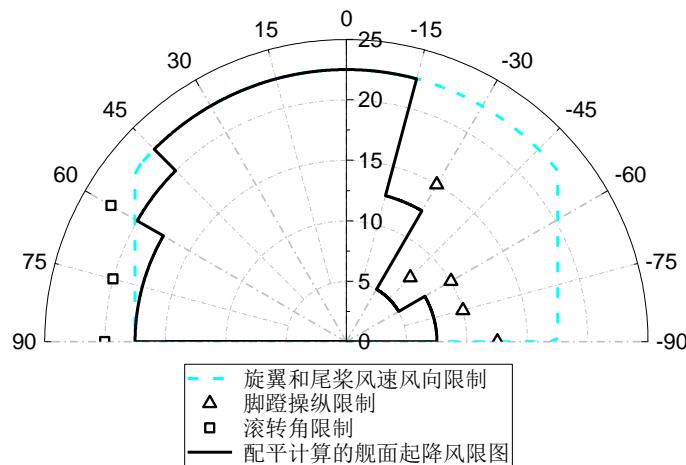


图 4.19 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 5 的起降风限图

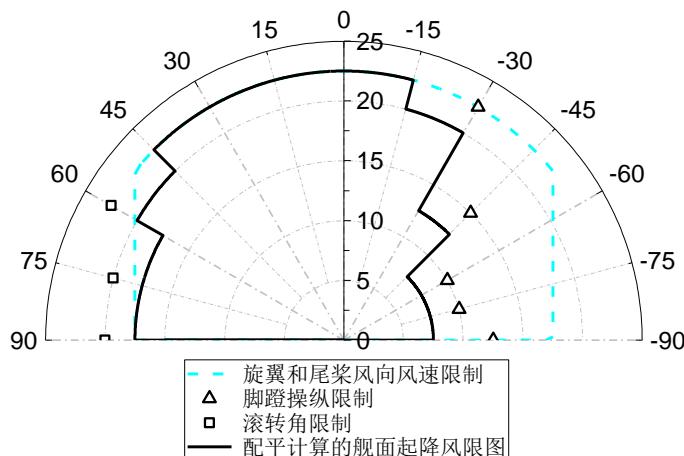


图 4.20 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 6 的起降风限图

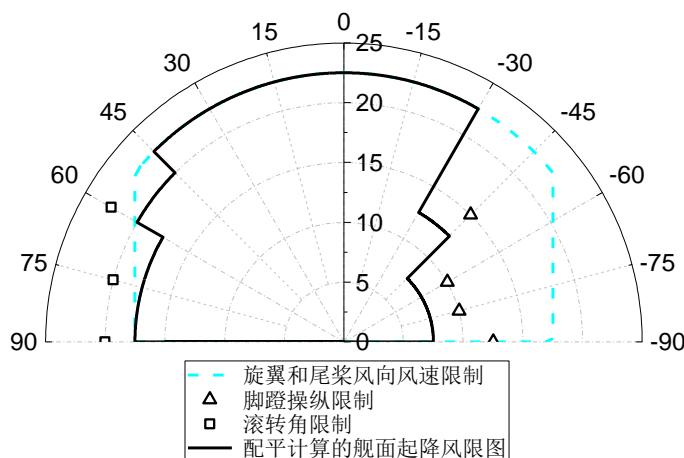


图 4.21 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 8 的起降风限图

综合以上分析可知，舰船上层建筑尾流的空间变化对直升机舰面起降的影响非常大，当直升机在位于舰船上层建筑下风向不同起降点进行舰面起降时受到舰船尾流的影响不同，起降风限图也不同。基于配平的舰面起降风限图计算方法能够捕捉到舰船面起降点上方舰船尾流的空间变化对直升机舰面起降风限图的影响。

4.5.3 基于直升机舰面起降模拟的风限图计算方法

基于配平的直升机舰面起降风限图计算方法虽然能够捕捉到均匀舰船尾流和舰面起降点上方非均匀舰船尾流对直升机飞行安全的影响，但是无法考虑直升机舰面起降轨迹导致的舰船尾流时空变化对直升机飞行安全的影响。本节发展了一种基于直升机舰面数值模拟的起降风限图计算方法，其计算流程如图 4.22 所示，具体计算过程如下：

- 1) 从来流风向角 $\theta_w = -90^\circ$ ，来流风速 $U_{\text{inf}} = U_m(\theta_w)$ 开始进行直升机舰面起降的数值模拟，将驾驶员操纵量与直升机状态量时间历程与风限图判据对比，判断是否超出判据。如果是，将来流风速 U_{inf} 减小 2.5 m/s，重新进行直升机舰面起降数值模拟；如果否，进入下一步。

- 2) 在来流风向角 θ_w 的最大风速限制 $U_m(\theta_w) = U_{inf}$ 。将来流风向角 θ_w 增加 15° ， U_{inf} 重新设为 $U_m(\theta_w)$ ，进入下一步。
- 3) 判断来流风向角 θ_w 是否大于 90° 。如果是，终止计算；如果否，进入步骤 1) 继续计算。

直升机舰面起降的风限图判据修正为在距起降点 30 m 范围内的直升机操纵量、姿态角及功率时间历程满足以下条件：

判据一：直升机总距操纵，纵、横向周期变距操纵和脚蹬操纵余量均不小于 10% ；

判据二：直升机滚转、俯仰角不大于 8° ；

判据三：发动机可用功率余量不小于 10% 。

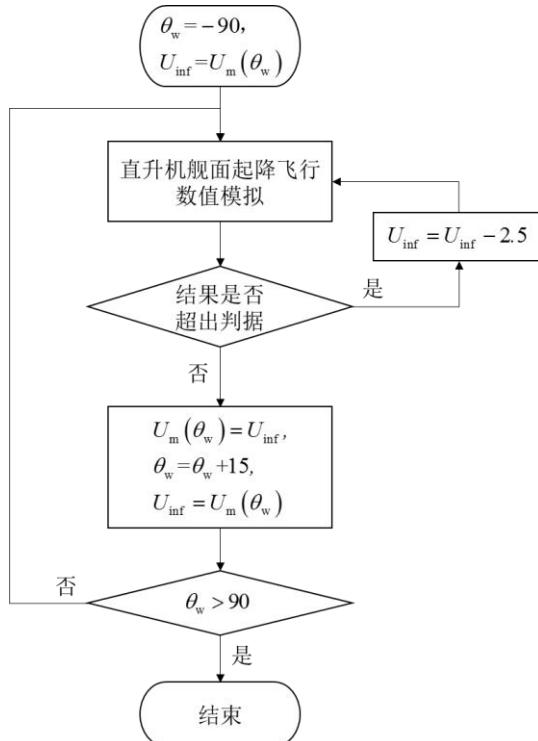


图 4.22 基于直升机舰面起降模拟的起降风限图计算方法流程图

图 4.23~图 4.26 分别为 UH-60A 直升机在不同风向 LHA 舰船尾流中以斜向起降轨迹降落的直升机位移、驾驶员操纵杆量、姿态角和需用功率时间历程。直升机舰面降落的终点位于起降点上方 5 m ，直升机总重为 8500 kg 。图中直升机舰面降落过程模拟的来流风速和风向均位于图 4.21 中采用配平计算的舰面起降风限图内。斜向起降轨迹由 4.3 节的稳定下滑、航向姿态调整和爬升飞行三个基本机动飞行轨迹组合而成，具体参数和轨迹生成见 4.3 节。

从图 4.23 可以看出，在所有计算风况下直升机降落过程中的位移时间历程几乎完全一样，这是因为本文驾驶员模型是跟踪同一预定轨迹进行直升机舰面降落数值模拟的。从图 4.24~图 4.26 中可以看出，在降落过程的最终阶段当直升机在舰面起降点上方悬停时，所有风况下的直升机操纵量和状态量均位于风限图判据内，这与图 4.21 中采用配平方法计算的直

升机舰面起降风限图结果一致。然而在来流风向角为左舷 45° 时, 直升机降落过程中的操纵量、姿态角和需用功率时间历程在直升机接近起降点过程中发生剧烈变化, 说明直升机经历了强烈的舰船尾流空间变化。在舰面降落的第 80~110 s 之间脚蹬操纵量有一次超出了起降风限图判据, 滚转角有两次超出了判据, 表明在此风况下虽然直升机会安全地在舰面起降点 8 上方保持平衡, 但是以斜向起降轨迹降落过程中受到舰船尾流空间变化的强烈干扰, 直升机无法安全地完成舰面降落飞行。

图 4.27~图 4.29 分别为 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 5、6 和 8 上方以斜向起降轨迹进行舰面起降的起降风限图。与上一节采用配平方法计算的直升机舰面起降风限图相比, 采用舰面起降数值模拟方法计算的起降风限图更小。这是因为基于配平的直升机舰面起降风限图计算方法只能考虑均匀舰船尾流和起降点上方非均匀舰船尾流的空间变化对直升机平衡特性的影响, 而基于直升机舰面起降模拟的起降风限图计算方法不仅能考虑到舰面起降点上方舰船尾流的影响, 还能考虑到起降轨迹导致的舰船尾流时空变化对直升机飞行特性的影响。从上文分析可知, 在某些风况下直升机在舰面起降过程中受到舰船尾流的影响可能大于直升机在舰面起降点上方保持平衡时受到的影响。因此, 基于直升机舰面起降模拟的起降风限图计算方法显著提高了直升机舰面起降风限图的计算精度。

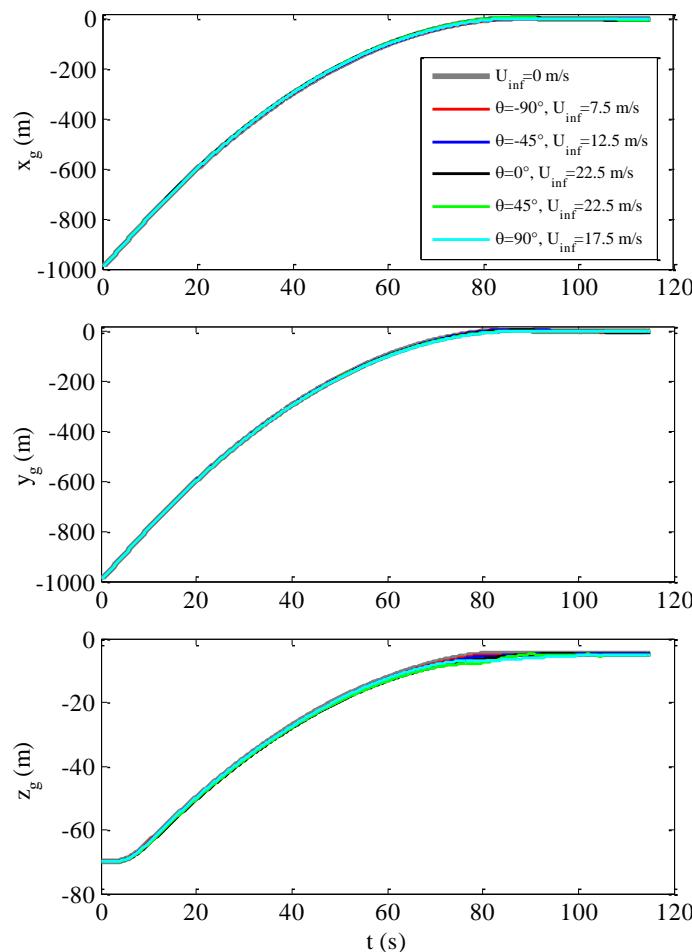


图 4.23 UH-60A 直升机在 LHA 舰船尾流中降落的位移时间历程(斜向起降轨迹)

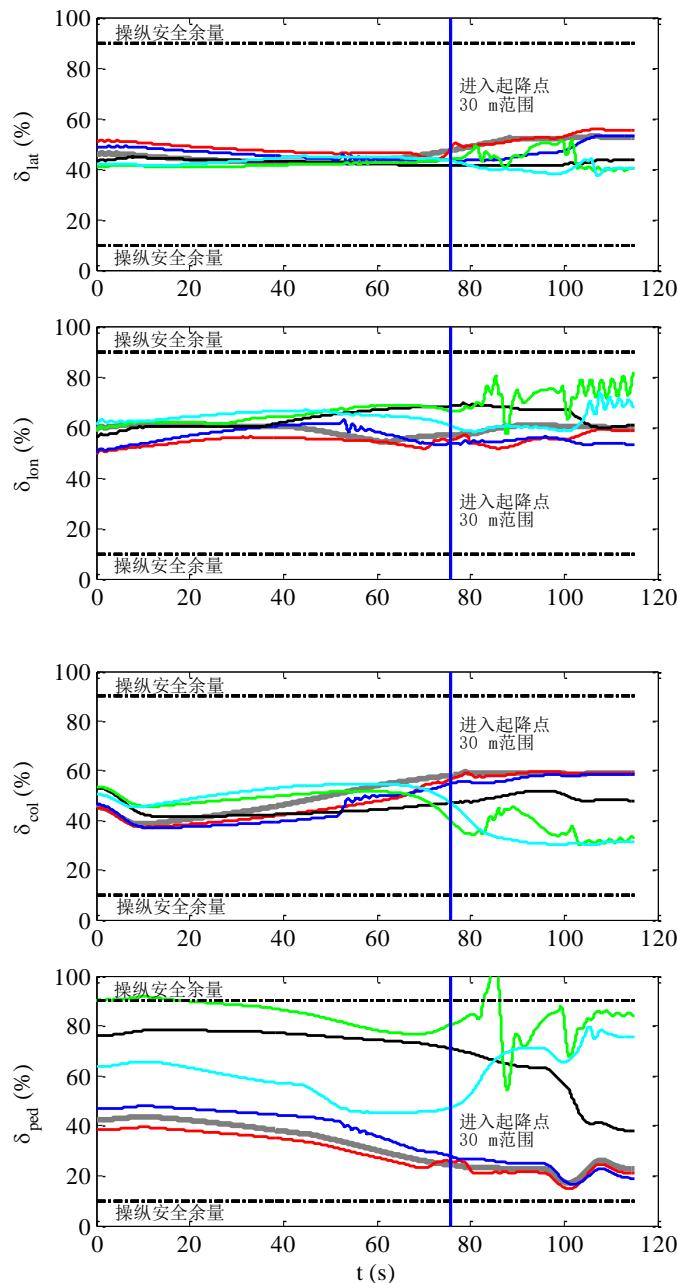


图 4.24 UH-60A 直升机在 LHA 舰船尾流中降落的操纵量时间历程(斜向起降轨迹)

对比图 4.27~图 4.29 中不同舰面起降点的直升机舰面起降风限图可以发现，直升机在位于岛型建筑不同方位的舰面起降点进行舰面起降时受到舰船尾流的影响是不一样的。对于右舷风向，直升机在位于岛型建筑左上方的起降点 5 进行舰面起降时受岛型建筑尾流的影响最大，起降风限图在右舷来流风向角为 30~75° 时最小，而在位于岛型建筑左侧正中位置的起降点 6 和位于岛型建筑左后方的起降点 8 进行舰面起降时受到的影响较小，这与上一节采用配平计算的起降风限图结果一致。对于左舷风向，在来流风向角为 30~45° 时直升机在起降点 8 进行舰面起降时受到的影响最大，而在起降点 5 和 6 进行舰面起降时受到的影响要小的多。这是基于采用配平计算的起降风限图无法反映的。

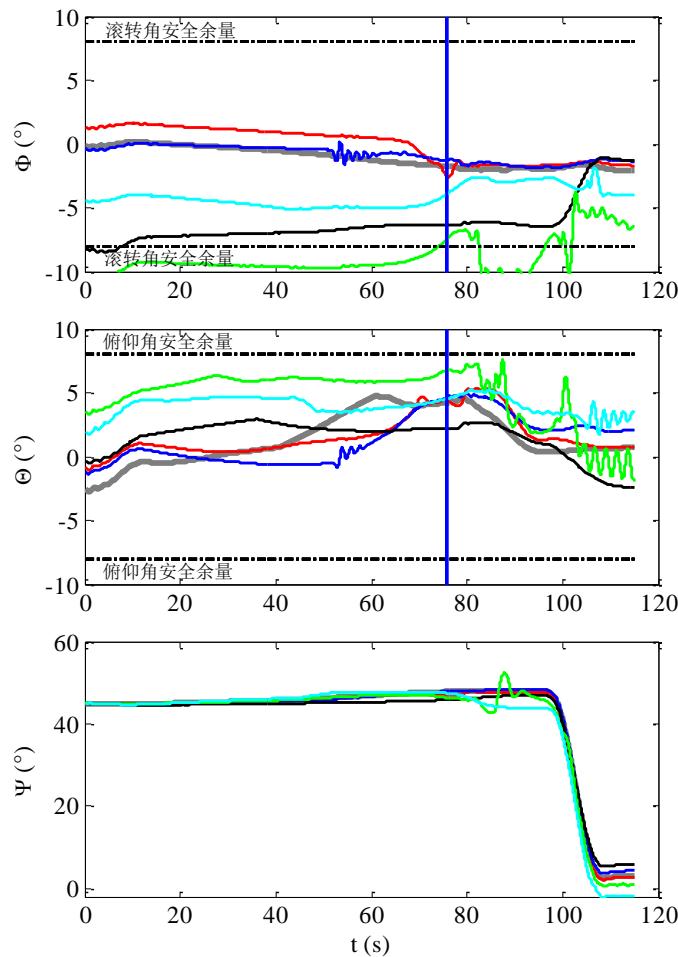


图 4.25 UH-60A 直升机在 LHA 舰船尾流中降落的姿态角时间历程(斜向起降轨迹)

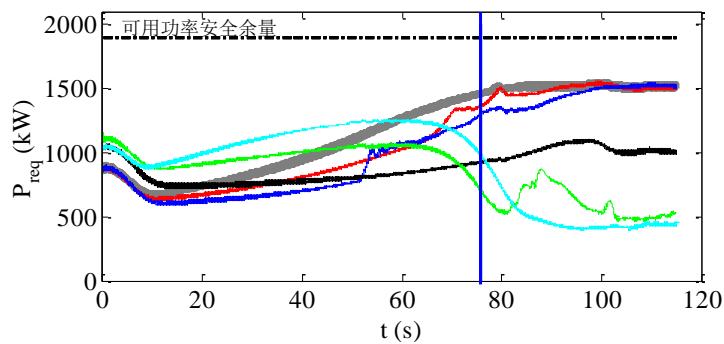


图 4.26 UH-60A 直升机在 LHA 舰船尾流中降落的需用功率时间历程(斜向起降轨迹)

为分析起降轨迹导致的舰船尾流时空变化对直升机舰面起降风限图的影响,本文采用从后向前起降轨迹进行直升机舰面起降的数值模拟,得到在起降点 5、6 和 8 的起降风限图,如图 4.30~图 4.32 所示。数值模拟中直升机总重为 8500 kg, 斜向起降轨迹由 4.3 节的稳定下滑、横向平移和爬升飞行三个基本机动飞行轨迹组合而成,具体的轨迹参数求解和生成的轨迹时间历程见 4.3 节。与上一节采用配平方法计算的舰面起降风限图相比,采用从后向前起降轨迹进行舰面起降的起降风限图同样要小得多。然而与图 4.27~图 4.29 中采用斜向起降轨迹进行舰面起降的起降风限图相比,其起降风限图要大得多。

降轨迹的舰面起降风限图相比,总体上看采用从后向前起降轨迹进行舰面起降能扩大直升机舰面起降风限图。这是因为从后向前起降轨迹将直升机降落过程的终点和起飞过程的起点移至舰船侧方,有效避开了舰面起降点上方随空间变化剧烈的舰船尾流对直升机舰面起降的影响。通过对比还可以发现,与采用斜向起降轨迹相比,当来流风向角为右舷 30° 时采用从后向前起降轨迹在起降点 8 进行直升机舰面起降会导致直升机发动机的可用功率余量不足,当来流风向角为左舷 45° 时在起降点 6 采用从后向前起降轨迹进行直升机舰面起降会导致过大的滚转姿态角,从而缩小直升机舰面起降风限图。因此,以不同的起降轨迹完成直升机舰面起降会经历不同的舰船尾流时空变化,各有利弊。对于 UH-60A 直升机和 LHA 舰组合,与斜向起降轨迹相比,采用从后向前起降轨迹进行直升机舰面起降能够扩展大起降风限图。

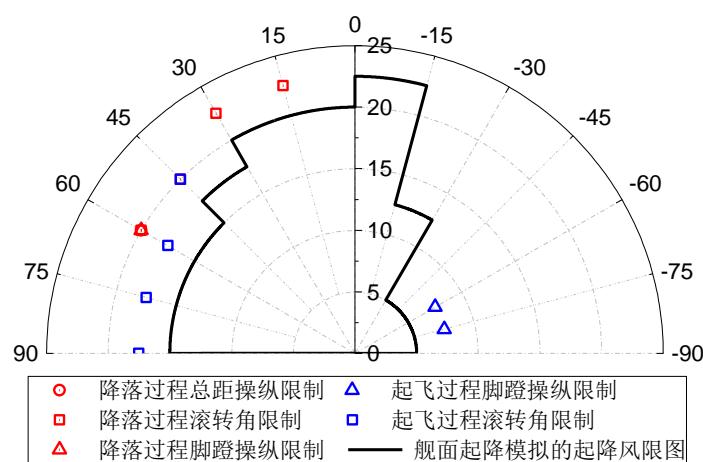


图 4.27 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 5 的起降风限图(斜向起降轨迹)

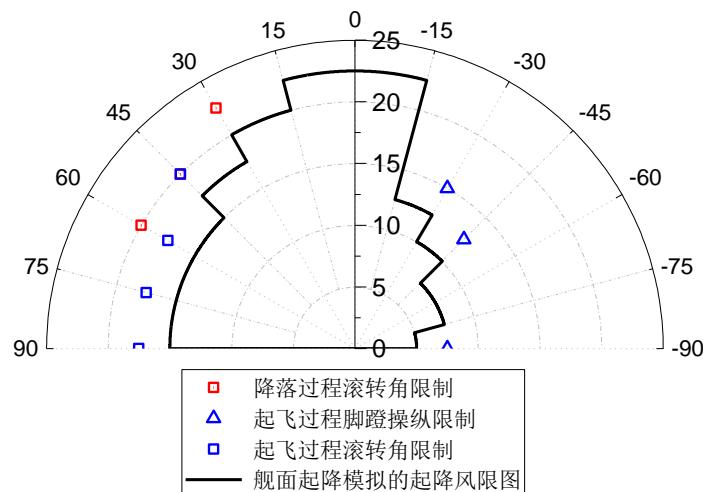


图 4.28 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 6 的起降风限图(斜向起降轨迹)

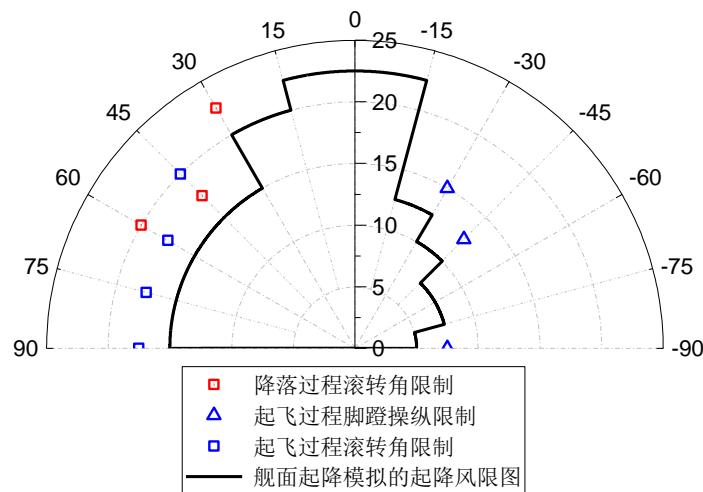


图 4.29 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 8 的起降风限图(斜向起降轨迹)

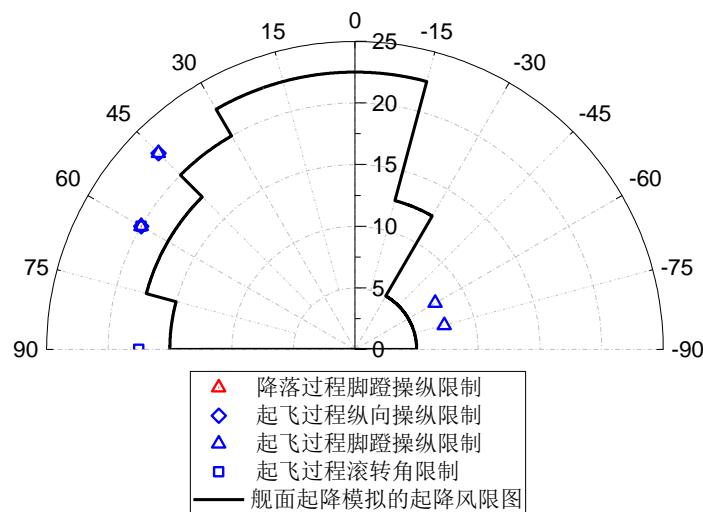


图 4.30 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 5 的起降风限图(从后向前起降轨迹)

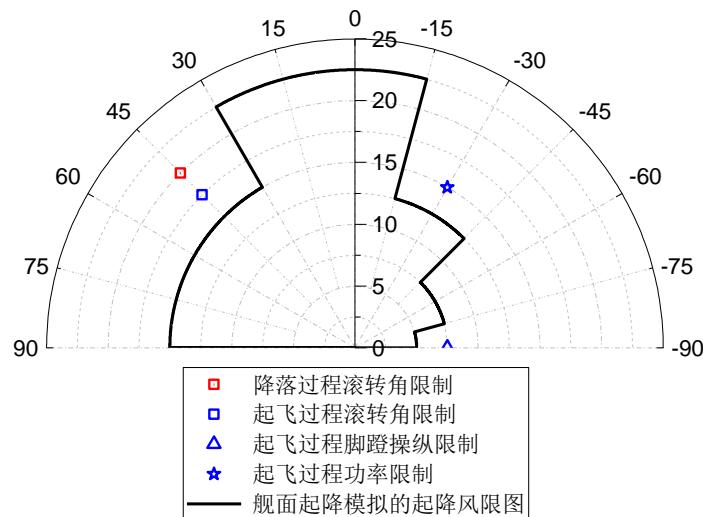


图 4.31 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 6 的起降风限图(从后向前起降轨迹)

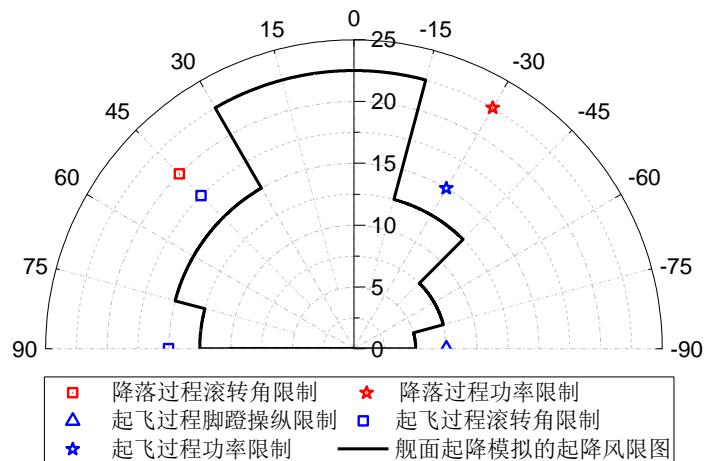


图 4.32 UH-60A 直升机在 LHA 舰起降点 8 的起降风限图(从后向前起降轨迹)

4.6 本章小结

本章基于直升机舰面起降的飞行动力学模型，发展了一种与舰面起降环境相适应的驾驶员操纵模型，建立了舰面起降飞行轨迹的数学描述与生成方法，最终形成了一种直升机舰面起降的数值模拟方法。在此基础上，发展了一种基于直升机舰面起降模拟的风限图计算方法。通过计算和分析可以得到以下结论：

本文建立的舰面起降飞行轨迹数学描述与生成方法能够给出光滑的飞行轨迹加速度、速度和位移时间历程。直升机舰面起降数值模拟方法预测的驾驶员操纵量时间历程与飞行试验数据吻合良好，能够准确捕捉到舰船尾流的时空变化对直升机飞行特性的影响。

在某些风况下直升机在舰面起降过程中受到舰船尾流的影响要远大于在舰面起降点上方悬停时受到的影响。基于直升机舰面起降模拟的风限图计算方法不仅能考虑到舰面起降点上方舰船尾流对直升机平衡状态的影响，还能考虑到不同起降轨迹导致的舰船尾流时空变化对直升机飞行特性的影响，显著提升了直升机舰面起降风限图的计算精度。

采用不同的飞行轨迹在不同的舰面起降点进行起降会导致直升机经历不同的舰船尾流时空变化，直升机舰面起降的风限图也不同。对于 UH-60A 直升机和 LHA 舰组合，与斜向起降飞行轨迹相比，从后向前起降飞行轨迹由于使直升机避开在起降点上方时空变化剧烈的舰船尾流中进行起降飞行，能够扩大起降风限图。

第五章 直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷分析及缓和方法

5.1 引言

直升机舰面起降过程中驾驶员不仅要应对起降甲板狭小的空间限制，还要应对舰船尾流的时空变化对直升机飞行状态的干扰，操纵负荷陡增，严重降低直升机舰面起降的任务效能。现有研究主要通过驾驶员在环的飞行仿真进行驾驶员操纵负荷的评价，指导缓和直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的飞行控制设计，但驾驶员的主观评价往往难以准确判定影响操纵负荷的主要因素，也不能定量评估这些因素对驾驶员操纵负荷的影响程度。在缓和直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的飞行控制设计方面，由于旋翼/机体耦合模态不稳定的限制，传统的基于机体状态反馈的飞行控制设计方法已经面临瓶颈。将 RSF 集成到现有飞行控制系统中对提高直升机的操纵带宽和紊流抑制能力，缓和舰面起降过程中的驾驶员操纵负荷具有良好的应用前景，但至今尚未成功用于直升机的舰面起降过程。

本章将首先采用数值模拟方法分析直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷及主要影响因素，并建立定量化指标评估由不同因素导致的驾驶员操纵负荷。然后以经典的显模型跟踪控制为基础，发展一种集成 RSF 的飞行控制系统，通过适当的反馈和前馈设计提升系统的操纵品质。最后采用线性飞行动力学模型分析 RSF 对直升机操纵品质的影响，并采用非线性数值模拟方法验证集成 RSF 飞行控制系统对直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的缓和作用。

5.2 驾驶员舰面起降的操纵负荷分析

本节分别实施直升机在 0° 风向角舰船尾流中以从后向前起降轨迹进行舰面降落和在 30° 风向角舰船尾流中以斜向起降轨迹进行舰面降落的数值模拟，通过分析驾驶员模型输出的操纵量时间历程研究风况和起降轨迹导致的舰船尾流时空变化对驾驶员操纵负荷的影响。数值模拟中采用的机型为带增稳系统的 UH-60A 直升机，关于 UH-60A 直升机增稳系统的介绍见附录 B，船型为 LHA 舰。进行数值模拟的横向操纵驾驶员模型内环穿越频率为 2.8 rad/s ，其他三个操纵通道驾驶员模型的内环穿越频率均为 2 rad/s 。

图 5.1~图 5.4 分别为直升机在 0° 风向角舰船尾流中以从后向前起降轨迹进行舰面降落的飞行速度、角速率、姿态角和驾驶员操纵量时间历程。其中直升机总重为 8500 kg ，舰面来流风速为 22.5 m/s ，舰面降落过程的终点位于起降点 8 上方 5 m ，从后向前降落轨迹由稳定下滑和横向平移两个基本机动飞行轨迹组合而成，具体参数和轨迹时间历程见 4.3 节。

从图 5.1 可以发现，在无舰船尾流、稳态舰船尾流和非稳态舰船尾流中进行舰面降落的直升机地速时间历程非常接近，这是因为本文采用驾驶员模型跟踪同一起降轨迹进行直升机舰面降落的数值模拟模拟。

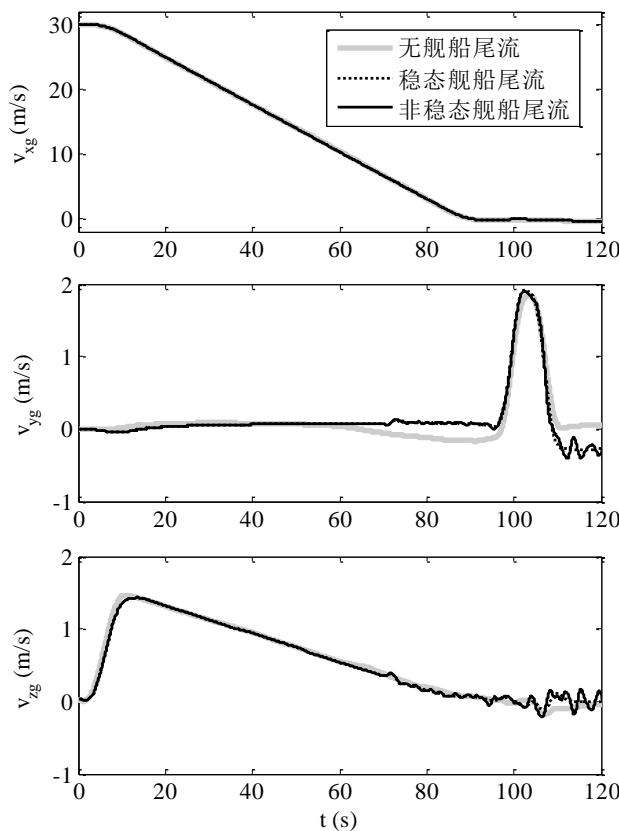


图5.1直升机舰面降落的地速时间历程(从后向前起降轨迹)

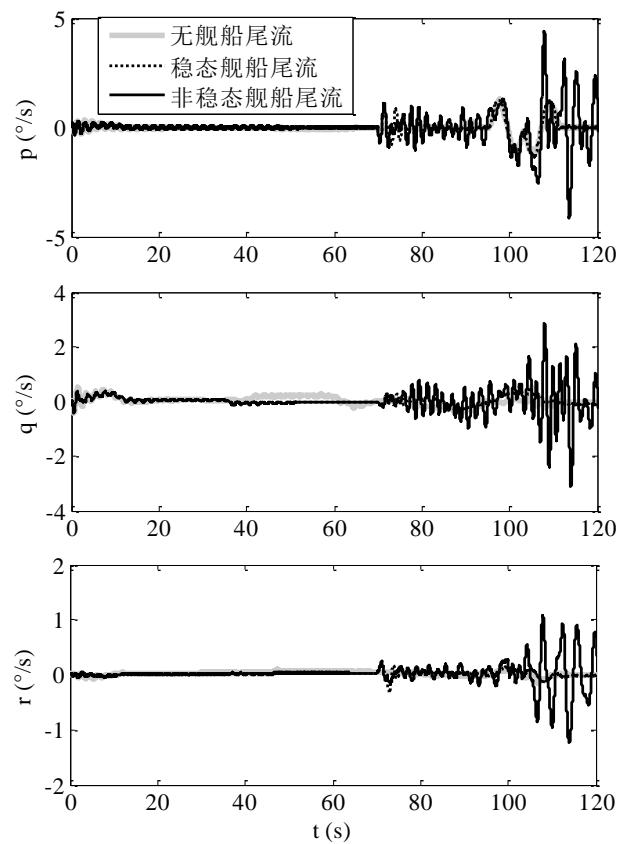


图5.2直升机舰面降落的角速率时间历程(从后向前起降轨迹)

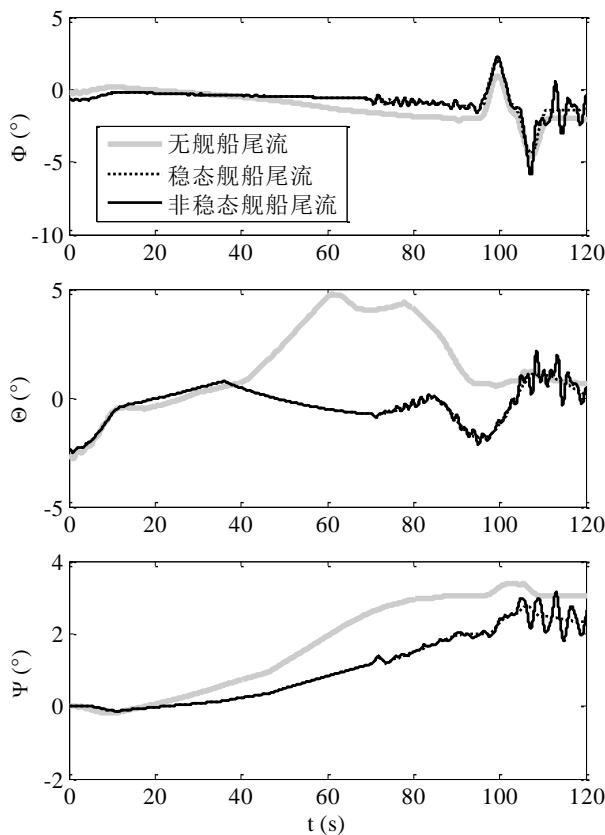


图 5.3 直升机舰面降落的姿态角时间历程(从后向前起降轨迹)

从图5.2~图5.4可以发现，即使没有舰船尾流的干扰，驾驶员仍然需要不断地操纵直升机改变飞行状态以在狭小的舰船起降点上方完成舰面降落，导致驾驶员操纵负荷增加。与在无舰船尾流中降落相比，稳态舰船尾流会严重影响舰面降落过程中直升机的姿态角变化，尤其当直升机逐渐接近舰面起降点时，舰面起降点周围非均匀舰船尾流的干扰使直升机飞行姿态角变化剧烈，导致驾驶员需要不断的进行操纵补偿，加重舰面降落过程中的驾驶员操纵负荷，如图5.4所示。从图中还可以发现，当直升机进入非稳态舰船尾流区域时，舰船尾部随机紊流的干扰导致直升机发生小幅高频的姿态角和角速率振荡现象，在这种情况下驾驶员需要不断地进行姿态修正以保持高精度的姿态和位置控制，进一步加重驾驶员的操纵负荷。

图 5.5~图 5.8 分别为直升机在 30° 风向角舰船尾流中以斜向起降轨迹进行舰面降落的飞行速度、角速率、姿态角和驾驶员操纵量时间历程。其中直升机总重为 8500 kg，舰面来流风速为 12.5 m/s，舰面降落的终点位于起降点 8 上方 5 m，斜向降落轨迹由稳定下滑和航向姿态调整两个基本机动飞行轨迹组合而成，具体参数和轨迹时间历程见 4.3 节。

从图5.6~图5.8中可以发现与图5.1~图5.4的算例相同的现象，即稳态舰船尾流会严重干扰直升机舰面降落过程中的驾驶员操纵量时间历程，在直升机逐渐接近舰船甲板时越来越强烈的舰船尾部随机紊流会导致小幅高频的直升机姿态角和角速率振荡现象，进一步加重驾驶员操纵负荷。此外还可以发现，与来流风向角为 0° 风速为 22.5 m/s 的舰船尾流相比，虽然舰面来流风向角为 30° 算例的来流风速仅为 12.5 m/s，但是由舰船尾部随机紊流导致的姿态角和角速度振荡幅值更大，导致驾驶员为保持高精度的姿态和位置控制付出的操纵负荷更大。

这是因为与来流风向角为 0° 的舰船尾流相比，来流风向角为 30° 时由岛型建筑导致的非稳态脱落涡和随机紊流现象更加强烈，由于直升机舰面降落的起降点8正处于LHA舰船岛型建筑尾流的下风向，因此受舰船尾部随机紊流的干扰更加强烈。

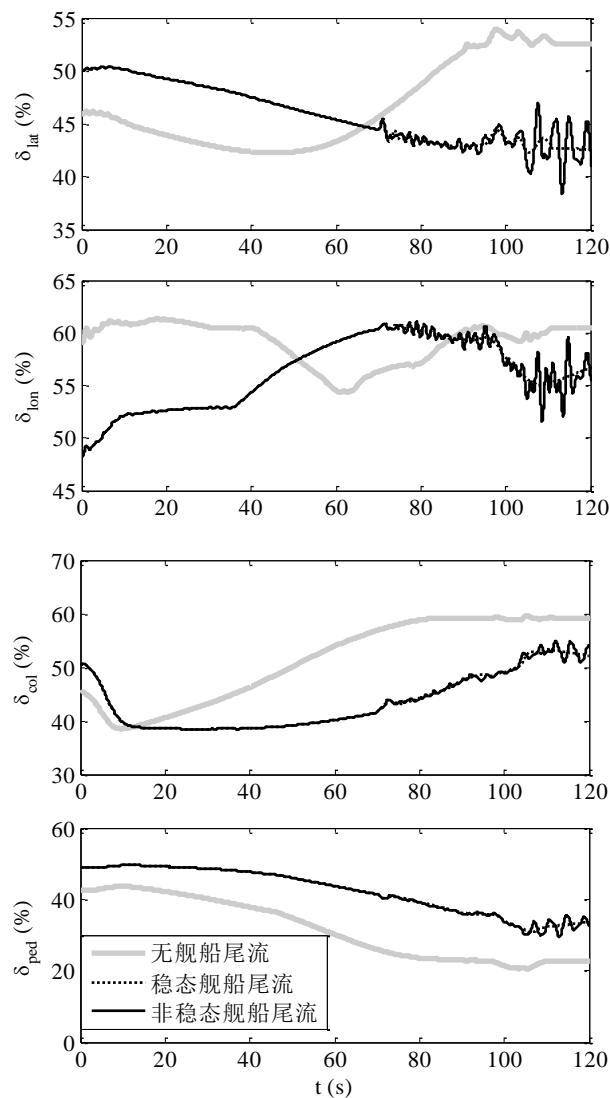


图 5.4 直升机舰面降落的操纵量时间历程(从后向前起降轨迹)

由 4.5 节的直升机舰面起降风限图可知，以上两个算例的舰面来流风速和风向角都位于配平计算的起降风限图内，直升机本身的特性能够满足舰面起降飞行安全的要求，但驾驶员需要付出较大的操纵负荷才能完成直升机舰面降落。通过分析可以发现驾驶员操纵负荷主要由两方面因素引起，一是由狭小的舰面起降场地导致的中等幅度姿态控制，二是应对舰船尾部随机紊流干扰进行的小幅高频姿态补偿。本文分别定义两个定量化指标评估由这两个因素引起的驾驶员操纵负荷。第一个定量化指标为定义在时域的驾驶员操纵迅猛程度^[143]，用来定量化评估由狭小的舰面起降场地引起的驾驶员操纵负荷，具体定义如下

$$J_A = \frac{100\%}{t_f - t_0} \sum_{t=t_0}^{t_f} \left[\frac{|\delta(t) - \delta(t_0)|}{\delta_{\max} - \delta_{\min}} \right] \Delta t \quad (5.1)$$

式中： J_A 为驾驶员某一操纵量的操纵迅猛程度指标， $\delta(t)$ 为驾驶员操纵量时间历程， $\delta(t_0)$ 为配平操纵量， δ_{\min} 和 δ_{\max} 分别表示操纵的最小和最大行程， t_0 和 t_f 分别为舰面起降任务的起始和终止时刻， Δt 为数值模拟的离散时间步长。

第二个定量化指标为在操纵品质相关频率范围内(1~12 rad/s)的小幅高频驾驶员操纵强度 σ_{FL} ，用来评估由舰船尾部随机紊流干扰引起的驾驶员操纵负荷，具体定义如下

$$\sigma_{FL} = \left[\int_1^{12} S(\omega) d\omega \right]^{\frac{1}{2}} \quad (5.2)$$

式中： ω 为角频率(单位：rad/s)， $S(\omega)$ 为驾驶员操纵量的功率谱密度。

表5. 1为直升机在两种风况舰船尾流中以两种起降轨迹完成舰面降落的驾驶员操纵迅猛程度指标，表5. 2为直升机在0° 和30° 风向角非稳态舰船尾流中的驾驶员小幅高频操纵强度评估结果。其中直升机总重和飞行状态分别与前面所述两个算例相同。

从表5. 1可以看出，在无舰船尾流环境中，当驾驶员采用从后向前起降轨迹和斜向起降轨迹进行直升机舰面降落时，各通道的操纵迅猛程度指标总体相差不大，仅在横向操纵有微小差异，这是因为由从后向前起降轨迹中存在一个横向平移机动，导致驾驶员的横向操纵负荷略有增加。另外可以发现，不同风况的稳态舰船尾流对驾驶员操纵迅猛程度指标有较大影响，而同一风况的非稳态舰船尾流对驾驶员操纵迅猛程度指标的影响可以忽略不计。这是因为非稳态舰船尾流的随机紊流主要引起直升机小幅高频的姿态角和角速率振荡，增加的驾驶员操纵负荷也主要由于小幅高频的姿态补偿操纵引起，对用来评估中等幅度姿态控制驾驶员操纵负荷的驾驶员操纵迅猛程度指标影响很小。

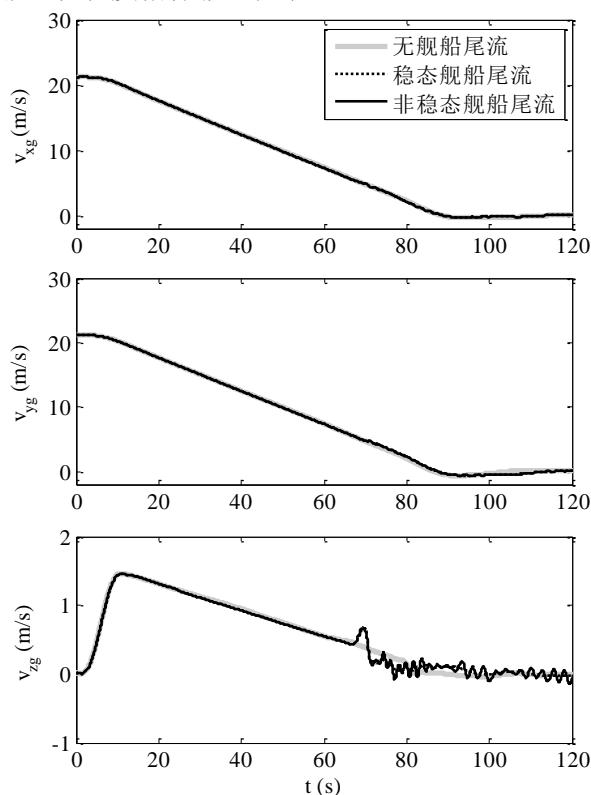


图5. 5直升机舰面降落的地速时间历程(斜向起降轨迹)

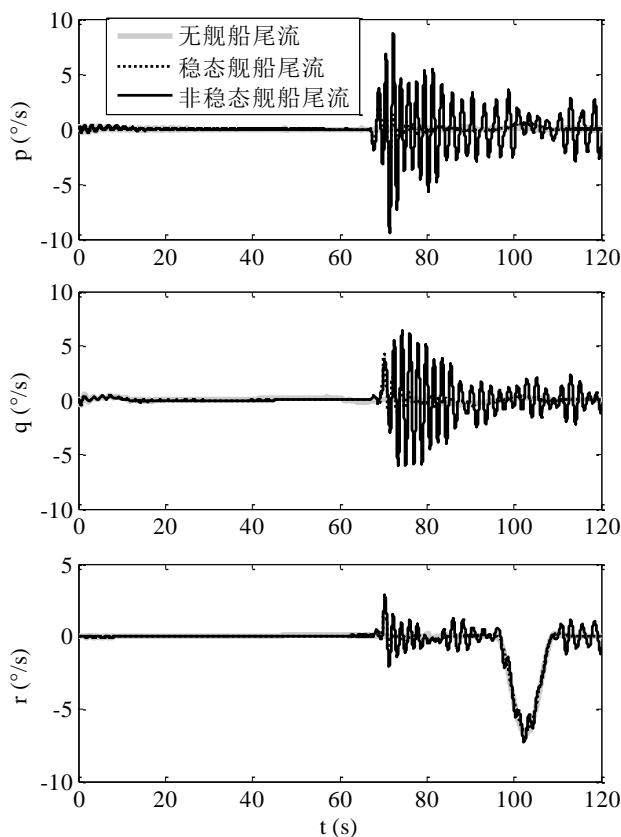


图5.6 直升机舰面降落的角速率时间历程(斜向起降轨迹)

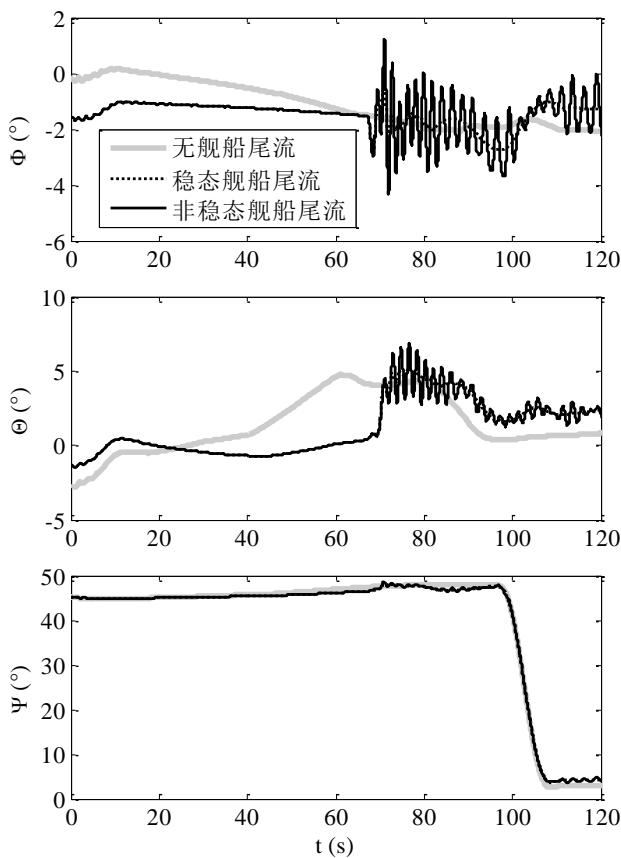


图5.7 直升机舰面降落的姿态角时间历程(斜向起降轨迹)

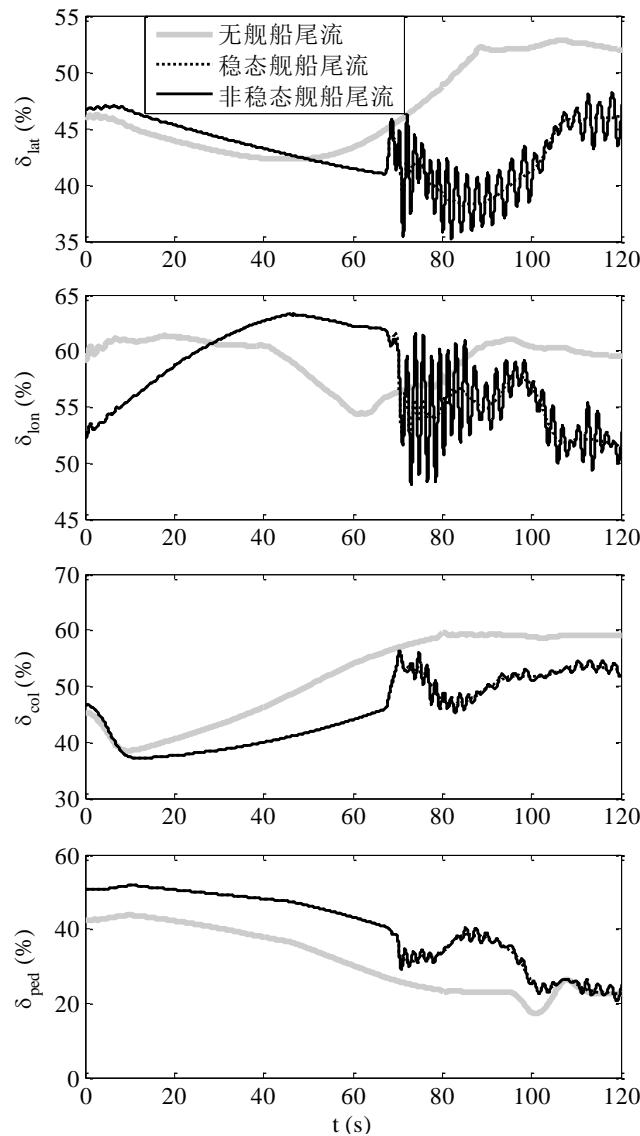


图5.8 直升机舰面降落的操纵量时间历程(斜向起降轨迹)

从表5.2可以看出,与 0° 风向角非稳态舰船尾流中的结果相比,虽然 30° 风向角舰船尾流的来流风速更小,但是直升机在舰船尾部随机紊流中进行高精度姿态和位置控制的小幅高频驾驶员操纵强度更大。

表 5.1 驾驶员操纵迅猛程度指标评估结果

飞行轨迹	风况		横向(%)	纵向(%)	总距(%)	脚蹬(%)
从后向前 $\theta_w = 0^\circ$ $U_{\text{inf}} = 22.5 \text{ m/s}$	无舰船尾流		3.71	1.68	6.98	7.80
	$\theta_w = 0^\circ$	稳态	2.42	2.86	4.57	5.62
		非稳态	2.42	2.97	4.60	5.64
斜向 $\theta_w = 30^\circ$ $U_{\text{inf}} = 12.5 \text{ m/s}$	无舰船尾流		3.59	1.68	6.97	7.78
	$\theta_w = 30^\circ$	稳态	2.24	3.48	5.32	8.64
		非稳态	2.27	3.64	5.31	8.57

表 5.2 驾驶员小幅高频操纵强度评估结果

风况	横向(%)	纵向(%)	总距(%)	脚蹬(%)
$\theta_w = 0^\circ$ $U_{\text{inf}} = 22.5 \text{ m/s}$	1.00	1.47	0.93	1.01
$\theta_w = 30^\circ$ $U_{\text{inf}} = 12.5 \text{ m/s}$	1.44	2.00	0.52	1.41

5.3 缓和驾驶员操纵负荷的飞行控制系统设计

flight control

由上节分析可知, 直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷主要由在狭小的舰面起降场地进行起降引起的中等幅度姿态控制和在舰船尾部随机紊流中进行小幅高频姿态补偿控制导致的。本节首先介绍经典显模型跟踪控制系统的.设计方法。在此基础上通过引入RSF, 协同优化直升机的机体和旋翼状态反馈系数提升直升机在操纵品质相关频率范围内的紊流抑制能力; 通过适当的前馈补偿设计和对指令模型参数的进一步优化提升直升机的操纵带宽和姿态快捷性操纵品质指标, 以综合降低直升机舰面起降过程中的驾驶员操纵负荷。

5.3.1 显模型跟踪控制设计

图 5.9 为本文采用的经典显模型跟踪控制系统结构, 由三个部分组成: 指令模型 $M(s)$, 被控对象逆模型 $P^{-1}(s)$ 和反馈回路 $H(s)$ 。图中 u 为驾驶员输入的直升机操纵量, x_{com} 为指令模型输出状态量, u_{ff} 为逆模型输出给作动器的操纵量, u_{fd} 为反馈回路输出给作动器的操纵量, u_a 为作动器总操纵量, $P(s)$ 为被控对象即直升机, x 为被控对象输出状态量。

由图可知, 如果被控对象 $P(s)$ 的理想逆模型 $P^{-1}(s)$ 存在, 则整个系统的传递函数为

$$\frac{x(s)}{u(s)} = M(s) \cdot [P^{-1}(s) + H(s)] \cdot \frac{P(s)}{1 + P(s)H(s)} = M(s) \quad (5.3)$$

即系统与指令模型等价, 逆模型抵消了直升机本身的动力学特性, 被控对象输出 x 完全等于指令模型输出 x_{com} 。因此, 只需给出合适的指令模型即可满足提出的飞行控制设计指标。

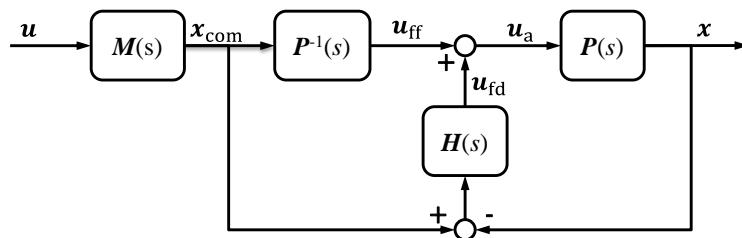


图 5.9 显模型跟踪控制系统结构图

本文通过显模型跟踪控制设计使直升机在俯仰、滚转通道实现姿态指令/姿态保持 (Attitude Command/Attitude Hold, ACAH) 响应类型, 在航向实现速率指令/航向保持(Rate

Command/Direction Hold, RCDH) 响应类型，在垂向实现速率指令/高度保持(Rate Comand/Height Hold, RCHH)响应类型。为实现具有上述响应类型的显模型跟踪控制系统设计，下文分别给出显模型跟踪控制系统的反馈回路、逆模型和指令模型设计方法。

5.3.1.1 反馈回路设计

反馈回路的作用是稳定直升机各运动模态、抑制干扰和使直升机能够稳定地跟踪指令模型输出。为实现滚转、俯仰和偏航姿态保持以及高度保持，本文采用以下控制律实现反馈回路设计

$$\Delta\delta'_{\text{lat}} = K_{\Phi}(\Phi_{\text{com}} - \Phi) + K_p(p_{\text{com}} - p) \quad (5.4)$$

$$\Delta\delta'_{\text{ion}} = K_{\Theta}(\Theta_{\text{com}} - \Theta) + K_q(q_{\text{com}} - q) \quad (5.5)$$

$$\Delta\delta'_{\text{col}} = K_z(z_{\text{com}} - z) + K_w(w_{\text{com}} - w) \quad (5.6)$$

$$\Delta\delta'_{\text{ped}} = K_{\Psi}(\Psi_{\text{com}} - \Psi) + K_r(r_{\text{com}} - r) \quad (5.7)$$

式中： $\Delta\delta'_{\text{lat}}$ 、 $\Delta\delta'_{\text{ion}}$ 、 $\Delta\delta'_{\text{col}}$ 和 $\Delta\delta'_{\text{ped}}$ 分别为横向、纵向、垂向和航向反馈输出的操纵量， Φ_{com} 、 Θ_{com} 和 Ψ_{com} 分别为指令模型输出姿态角， p_{com} 、 q_{com} 和 r_{com} 分别为指令模型输出角速率， z_{com} 和 w_{com} 分别为指令模型输出垂向位置和垂向速度。

反馈系数的选取应确保直升机各运动模态稳定。在此基础上尽量增大反馈系数，以提升飞行控制系统的紊流抑制能力和对指令模型的跟踪能力。Tishler^[88]指出对于高带宽飞行控制系统，较大的反馈系数能够抑制处于低频段的运动模态，系统的带宽主要由旋翼等具有高频动力学特性的部件决定。因此在进行反馈系数设计时，可以采用极简单的刚体动力学模型模拟直升机机体运动，但对旋翼和作动器等具有高频动力学特性的部件应进行详细地建模。基于以上假设，Tishler^[88, 89]设计了 UH-60A 直升机悬停/低速状态的反馈系数，并采用飞行模拟器进行驾驶员在环飞行仿真进一步修正反馈系数。在本文经典显模型跟踪控制设计中直接引用 Tishler 设计的反馈系数，如表 5.3 所示，以便于下文对飞行控制系统作进一步分析。

表 5.3 显模型跟踪控制系统的反馈系数和取值

反馈系数	取值	反馈系数	取值
K_p	13	K_q	68
K_{Φ}	84	K_{Θ}	104
K_r	74	K_w	-5.5
K_{Ψ}	141	K_z	-0.069

5.3.1.2 逆模型设计

逆模型是显模型跟踪控制系统的关键环节，决定着飞行控制系统的性能。在整个直升机与飞行控制的组合系统中逆模型构成对直升机的前向补偿，能够提高直升机对指令的响应速度。理想情况下逆模型的零点与直升机传递函数的极点对消，直升机本身的动力学特性被逆模型抵消，使直升机能够完美地跟踪指令模型的输出指令。由于旋翼、作动器等具有高阶动力学特性部件的动态特性是不可能抵消的，而重心偏移等低阶动力学特性的影响可以由反馈回路抑制，因此对直升机刚体运动的传递函数进行拟合获得的低阶近似模型能够满足显模型跟踪控制设计对逆模型的要求。本文采用如下一阶传递函数对直升机刚体动力学模型进行拟合

$$\frac{p(s)}{\delta_{\text{lat}}(s)}, \frac{q(s)}{\delta_{\text{lon}}(s)}, \frac{w(s)}{\delta_{\text{col}}(s)}, \frac{r(s)}{\delta_{\text{ped}}(s)} = \frac{K_{\text{LOES}}}{T_{\text{LOES}}s + 1} \quad (5.8)$$

式中： K_{LOES} 和 T_{LOES} 分别为低阶近似模型的操纵灵敏度系数和时间常数。

本文采用频域拟合方式获得直升机的低阶近似模型。图 5.10 为本文拟合的低阶近似模型与直升机刚体动力学模型的对比。从图中可以看出，在直升机操纵品质相关的频率范围内低阶近似模型与直升机刚体动力学模型吻合良好，因此能够满足飞行控制系统对逆模型的要求。

5.3.1.3 指令模型设计

指令模型是与驾驶员操纵量对应的指令输出，也是直升机需要跟踪的目标。指令模型的设计应以现行的直升机操纵品质规范为依据。理想的直升机角速率响应具有一阶特性，姿态响应具有二阶特性^[137]。本文采用二阶传递函数实现滚转、俯仰通道的姿态指令类型，采用一阶传递函数实现垂向和航向的速率指令类型，即

$$\frac{\Phi_{\text{com}}(s)}{\delta_{\text{lat}}(s)}, \frac{\Theta_{\text{com}}(s)}{\delta_{\text{lon}}(s)} = \frac{K_{\text{AC}}}{\frac{1}{\omega_n^2}s^2 + \frac{2\zeta}{\omega_n}s + 1} \quad (5.9)$$

$$\frac{w_{\text{com}}(s)}{\delta_{\text{col}}(s)}, \frac{r_{\text{com}}(s)}{\delta_{\text{ped}}(s)} = \frac{K_{\text{RC}}}{T_{\text{RC}}s + 1} \quad (5.10)$$

式中： Φ_{com} 、 Θ_{com} 、 w_{com} 和 r_{com} 分别为指令模型输出的滚转角、俯仰角、垂向速率和偏航角速率， K_{AC} 、 ω_n 和 ζ 分别为姿态指令模型的操纵灵敏度系数、固有频率和阻尼比， K_{RC} 和 T_{RC} 分别为速率指令模型的操纵灵敏度系数和时间常数。

指令模型参数的选取应满足现行操纵品质规范规定的定量化指标，例如对于姿态和角速率指令类型，指令模型参数的选取应满足操纵品质规范中对姿态和角速率大幅姿态响应的最大姿态角变化、中等幅度姿态变化的快捷性指标和小幅高频姿态变化的带宽与相位延迟等操纵品质指标的要求^[137]。本文通过推导得到了各指令模型与相关操纵品质指标的关系。具体

推导过程见文献[144, 145]，这里只给出具体结果。

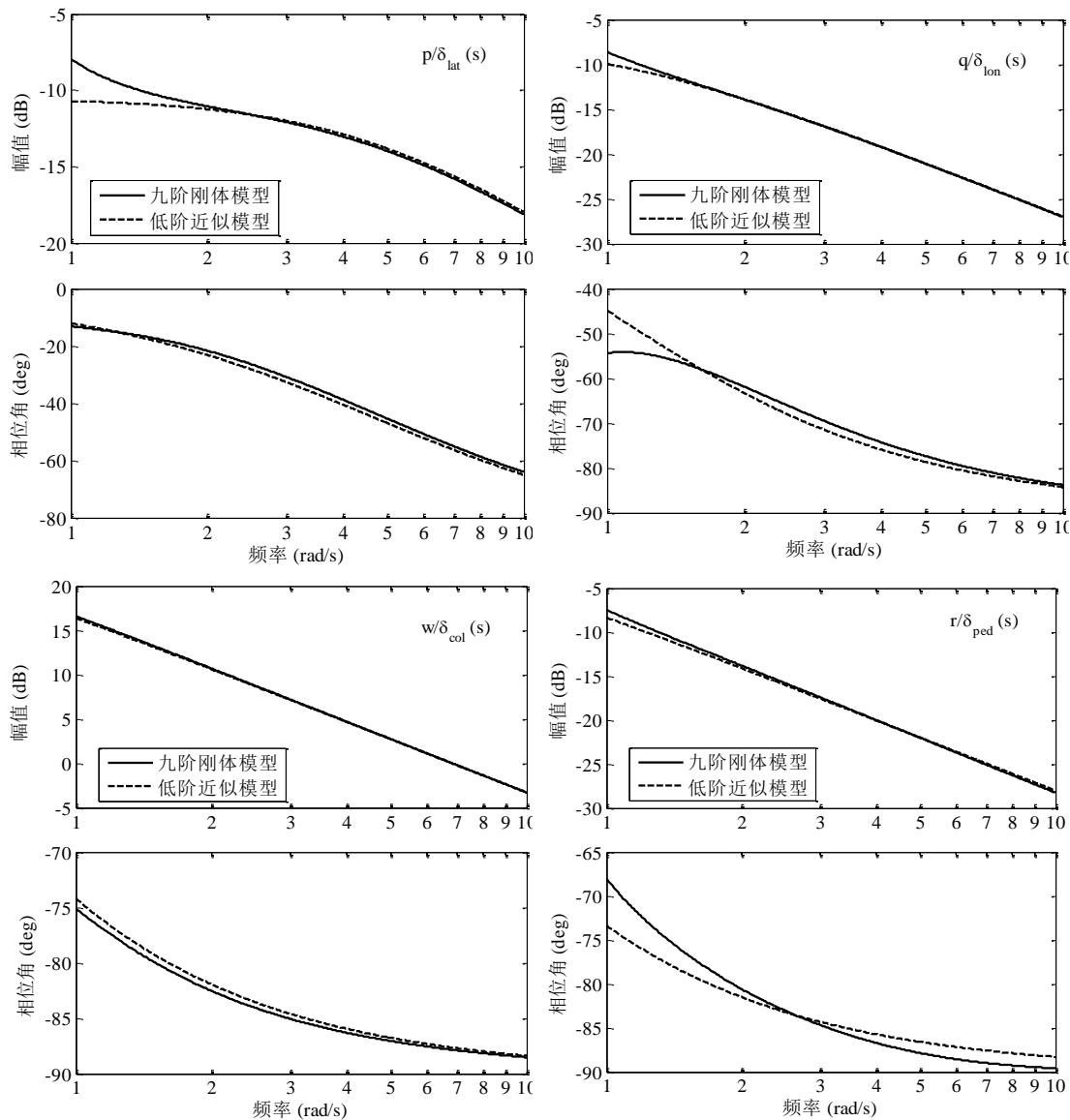


图 5.10 低阶近似模型与直升机刚体动力学模型的对比

1) 姿态指令模型的操纵品质指标

与姿态指令类型相关的操纵品质指标有小幅高频姿态变化的带宽和相位延迟、中等幅度姿态变化的快捷性指标和大幅姿态响应的最大姿态角变化。在推导指令模型与操纵品质指标之间的关系时应考虑到高阶动力学系统的等效延迟时间 τ_{SL} 的影响。以滚转姿态指令为例，采用如下传递函数进行操纵品质的定量评估

$$\frac{\Phi_{com}(s)}{\delta_{lat}(s)} = \frac{K_{AC}}{\frac{1}{\omega_n^2} s^2 + \frac{2\zeta}{\omega_n} s + 1} e^{-\tau_{SL}s} \quad (5.11)$$

由上式可知，姿态指令模型的相位带宽 ω_{BW} 与指令模型参数 ω_n 、 ζ 和 τ_{SL} 的关系为

$$0 = \tan\left(\frac{\pi}{4} + \tau_{SL}\omega_{BW}\right) - \frac{2\zeta\omega_{BW}\omega_n}{\omega_{BW}^2 - \omega_n^2} \quad (5.12)$$

相位延迟 τ_p 为

$$\tau_p = \frac{2\omega_{180}\tau_{SL} - \arctan\left(\frac{4\zeta\omega_{180}\omega_n}{4\omega_{180}^2 - \omega_n^2}\right)}{2\omega_{180}} \quad (5.13)$$

式中: ω_{180} 为式(5.11)的传递函数相位为-180°时所对应的频率, 可以通过求解下述方程获得

$$0 = \tan(\tau_{SL}\omega_{180}) - \frac{2\zeta\omega_{180}\omega_n}{\omega_{180}^2 - \omega_n^2} \quad (5.14)$$

阻尼比为 1 时驾驶员迅猛阶跃操纵的姿态快捷性指标^[144]为

$$\frac{p_{pk}}{\Phi_{pk}} = \begin{cases} -\frac{K_{AC} - \Phi_{min}}{\Phi_{min}T_{1/2}} \ln\left(1 - \frac{\Phi_{min}}{K_{AC}}\right), & \Phi_{min} < K_{AC}(1 - e^{-1}) \\ \frac{K_{AC}e^{-1}}{\Phi_{min}T_{1/2}}, & \Phi_{min} \geq K_{AC}(1 - e^{-1}) \end{cases} \quad (5.15)$$

姿态指令模型的最大姿态角变化等于指令模型传递函数的操纵灵敏度系数乘以总操纵行程的一半, 即

$$|\Phi|_{max} = K_{AC}(\delta_{lat_{max}} - \delta_{lat_{min}})/2 \quad (5.16)$$

式中: $\delta_{lat_{min}}$ 与 $\delta_{lat_{max}}$ 分别为横向操纵的最小和最大行程。

2) 角速率指令模型的操纵品质指标

与角速率指令类型相关的操纵品质指标有小幅高频姿态变化的带宽与相位延迟、中等幅度姿态变化的姿态快捷性指标与大幅姿态响应的最大角速率变化。以偏航角速率指令为例, 采用如下传递函数进行操纵品质的定量评估

$$\frac{r_{com}(s)}{\delta_{ped}(s)} = \frac{K_{RC}}{T_{RC}s + 1} e^{-\tau_{SL}} \quad (5.17)$$

对上式推导后得到角速率指令模型的相位带宽 ω_{BW} 与参数 T_{RC} 、 τ_{SL} 的关系为

$$0 = \tan\left(\frac{\pi}{4} - \tau_{SL}\omega_{BW}\right) - \omega_{BW}T_{RC} \quad (5.18)$$

相位延迟 τ_p 为

$$\tau_p = \frac{\arctan(2\omega_{180}T_{RC}) + 2\omega_{180}\tau_{SL} - \frac{\pi}{2}}{2\omega_{180}} \quad (5.19)$$

式中: ω_{180} 为式(5.17)的传递函数相位为-180°的频率, 可以通过求解下式获得

$$0 = \tan\left(\frac{\pi}{2} - \tau_{SL}\omega_{180}\right) - \omega_{180}T_{RC} \quad (5.20)$$

在最大幅度的脉冲输入时角速率指令模型的姿态快捷性可表示为最小姿态变化的函数

$$\frac{r_{pk}}{\Psi_{pk}} = \frac{K_{RC}(1 - e^{-\frac{\Psi_{min}}{K_{RC}T_{RC}}})}{\Psi_{min}} \quad (5.21)$$

大幅姿态响应的最大角速率变化等于传递函数的操纵灵敏度乘以航向操纵总行程的一

半, 即

$$|r|_{\max} = K_{RC} (\delta_{ped_{\max}} - \delta_{ped_{\min}}) / 2 \quad (5.22)$$

式中: $\delta_{ped_{\min}}$ 和 $\delta_{ped_{\max}}$ 分别为脚蹬操纵量的最小与最大行程。

3) 垂向速度指令模型的操纵品质指标

操纵品质规范 ADS-33E^[137]对垂向速率指令类型的规定为在施加总距阶跃操纵后最多 5 秒内, 垂向速度响应具有定性的一阶外形。自总距操纵快速偏离配平位置起 1.5 秒后, 等级 1 要求直升机垂向速度至少达到 0.8128 m/s; 等级 2 要求直升机垂向速度至少达到 0.2794 m/s; 等级 3 要求直升机垂向速度至少达到 0.2032 m/s。本文采用如下传递函数进行垂向速度指令模型操纵品质指标的定量评估,

$$\frac{w_{com}(s)}{\delta_{col}(s)} = \frac{K_{RC}}{T_{RC}s + 1} e^{-\tau_{SL}} \quad (5.23)$$

通过推导可以得到垂向速度指令模型在 1.5 s 时的垂向响应速度为

$$w_{1.5s} = -K_{RC} \left(1 - e^{-\frac{1.5 - \tau_{SL}}{T_{RC}}} \right) (\delta_{col_{\max}} - \delta_{col_{\min}}) \quad (5.24)$$

式中: $\delta_{col_{\min}}$ 和 $\delta_{col_{\max}}$ 分别为总距操纵的最小与最大行程。

从上文描述可知, 为获得高带宽显模型跟踪控制系统, 指令模型的设计应与飞行控制系统对指令模型的跟踪能力协调。如果指令模型的带宽过大导致飞行控制系统对指令模型的跟踪能力不足, 则会导致控制系统无法及时跟踪指令模型输出, 恶化直升机的操纵响应特性。反之, 如果指令模型的带宽过小, 直升机的操纵响应特性由指令模型主导, 则无法获得较高的操纵带宽。为定量评估飞行控制系统对指令模型的跟踪能力, 定义指令跟踪延迟时间为

$$\tau_{mf} = \frac{135 - |\varphi_{com}(\omega_{BDW})|}{57.3\omega_{BDW}} \quad (5.25)$$

式中: τ_{mf} 为指令跟踪延迟时间, ω_{BDW} 为根据操纵品质规范 ADS-33E 确定的系统操纵带宽, $\varphi_{com}(\omega_{BDW})$ 为指令模型在带宽频率 ω_{BDW} 的相位角。

基于式(5.9)和(5.10)的指令模型形式, 根据操纵品质规范 ADS-33E 等级 1 的要求以及直升机各通道高阶动力学环节导致的等效延迟时间^[90], 最终选择的指令模型参数见表 5.4。其中各通道的指令跟踪延迟时间见表 5.5。

表 5.4 指令模型参数

响应类型	K_{AC}/K_{RC}	ζ	ω_n	T_{RC}
滚转姿态指令	0.02748 rad/%	1.00	2.50 rad/s	-
俯仰姿态指令	0.01374 rad/%	1.00	2.00 rad/s	-
垂向速度指令	0.04204 m/s/%	-	-	3.0000 s
偏航角速率指令	0.0100 rad/s/%	-	-	0.2500 s

表 5.5 各操纵通道指令跟踪延迟时间 τ_{mf}

操纵通道	τ_{mf} (s)
纵向	0.1033
横向	0.08904
垂向	0.02094
航向	0.06875

5.3.2 集成 RSF 的飞行控制系统设计

本小节在显模型跟踪控制系统的基础上设计一种集成 RSF 的飞行控制系统，以同时提高直升机俯仰和滚转通道的紊流抑制能力、操纵带宽和姿态快捷性等操纵品质指标，降低直升机舰面起降过程中的驾驶员操纵负荷。集成 RSF 的飞行控制律设计分为三个部分：首先通过对机体和旋翼状态反馈系数的协同最优设计实现在整个操纵品质相关频率范围内更强的紊流抑制能力，然后采用一个前馈补偿设计提升飞行控制系统的指令跟踪能力，最后发展一种基于指令跟踪能力约束的指令模型参数优化方法，综合提升直升机的操纵带宽和姿态快捷性。

5.3.2.1 反馈回路设计

本文在经典显模型跟踪控制系统的反馈回路中引入旋翼状态反馈，以增强旋翼/机体耦合模态的动稳定性，增大纵、横向机体状态反馈系数，同时提升机体和旋翼对紊流的抑制能力。RSF 控制通过反馈定义在旋翼固定坐标系的纵、横向挥舞角、摆振角和挥舞、摆振角速率获得纵、横向操纵量并叠加到显模型跟踪控制系统的作动器输入中，如图 5.11 所示。研究表明^[111, 115]旋翼纵、横向挥舞角、摆振角和挥舞、摆振角速率可以提供充足的旋翼状态信息使 RSF 控制拥有足够的鲁棒性。与此同时，协同旋翼状态反馈系数重新优化俯仰、滚转通道的反馈系数以提升直升机俯仰、滚转通道的紊流抑制能力。

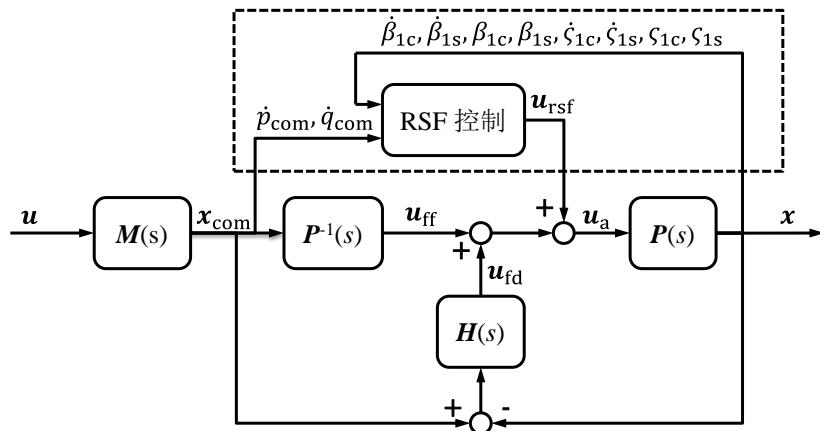


图 5.11 集成 RSF 的飞行控制系统结构图

由于旋翼挥舞、摆振运动的锥度角和无反作用角以及机体运动速度对旋翼纵、横向挥舞、摆振角运动以及机体俯仰、滚转角运动的影响不大，假定它们与旋翼纵、横向角运动和机体俯仰、滚转角运动解耦，得到机体姿态角与旋翼纵、横向挥舞、摆振角运动耦合的动力学方程为

$$\dot{\mathbf{x}}_{in} = \mathbf{Ax}_{in} + \mathbf{Bu}_{in} \quad (5.26)$$

式中： $\mathbf{x}_{in} = (\mathbf{x}_{bd}^T, \mathbf{x}_b^T, \mathbf{x}_f^T, \mathbf{x}_{or}^T)^T$ ，其中 $\mathbf{x}_{bd} = (p, q)^T$ ， $\mathbf{x}_b = (\Phi, \Theta)^T$ ， $\mathbf{x}_f = (\beta_{lc}, \beta_{ls})^T$ 为旋翼固定坐标系的纵、横向挥舞角， $\mathbf{x}_{or} = (\dot{\beta}_{lc}, \dot{\beta}_{ls}, \dot{\zeta}_{lc}, \dot{\zeta}_{ls}, \zeta_{lc}, \zeta_{ls})^T$ ，其中 $\dot{\beta}_{lc}$ 和 $\dot{\beta}_{ls}$ 为旋翼固定坐标系的纵、横向挥舞角速率， $\dot{\zeta}_{lc}$ 、 $\dot{\zeta}_{ls}$ 、 ζ_{lc} 和 ζ_{ls} 分别为旋翼固定坐标系的纵、横向摆振角速率和角度。 $\mathbf{u}_{in} = (\theta_{ls}, \theta_{lc})^T$ 为旋翼横向和纵向周期变距操纵量。

以式(5.26)的机体/旋翼动力学耦合模型为基础，本文采用线性二次型状态调节器(Linear Quadratic Regulator, LQR)最优控制方法^[146]协同设计滚转、俯仰角及角速率反馈系数和旋翼状态反馈系数。该方法首先给出一个二次型性能指标，然后寻找最优状态反馈量使受扰偏离平衡位置的状态量在恢复到平衡位置附近的过程中性能指标最小实现控制设计。本文采用如下性能指标求解 LQR 反馈系数，

$$J = \int_0^\infty (\mathbf{x}_{bd}^T \mathbf{Q}_{bd} \mathbf{x}_{bd} + \mathbf{x}_b^T \mathbf{Q}_b \mathbf{x}_b + \mathbf{x}_f^T \mathbf{Q}_f \mathbf{x}_f + \mathbf{u}_{in}^T \mathbf{R} \mathbf{u}_{in}) dt \quad (5.27)$$

式中：权重系数矩阵 \mathbf{Q}_b 、 \mathbf{Q}_{bd} 用来加权直升机滚转、俯仰角和角速率以避免过量的机体运动，权重系数矩阵 \mathbf{Q}_f 用来加权旋翼纵、横向挥舞角以避免过量的旋翼挥舞运动，权重系数矩阵 \mathbf{R} 用来加权旋翼周期变距操纵量以避免控制器产生过大的操纵量。由于旋翼纵、横向挥舞角直接影响直升机俯仰、滚转角运动，因此将旋翼纵、横向挥舞角计入性能指标，以提升直升机在高频范围内的紊流抑制能力。

依据极小值原理^[146]，使式(5.27)的性能指标最小的最优控制 $\mathbf{u}^*(t)$ 存在且唯一，即

$$\mathbf{u}^*(t) = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{S} \mathbf{x}(t) = -\mathbf{K} \mathbf{x}(t) \quad (5.28)$$

式中： $\mathbf{K} = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{S}$ 为 LQR 状态反馈系数矩阵， \mathbf{S} 为正定对称矩阵，且满足下面的矩阵代数黎卡提方程

$$-\mathbf{S}\mathbf{A} - \mathbf{A}^T \mathbf{S} + \mathbf{S}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T \mathbf{S} - \mathbf{Q} = \mathbf{0} \quad (5.29)$$

其中

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_{bd} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{Q}_b & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{Q}_f \end{bmatrix} \quad (5.30)$$

由于 LQR 最优控制方法能在获得最优解的同时确保闭环系统稳定并留有足够的幅值和相位裕度。因此，采用该方法对旋翼/机体状态反馈系数进行协同设计可以综合优化旋翼/机体耦合动稳定性和飞行控制系统的紊流抑制能力。

机体和旋翼状态反馈系数的取值随加权矩阵 \mathbf{Q}_b 、 \mathbf{Q}_{bd} 和 \mathbf{Q}_f 的增加而增大，使直升机的紊流抑制能力随之增强。然而由于受到作动器权限以及滤波器等高阶动力学系统延迟时间的限

制, LQR 状态反馈系数不能取值过大。通过反复尝试, 选择各加权矩阵如下

$$\mathbf{Q}_{\text{bd}} = \begin{bmatrix} 40 & 0 \\ 0 & 40 \end{bmatrix}, \mathbf{Q}_b = \begin{bmatrix} 400 & 0 \\ 0 & 400 \end{bmatrix}, \mathbf{Q}_f = \begin{bmatrix} 60 & 0 \\ 0 & 60 \end{bmatrix} \quad (5.31)$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} 0.016 & 0 \\ 0 & 0.01 \end{bmatrix} \quad (5.32)$$

为便于将设计的 RSF 控制律集成到经典显模型跟踪控制系统中, 本文将由 LQR 计算的交叉反馈系数设为零, 通过调整其余的反馈系数使飞行控制系统仍然能够保持良好的性能。基于以上考虑, 由于机体状态交叉反馈系数 K_{p2lon} 、 $K_{\Phi2lon}$ 、 K_{q2lat} 和 $K_{\Theta2lat}$ 以及旋翼状态反馈系数 $K_{\beta_{lc}2lon}$ 、 $K_{\beta_{ls}2lat}$ 、 $K_{\zeta_{lc}2lon}$ 、 $K_{\zeta_{ls}2lat}$ 、 $K_{\dot{\beta}_{lc}2lon}$ 和 $K_{\dot{\beta}_{ls}2lat}$ 对控制系统稳定性和性能的影响很小, 将其设为零。由于反馈系数 K_p 、 K_Φ 以及 $K_{\beta_{ls}2lat}$ 主要影响滚转角运动特性, 因此通过调整它们以获得满意的滚转通道紊流抑制能力。同理, 通过调整反馈系数 K_q 、 K_Θ 和 $K_{\beta_{lc}2lon}$ 获得满意的俯仰通道紊流抑制能力。然后通过调整摆振状态反馈系数 $K_{\zeta_{lc}2lon}$ 、 $K_{\zeta_{ls}2lat}$ 、 $K_{\dot{\zeta}_{lc}2lat}$ 和 $K_{\dot{\zeta}_{ls}2lon}$ 补偿前进型和后退型摆振模态的阻尼损失。最后通过调整挥舞状态反馈系数 $K_{\beta_{lc}2lat}$ 、 $K_{\beta_{ls}2lon}$ 、 $K_{\dot{\beta}_{lc}2lat}$ 和 $K_{\dot{\beta}_{ls}2lon}$ 补偿后退型和前进型挥舞模态的阻尼损失。最后保留的机体和旋翼状态反馈系数及取值见表 5.6。旋翼和机体状态反馈系数在飞行控制系统中的实现见图 5.12。

表 5.6 机体和旋翼状态反馈系数及取值

反馈系数	取值	反馈系数	幅值
K_p	52.0	K_q	119.0
K_Φ	150.0	K_Θ	185.0
$K_{\beta_{lc}2lat}$	-3.6	$K_{\beta_{ls}2lon}$	2.6
$K_{\beta_{lc}2lat}$	-59.6	$K_{\beta_{lc}2lon}$	-88.0
$K_{\beta_{ls}2lat}$	-192.0	$K_{\beta_{ls}2lon}$	77.9
$K_{\zeta_{lc}2lat}$	12.5	$K_{\zeta_{ls}2lon}$	-14.4
$K_{\zeta_{ls}2lat}$	40.0	$K_{\dot{\zeta}_{ls}2lon}$	200.0

5.3.2.2 前馈补偿设计

引入 RSF 会降低旋翼的操纵灵敏度, 从而降低直升机飞行控制系统对指令模型的跟踪能力, 如图 5.13 所示。因此本文采用一个前馈补偿设计增强系统对指令模型的跟踪能力, 最终的 RSF 控制律结构如图 5.12 所示。由于纵、横向挥舞角运动是影响直升机俯仰、滚转角运动的主要因素, 因此滚转和俯仰的动力学特性可近似表示为

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \end{pmatrix} \approx \begin{bmatrix} L_p & L_q \\ M_p & M_q \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} L_{\beta_{lc}} & L_{\beta_{ls}} \\ M_{\beta_{lc}} & M_{\beta_{ls}} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \beta_{lc} \\ \beta_{ls} \end{pmatrix} \equiv \mathbf{E} \begin{pmatrix} p \\ q \end{pmatrix} + \mathbf{F} \begin{pmatrix} \beta_{lc} \\ \beta_{ls} \end{pmatrix} \quad (5.33)$$

式中: L_p 和 L_q 分别为 \dot{p} 对 p 和 q 的导数, M_p 和 M_q 分别为 \dot{q} 对 p 和 q 的导数, $L_{\beta_{lc}}$ 和 $L_{\beta_{ls}}$ 分

别为 p 对 β_{lc} 和 β_{ls} 的导数, $M_{\beta_{lc}}$ 和 $M_{\beta_{ls}}$ 分别为 q 对 β_{lc} 和 β_{ls} 的导数, 符号“ \equiv ”表示“标记为”, 矩阵 E 和 F 分别为

$$E = \begin{bmatrix} L_p & L_q \\ M_p & M_q \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} L_{\beta_{lc}} & L_{\beta_{ls}} \\ M_{\beta_{lc}} & M_{\beta_{ls}} \end{bmatrix}$$

通过求解式(5.33)可得对应指令模型输出状态量 \dot{p}_{com} 、 \dot{q}_{com} 、 p_{com} 和 q_{com} 的旋翼纵、横向挥舞角 $\beta_{lc_{com}}$ 、 $\beta_{ls_{com}}$ 为

$$\begin{pmatrix} \beta_{lc_{com}} \\ \beta_{ls_{com}} \end{pmatrix} = F^{-1} \left[\begin{pmatrix} \dot{p}_{com} \\ \dot{q}_{com} \end{pmatrix} - E \begin{pmatrix} p_{com} \\ q_{com} \end{pmatrix} \right] \quad (5.34)$$

增加旋翼前馈补偿的目的是增强系统对指令模型的跟踪能力, 不应该加快旋翼的响应导致过大的作动器输入超调量, 因此, 在前馈补偿中增加一个惯性环节以软化旋翼指令输入, 该惯性环节的时间常数 τ_f 近似为旋翼挥舞角运动的时间常数, 如图 5.12 所示。

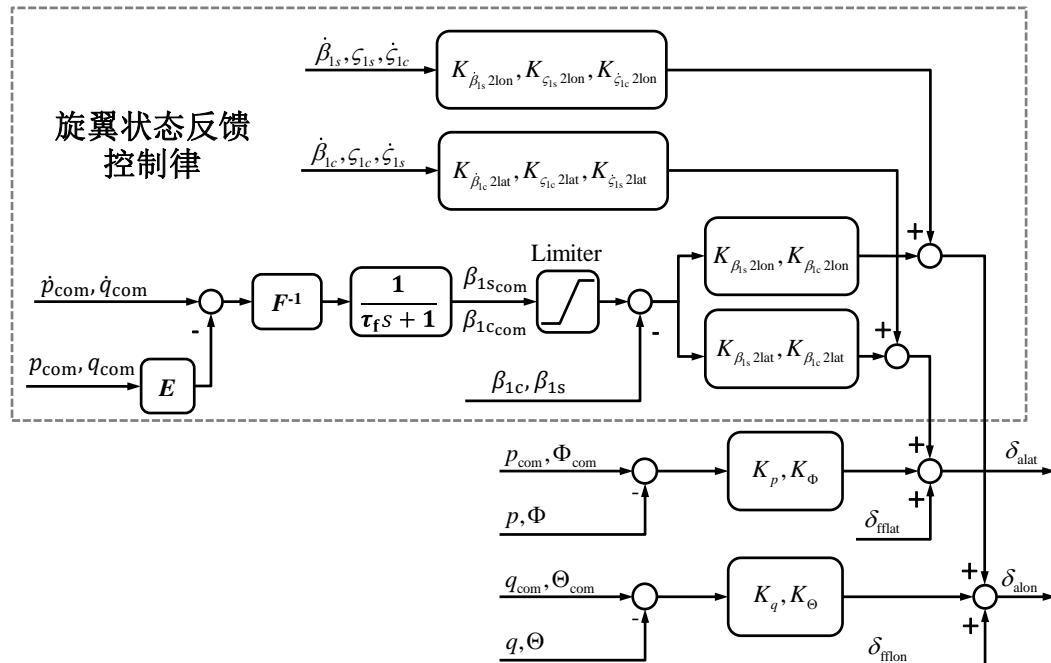


图 5.12 旋翼状态反馈控制结构图

5.3.2.3 指令模型参数优化

旋翼前馈补偿的引入能够显著增强飞行控制系统滚转和俯仰通道的指令跟踪能力, 更强的指令跟踪能力使得采用具有更高固有频率的指令模型增加直升机操纵带宽和姿态快捷性等操纵品质指标成为可能。为此, 本文发展了一种基于指令跟踪跟踪能力约束的指令模型参数优化方法。下文以滚转姿态指令模型为例, 说明本文发展的指令模型参数优化方法。

基于指令跟踪延迟时间 τ_{mf} , 假设在小于操纵带宽 ω_{BDW} 的频段内飞行控制系统具有更好的指令跟踪能力, 即对于 $\omega \leq \omega_{BDW}$,

$$\frac{-[\varphi_{\Phi/\delta_{\text{lat}}}(j\omega) - \varphi_{\Phi_{\text{com}}/\delta_{\text{lat}}}(j\omega)]}{57.3\omega} \leq \tau_{\text{mf}} \quad (5.35)$$

其中： $\varphi_{\Phi/\delta_{\text{lat}}}(j\omega)$ 和 $\varphi_{\Phi_{\text{com}}/\delta_{\text{lat}}}(j\omega)$ 分别为传递函数 $\Phi(s)/\delta_{\text{lat}}(s)$ 和 $\Phi_{\text{com}}(s)/\delta_{\text{lat}}(s)$ 在频率 ω 的相位角。

传递函数 $\Phi(s)/\delta_{\text{lat}}(s)$ 和 $\Phi_{\text{com}}(s)/\delta_{\text{lat}}(s)$ 的相位关系为

$$\varphi_{\Phi/\delta_{\text{lat}}}(j\omega) = \varphi_{\Phi_{\text{com}}/\delta_{\text{lat}}}(j\omega) + \varphi_{\Phi/\Phi_{\text{com}}}(j\omega) \quad (5.36)$$

其中： $\varphi_{\Phi/\Phi_{\text{com}}}(j\omega)$ 为传递函数 $\Phi(s)/\Phi_{\text{com}}(s)$ 在频率 ω 的相位角， j 为虚数符号。

将式(5.36)代入式(5.35)后可得

$$\varphi_{\Phi/\Phi_{\text{com}}}(j\omega) \geq -57.3\omega\tau_{\text{mf}} \quad (5.37)$$

其中： $\omega \leq \omega_{\text{BDW}}$ 。

图 5.14 为 $\varphi_{\Phi/\Phi_{\text{com}}}(j\omega)$ 与 $-57.3\omega\tau_{\text{mf}}$ 对比的一个例子。从图中可以看出飞行控制系统可以实现的操纵带宽 ω_{BDW} 受到以指令跟踪延迟时间 τ_{mf} 为定量化指标的飞行控制系统指令跟踪能力的限制。更好的指令跟踪能力要求指令跟踪延迟时间 τ_{mf} 更短，导致可以实现的操纵带宽更小。飞行控制系统可以实现的最大操纵带宽由下式决定，

$$\varphi_{\Phi/\Phi_{\text{com}}}(j\omega_{\text{BDW}}) = -57.3\omega_{\text{BDW}}\tau_{\text{mf}} \quad (5.38)$$

因此传递函数 $\Phi_{\text{com}}(s)/\delta_{\text{lat}}(s)$ 在带宽 ω_{BDW} 频率的相位角为

$$\varphi_{\Phi_{\text{com}}/\delta_{\text{lat}}}(j\omega_{\text{BDW}}) = -135 + 57.3\omega_{\text{BDW}}\tau_{\text{mf}} \quad (5.39)$$

由于滚转姿态角指令模型为二阶传递函数，其相位角可以表示为

$$\varphi_{\Phi_{\text{com}}/\delta_{\text{lat}}}(j\omega) = -\arctan\left(\frac{2\zeta\omega_n\omega}{\omega_n^2 - \omega^2}\right) \quad (5.40)$$

将式(5.40)代入式(5.39)可得

$$\frac{2\zeta\omega_n\omega_{\text{BDW}}}{\omega_n^2 - \omega_{\text{BDW}}^2} = \tan(135 - 57.3\omega_{\text{BDW}}\tau_{\text{mf}}) \quad (5.41)$$

通过求解式(5.41)可得滚转姿态角指令模型的固有频率 ω_n 为

$$\omega_n = \alpha\zeta\omega_{\text{BDW}} + \omega_{\text{BDW}}\sqrt{1 + (\alpha\zeta)^2} \quad (5.42)$$

式中

$$\alpha = 1/\tan(135 - 57.3\omega_{\text{BDW}}\tau_{\text{mf}}) \quad (5.43)$$

本研究通过增大滚转和俯仰姿态角指令模型的固有频率 ω_n 提高飞行控制系统的操纵带宽和姿态快捷性，指令模型的阻尼比 ζ 保持为 1 不变。对于集成 RSF 的飞行控制系统，本研究将滚转和俯仰姿态的指令跟踪延迟时间分别选为 0.065 s 和 0.085 s，以获得比经典显模

型跟踪控制系统更好的指令跟踪能力同时提升系统的操纵带宽和姿态快捷性。通过求解式(5.38)和式(5.43)将滚转姿态指令模型的固有频率从 2.5 rad/s 提高到 3 rad/s , 将俯仰姿态指令模型的固有频率从 2 rad/s 提高到 2.5 rad/s 。

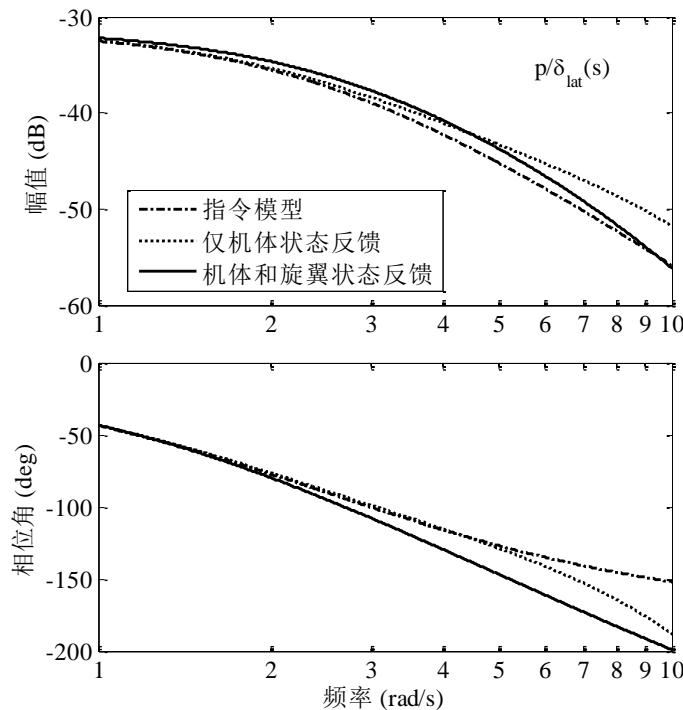


图 5.13 滚转角对横向操纵传递函数 Bode 图

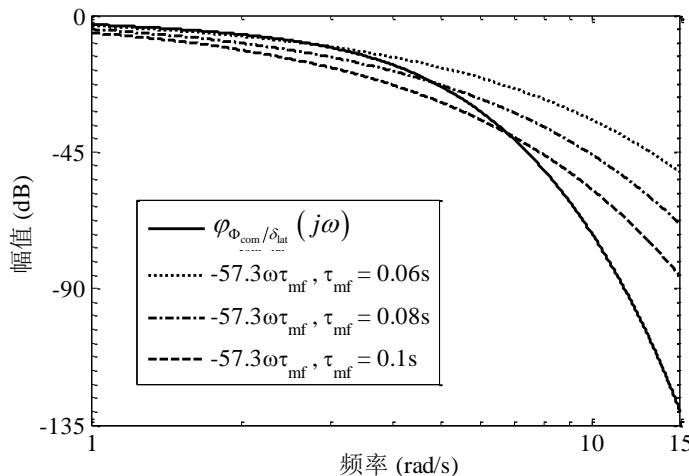


图 5.14 $\varphi_{\Phi/\Phi_{\text{com}}}(j\omega)$ 与 $-57.3\omega\tau_{\text{mf}}$ 的对比

5.4 飞行控制系统对驾驶员操纵负荷的缓和能力分析

本节首先采用高阶线性飞行动力学模型检验飞行控制系统的紊流缓和能力、操纵带宽和姿态快捷性等操纵品质指标, 分析集成 RSF 飞行控制系统降低直升机舰面起降飞行驾驶员操纵负荷的潜力; 然后进行直升机舰面起降的数值模拟, 通过对驾驶员操纵量验证集成 RSF 飞行控制系统对直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的缓和能力。

5.4.1 操纵品质分析

基于 UH-60A 直升机的高阶线性飞行动力学模型，本节分别对经典显模型跟踪控制系统和集成 RSF 飞行控制系统的稳定性、紊流抑制能力、操纵带宽和相位延迟以及姿态快捷性指标进行预估，研究 RSF 对直升机悬停和小速度前飞时纵向和横向操纵品质的影响。

1) 稳定性分析

通过对直升机气动特性的分析发现式(5.26)的旋翼与机体耦合动力学模型可以进一步化简为以下形式

$$\begin{pmatrix} \dot{\mathbf{x}}_b \\ \dot{\mathbf{x}}_{bd} \\ \dot{\mathbf{x}}_r \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & -\mathbf{Z}_{bb} & \mathbf{H}_{br} \\ \mathbf{0} & -\mathbf{H}_{rb} & \mathbf{A}_{rr} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{x}_b \\ \mathbf{x}_{bd} \\ \mathbf{x}_r \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{B}_r \end{bmatrix} \mathbf{u} \quad (5.44)$$

其中： $\mathbf{x}_r = (\dot{\beta}_{lc}, \dot{\beta}_{ls}, \beta_{lc}, \beta_{ls}, \dot{\zeta}_{lc}, \dot{\zeta}_{ls}, \zeta_{lc}, \zeta_{ls})^T$ 。

基于式(5.44)，可得如图 5.15 所示的机体和旋翼状态反馈系统结构图。图中虚线框内为旋翼与机体耦合动力学系统。其中 \mathbf{K}_b 和 \mathbf{K}_{bd} 为机体状态反馈系数矩阵， \mathbf{K}_r 为旋翼状态反馈系数矩阵，且

$$\mathbf{K}_b = \begin{bmatrix} K_{\Phi 2lat} & 0 \\ 0 & K_{\Theta 2lon} \end{bmatrix}, \mathbf{K}_{bd} = \begin{bmatrix} K_{p2lat} & 0 \\ 0 & K_{q2lon} \end{bmatrix} \quad (5.45)$$

$$\mathbf{K}_r = \begin{bmatrix} K_{\beta_{lc} 2lat} & 0 & K_{\beta_{ls} 2lat} & K_{\beta_{ls} 2lat} & 0 & K_{\zeta_{lc} 2lat} & K_{\zeta_{ls} 2lat} & 0 \\ 0 & K_{\beta_{ls} 2lon} & K_{\beta_{lc} 2lon} & K_{\beta_{ls} 2lon} & K_{\zeta_{lc} 2lon} & 0 & 0 & K_{\zeta_{ls} 2lon} \end{bmatrix} \quad (5.46)$$

从图中可以看出，旋翼和机体角运动通过模型特征矩阵 \mathbf{H}_{rb} 和 \mathbf{H}_{br} 相互耦合。机体的俯仰和滚转角运动由旋翼纵向和横向角运动主导，而机体俯仰和滚转角运动对旋翼纵向和横向角运动的影响相当于一个带有一节惯性环节 $\mathbf{H}_{rb}\mathbf{H}_{br}/(s+\mathbf{Z}_{bb})$ 的比例反馈系统。对于旋翼控制，旋翼状态反馈系数矩阵 \mathbf{K}_r 对桨叶挥舞和摆振角运动相当于一个比例微分(Proportional-Derivative, PD)控制器，由 PD 控制器带来的相位超前能够增加飞行控制系统的相位和幅值裕度，因此通过适当地调整旋翼状态反馈系数有利于增加旋翼运动模态的稳定性；机体状态反馈 $\mathbf{K}_{bd} + \mathbf{K}_b/s$ 相当于一个带有一节惯性环节 $\mathbf{H}_{br}/(s+\mathbf{Z}_{bb})$ 的比例积分(Proportional-Integral, PI)控制器，由 PI 控制器和惯性环节带来的相位滞后会降低飞行控制系统的相位和幅值裕度，因此随着机体状态反馈系数的增大会导致阻尼比较小的旋翼摆振运动模态首先发散。

图 5.16 和图 5.17 分别为有无 RSF 时旋翼与机体动力学耦合模态对滚转角速率反馈系数和滚转角反馈系数的根轨迹。其中滚转角速率反馈系数变化范围为 0~150 %/(rad/s)，滚转角反馈系数变化范围为 0~1000 %/(rad)。计算状态为前飞速度 20 m/s。箭头表示旋翼与机体耦合运动模态随反馈系数增大的变化方向。

从图 5.16 可以看出，随着滚转角速率反馈系数的增加，挥舞模态的固有频率增大，阻

尼较小的摆振后退型和前进型模态逐渐变得不稳定。这是因为直升机的横向操纵是通过改变旋翼的横向挥舞角实现的，且在小速度时由机体产生的滚转阻尼可以忽略不计，滚转角速率反馈的引入相当于对旋翼横向挥舞角施加积分反馈控制，导致旋翼挥舞运动模态的固有频率增加，阻尼比减小，旋翼挥舞角速率响应增大；随着滚转角速率反馈系数的增加，逐渐增大的挥舞角速率响应导致在摆振平面内由旋翼旋转产生的科氏力逐渐增大，最终导致本身阻尼较小的摆振模态首先发散。

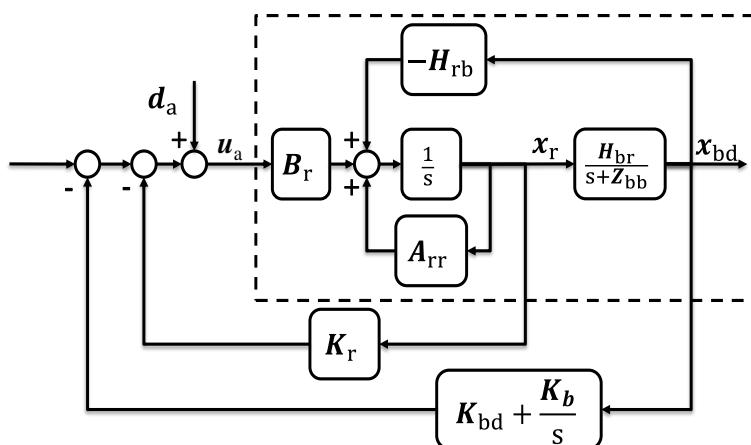
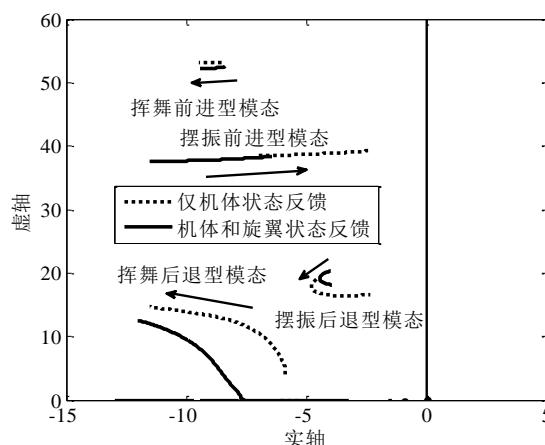
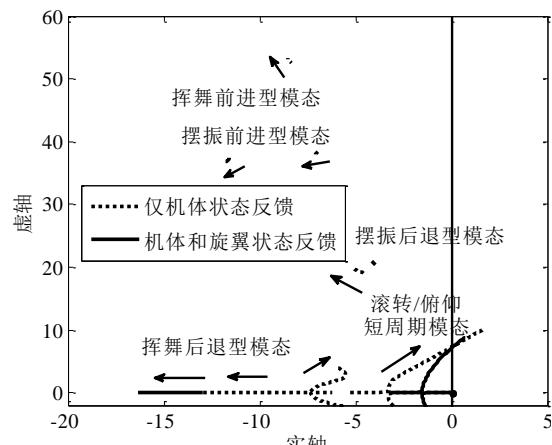


图 5.15 机体和旋翼状态反馈结构图

图 5.16 旋翼/机体耦合模态对滚转角速率
反馈系数的根轨迹图图 5.17 旋翼/机体耦合模态对滚转角
反馈系数的根轨迹图

从图 5.17 可以看出，滚转角反馈对旋翼运动模态动稳定性的影响较小，这是因为机体滚转角运动的固有频率远低于旋翼各运动模态的固有频率。由于小速度飞行时机体产生的滚转阻尼可以忽略不计，滚转角反馈的引入等价于对滚转角速率施加积分控制，因此随着滚转角反馈系数增加，滚转角速率的阻尼减小，最终导致滚转/俯仰角速率的耦合运动模态发散。

另外，从图 5.16 和图 5.17 还可以看出 RSF 的引入要么使旋翼/机体耦合运动模态的根轨迹整体向复平面的左侧移动了一段距离，要么减缓了其随滚转角速率反馈系数和滚转角反馈系数增加向复平面右侧偏移的趋势，增强了旋翼/机体耦合运动模态的动稳定性，使飞行

控制系统可以采用更大的机体状态反馈系数。这是因为 RSF 控制能够增加旋翼挥舞和摆振运动的阻尼，从而使各运动模态更加稳定。

经典显模型跟踪控制系统和本文发展的集成 RSF 飞行控制系统的直升机频域稳定裕度分别见表 5.7。从表中可以看出，集成 RSF 飞行控制系统能够保证旋翼与机体耦合运动模态的动稳定性，具有与经典显模型跟踪控制系统同等程度的稳定裕度，但是前者的相位和幅值穿越频率更大，这使集成 RSF 飞行控制系统拥有更强的指令跟踪能力和紊流抑制能力，见表 5.7 及下文分析。因此，本文提出的基于 LQR 理论的旋翼/机体状态反馈系数协同最优设计方法能够实现旋翼与机体耦合动稳定性控制和飞行控制系统紊流抑制能力的综合优化设计。

表 5.7 飞行控制系统的频域稳定性评估结果

项目	滚转通道		俯仰通道	
	显模型跟踪	集成 RSF 控制	显模型跟踪	集成 RSF 控制
相位裕度(deg)	68	54	49	46
相位裕度穿越频率(rad/s)	2.56	4.91	2.95	3.45
幅值裕度(dB)	13.7	9.73	13.5	11.4
幅值裕度穿越频率(rad/s)	9.37	12.2	9.65	10.1

2) 紊流抑制能力分析

飞行控制系统的紊流抑制能力由作动器扰动输入 d_a 到作动器总输出 u_a 之间的闭环传递函数 $u_a(s)/d_a(s)$ 度量，如图 5.15 所示。其中，

$$\frac{u_a(s)}{d_a(s)} = \frac{1}{1+H(s)P(s)} \quad (5.47)$$

由上式可知，增加飞行控制系统的反馈系数 $H(s)$ 可以提升紊流抑制能力。与经典显模型跟踪控制系统相比，集成 RSF 飞行控制系统可以采用更大的机体状态反馈系数，因此可以提升飞行控制系统在低频范围内的紊流抑制能力。又因为 RSF 的引入提高了旋翼和直升机在高频范围内的紊流抑制能力，因此，集成 RSF 飞行控制系统能提高直升机在操纵品质相关频率范围内(1~12 rad/s)的紊流抑制能力，如图 5.18 所示。其中直升机飞行速度为 20 m/s。

本文采用 Link^[147]提出的操纵等效扰动抑制带宽(Control equivalent Disturbance Rejection Bandwidth, CDRB)定量评估直升机的紊流抑制能力。CDRB 是指当作动器扰动输入 d_a 到作动器总操纵量 u_a 的闭环传递函数 $u_a(s)/d_a(s)$ 的幅频特性上升到 -3 dB 时的频率，如图 5.18 所示。CDRB 定量描述了飞行控制系统可以有效抑制紊流扰动的频率范围，更大的 CDRB 意

意味着飞行控制系统可以抑制具有更高频率的紊流扰动响应。20 m/s 前飞时经典显模型跟控制系统和集成 RSF 飞行控制系统的 CDRB 见表 5.8。与经典显模型跟踪控制系统相比，集成 RSF 飞行控制系统对滚转和俯仰通道紊流抑制能力的 CDRB 分别提升了 130%、67%。

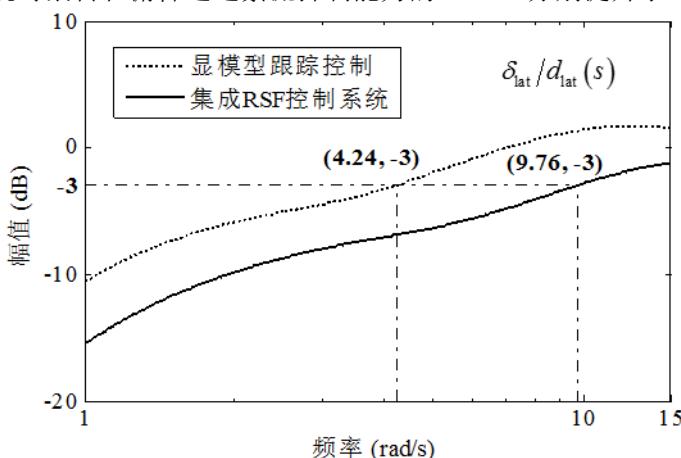


图 5.18 评估滚转通道紊流抑制能力的传递函数 Bode 图

表 5.8 飞行控制系统 CDRB 评估结果

操纵通道	显模型跟踪控制	集成RSF控制
滚转	4.24	9.76
俯仰	2.66	4.44

3) 指令跟踪能力和操纵带宽分析

本文采用 Tischler 和 Remple^[148]提出的失配性能指标进一步定量化评估飞行控制系统的指令跟踪能力。失配性能指标通过比较指令模型和直升机频域响应的误差来定量化评估飞行控制系统的指令跟踪能力，定义如下

$$J_{\text{mis}} = \frac{20}{N} \sum_{\omega_1}^{\omega_N} \left\{ [|\mathbf{M}(s)| - |\mathbf{P}(s)|]^2 + 0.01745 [\angle \mathbf{M}(s) - \angle \mathbf{P}(s)]^2 \right\} \quad (5.48)$$

式中： J_{mis} 为失配性能指标， $\omega_1, \omega_2 \dots \omega_N$ 为离散角频率， N 为离散角频率点数。 $|\mathbf{M}(s)|$ 和 $|\mathbf{P}(s)|$ 分别表示指令模型和直升机动力学特性的传递函数幅值， $\angle \mathbf{M}(s)$ 和 $\angle \mathbf{P}(s)$ 分别表示指令模型和直升机动力学特性的传递函数相位角。

研究表明^[148]当失配性能指标小于 50 时，飞行控制系统具有优良的指令跟踪能力以至于驾驶员仅能感受到指令模型的动力学特性；当失配性能指标大于 50 而小于 100 时，驾驶员能明显感受到直升机本身的动力学特性但仍处于可以接受的范围；当失配性能指标大于 100 时则认为飞行控制系统的指令跟踪能力不足。图 5.19 分别为经典显模型跟踪控制和集成 RSF 飞行控制系统的失配性能指标评估结果。从图中可以看出，尽管集成 RSF 飞行控制系统的指令模型具有更大的固有频率，但由于旋翼状态反馈的引入和旋翼前馈补偿设计增强了系统的指令跟踪能力，集成 RSF 飞行控制系统的指令跟踪能力仍然处于等级 1 的范围内。

图 5.20 分别为经典显模型跟踪控制和集成 RSF 飞行控制系统的操纵带宽和相位延迟评

估结果。从图中可以看出，虽然经典显模型跟踪控制系统和集成 RSF 飞行控制系统的操纵带宽和相位延迟都处于等级 1 标准内，但是由于集成 RSF 飞行控制系统的指令模型具有更大的固有频率和优良的指令跟踪能力，集成 RSF 飞行控制系统的操纵带宽远大于经典显模型跟踪控制系统。此外还可以看出，RSF 控制的引入导致相位延迟也略有降低。总之，更大的操纵带宽和更小的相位延迟使直升机驾驶员在舰面起降过程中能够更加从容地操纵直升机完成舰面起降和应对舰船尾部随机紊流的干扰，具有显著降低驾驶员操纵负荷的潜力。

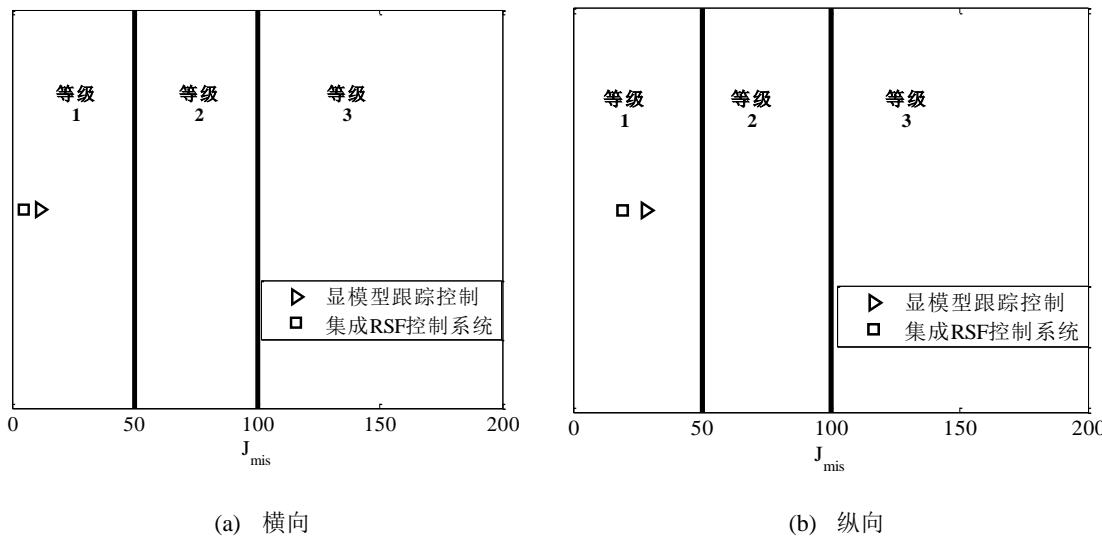


图 5.19 飞行控制系统的失配性能指标评估结果

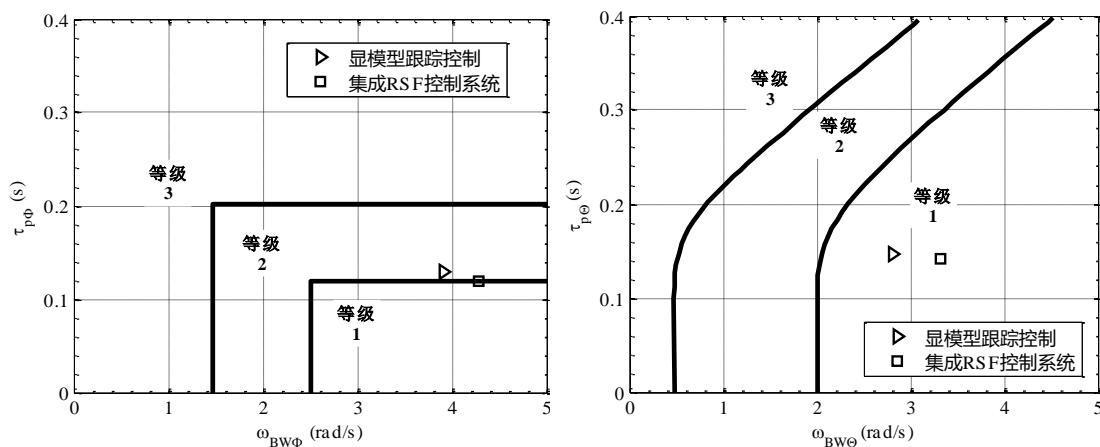


图 5.20 直升机操纵带宽和相位延迟评估结果-目标捕获和追踪

4) 姿态快捷性分析

从上一节的分析可知经典显模型跟踪控制和集成 RSF 飞行控制系统的指令模型都具有优良的指令跟踪能力。在此基础上，本研究认为指令模型的快捷性指标能够反映整个直升机和飞行控制组合系统的姿态快捷性，本文通过对两种飞行控制系统指令模型的快捷性指标分析 RSF 对直升机滚转和俯仰姿态快捷性的影响。

图 5.21 为带有不同飞行控制系统的直升机的姿态快捷性评估结果。从图中可以看出，虽然两种飞行控制系统的姿态快捷性指标都达到等级 1 的标准，但集成 RSF 飞行控制系统的姿态快捷程度更高。这是因为集成 RSF 飞行控制系统的指令模型具有更大的固有频率，从而提高了系统的姿态快捷性，因此具有降低由中等幅度姿态控制引起的驾驶员操纵负荷的潜力。

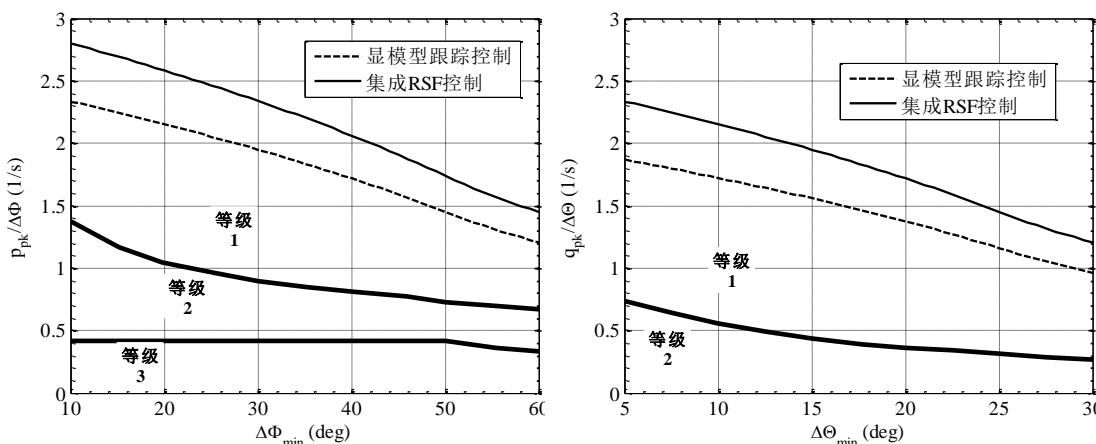


图 5.21 直升机姿态快捷性指标评估结果

综合以上分析可得以下结论：与基于机体状态反馈的经典显模型跟踪控制系统相比，集成 RSF 飞行控制系统能够在保证旋翼/机体耦合模态稳定的同时，显著提升直升机的紊流抑制能力、操纵带宽和姿态快捷性等操纵品质指标，具有同时降低由舰船尾部随机紊流引起的小幅高频姿态补偿操纵负荷和由起降空间狭小引起的中等幅度姿态控制操纵负荷的潜力。

5.4.2 非线性数值模拟验证

本节分别将经典显模型跟踪控制系统和集成 RSF 的飞行控制系统接入直升机舰面起降的飞行动力学模型进行直升机舰面降落的数值模拟，通过对不同飞行控制系统对直升机舰面降落过程中驾驶员操纵量的影响验证集成 RSF 的飞行控制系统对驾驶员操纵负荷的缓和作用。在数值模拟中采用多桨叶坐标变换方法^[42]将飞行动力学模型输出的单片桨叶挥舞和摆振角以及角速率转换到旋翼固定坐标系，然后输出给 RSF 控制。

数值模拟算例分别为直升机在 0° 风向角舰船尾流中以从后向前起降轨迹和在 30° 风向角舰船尾流中以斜向起降轨迹进行舰面降落。数值模拟采用的机型为 UH-60A 直升机，船型为 LHA 舰。进行数值模拟的横向操纵驾驶员模型的内环穿越频率为 2.8 rad/s ，其他三个操纵通道驾驶员模型的内环穿越频率均为 2 rad/s 。

图 5.22~图 5.24 分别为带有不同飞行控制系统的直升机在来流风向角为 0° 风速为 22.5 m/s 的舰船尾流中以从后向前起降轨迹进行舰面降落的角速率、姿态角和驾驶员操纵量时间历程，图 5.25~图 5.27 分别为带有不同飞行控制系统的直升机在来流风向角为 30° 风速为 12.5 m/s 的舰船尾流中以斜向起降轨迹进行舰面降落的角速率、姿态角和驾驶员操纵量时间

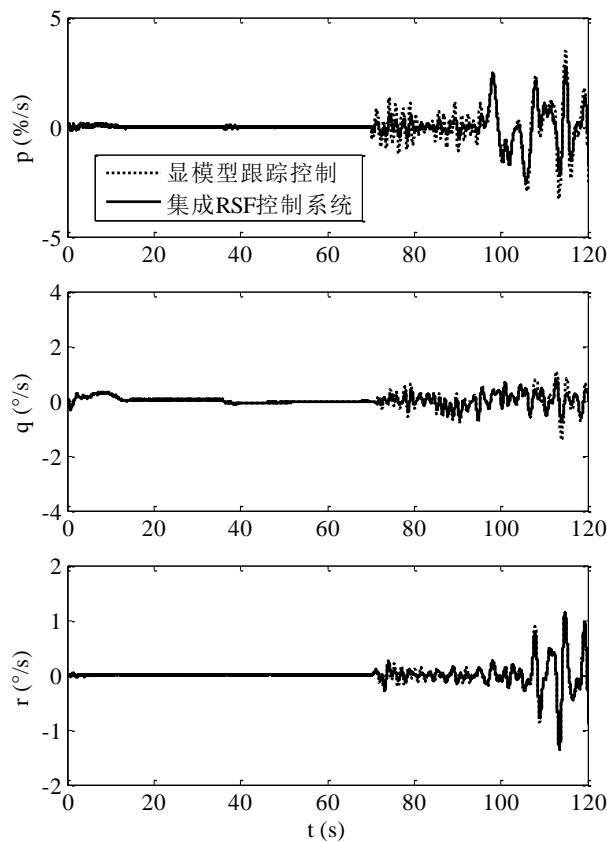


图 5.22 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落角速率时间历程(从后向前起降)

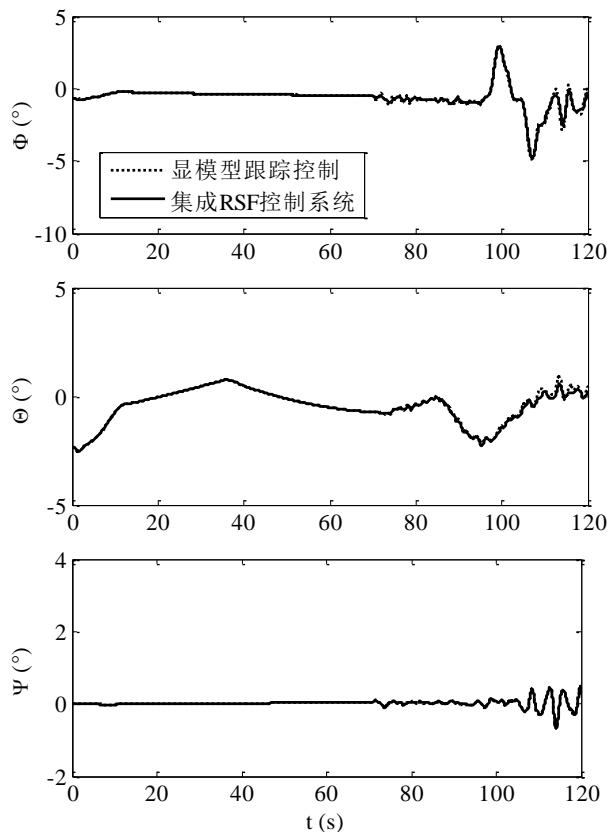


图 5.23 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落姿态角时间历程(从后向前起降)

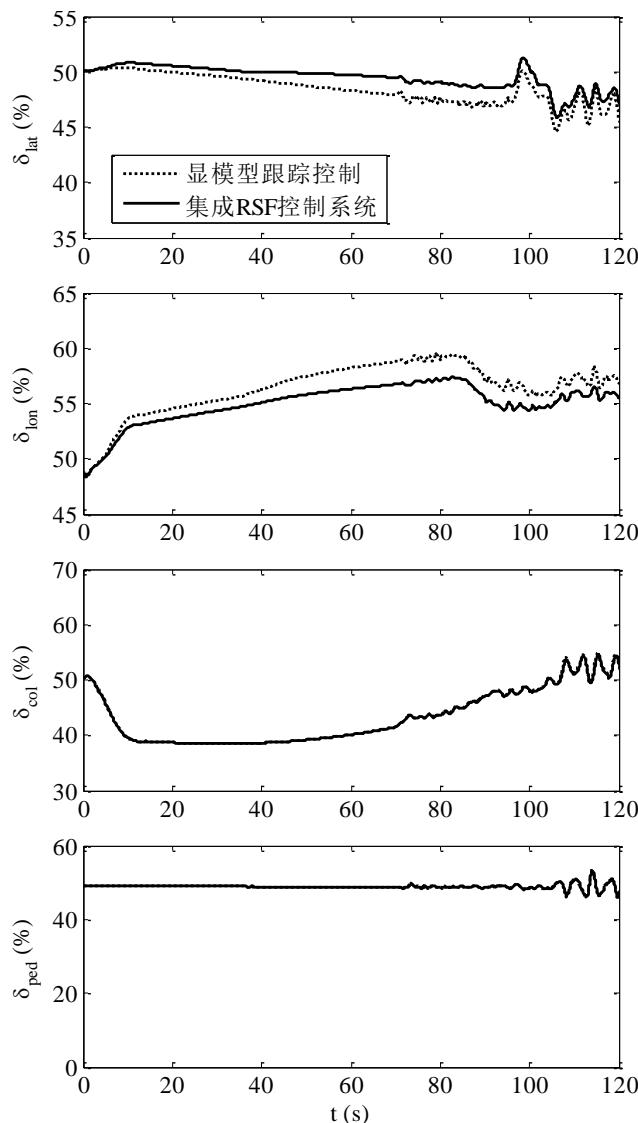


图 5.24 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落操纵量时间历程(从后向前起降)

历程。由于数值模拟是采用驾驶员模型跟踪预定的飞行轨迹完成舰面降落的，两个算例中直升机的飞行轨迹分别与图 5.1 和图 5.5 算例相似，这里不再展示。数值模拟中直升机总重为 8500 kg，舰面降落的终点位于舰面起降点 8 上方 5 m，从后向前降落轨迹由稳定下滑和横向平移两个基本机动飞行轨迹组合而成，斜向降落轨迹由稳定下滑和航向姿态调整两个基本机动飞行轨迹组合而成，具体的轨迹参数和轨迹生成方法见 4.3 节。

从图 5.22~图 5.23 和图 5.25~图 5.26 可以看出，直升机在同一风况舰船尾流中进行舰面降落过程中，带有不同飞行控制系统的直升机姿态角变化几乎完全一致，这是因为飞行控制系统不能改变直升机舰面降落过程中维持平衡需要的姿态角。从图 5.24 和图 5.27 可以看出，与图 5.4 和图 5.8 中带增稳系统的直升机舰面降落算例相比，对于显模型跟踪控制系统和集成 RSF 的飞行控制系统，在直升机舰面降落过程中由中等幅度姿态控制引起的驾驶员操纵负荷降低很多，这是因为带增稳系统的 UH-60 直升机在各通道仅具有角速率响应类

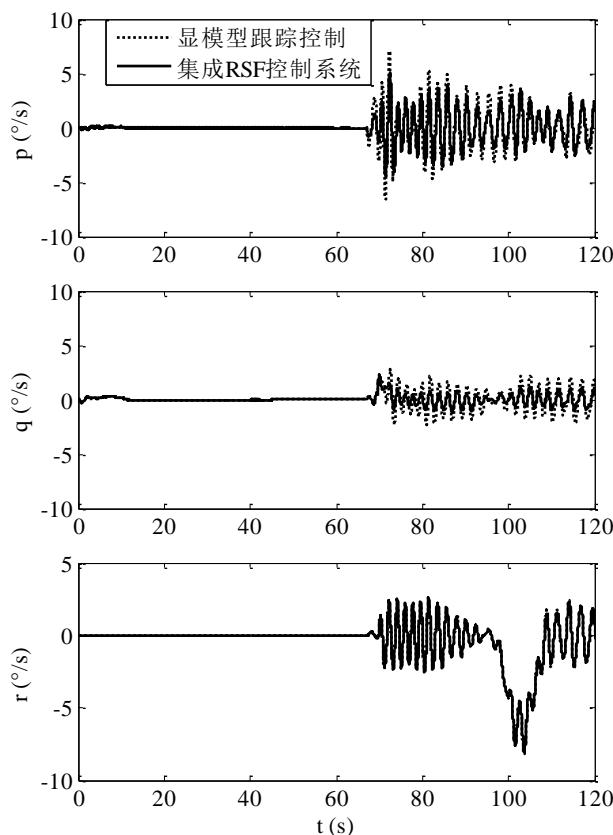


图 5.25 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落角速率时间历程(斜向起降)

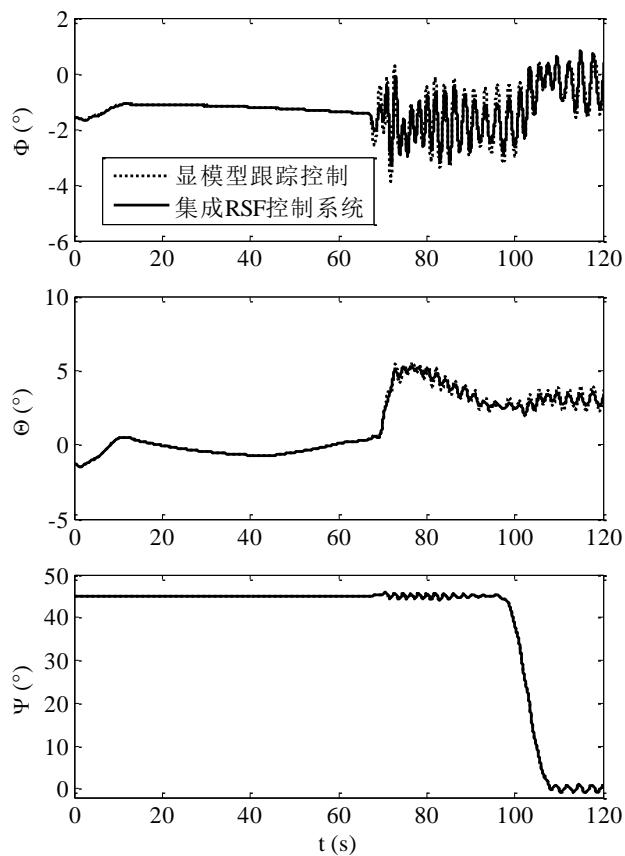


图 5.26 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落姿态角时间历程(斜向起降)

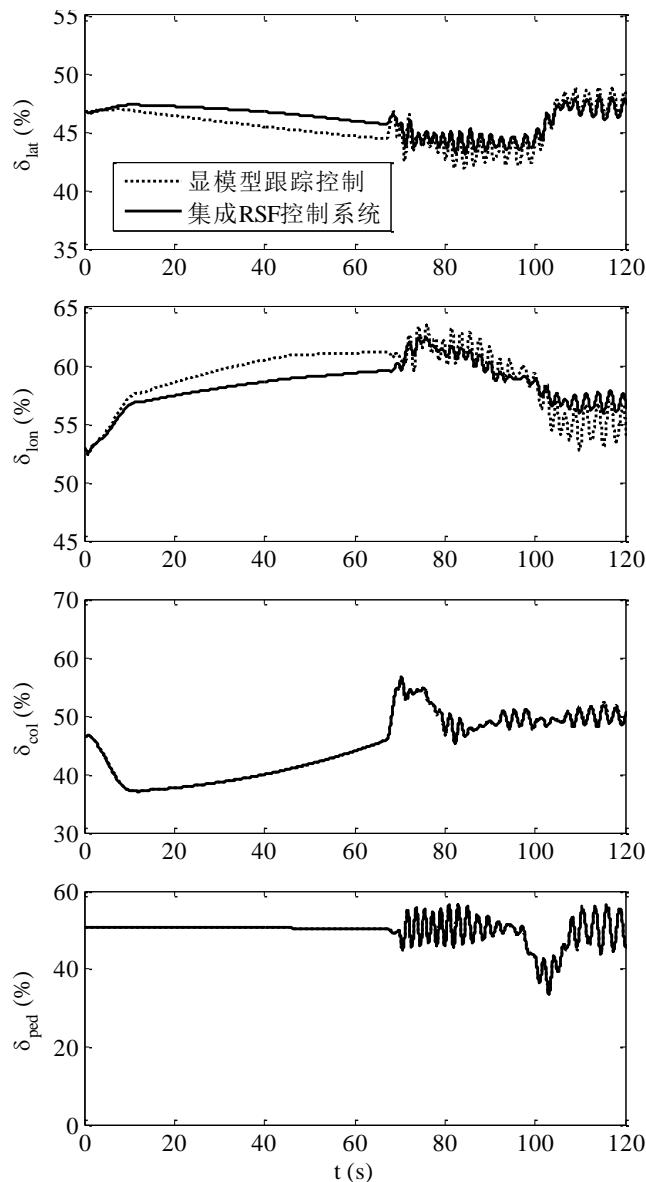


图 5.27 带不同飞行控制系统的直升机舰面降落操纵量时间历程(斜向起降)

型的特征，而显模型跟踪控制系统和集成 RSF 的飞行控制系统在滚转和俯仰通道为 ACAH 响应类型，在垂向通道为 RCHH 响应类型，在航向通道为 RCDH 响应类型，更高等级的响应类型使直升机驾驶员能够将更多的角速率和姿态角补偿操纵交给飞行控制系统完成，降低了驾驶员操纵负荷。另外还可以发现，与经典显模型跟踪控制系统相比，集成 RSF 的飞行控制系统进一步降低了直升机在舰面降落过程中由中等幅度姿态角控制引起的纵、横向驾驶员操纵负荷。这是因为集成 RSF 的飞行控制系统具有更高的姿态快捷性。

从图 5.22~图 5.23 和图 5.25~图 5.26 还可以看出，在舰面降落的最后阶段当直升机接近舰面起降点时，直升机运动的角速率和姿态角受到舰船尾部随机紊流的强烈干扰。这种现象反映了舰船尾流的“陡壁效应”^[62]，主要是由自由来流吹过舰船上层建筑引起的脱落涡引起的。剧烈的机体角速率和姿态角振荡使驾驶员需要不断进行小幅高频姿态修正，加重驾驶

员的操纵负荷，如图 5.24 和图 5.27 所示。与显模型跟踪控制系统相比，集成 RSF 的飞行控制系统显著降低了滚转、俯仰角速率和姿态角的振荡现象，而对航向和垂向的直升机响应几乎没有改变。这是因为旋翼状态反馈只会影响直升机纵、横向操纵，集成 RSF 的飞行控制系统和显模型跟踪控制系统拥有同样的航向和垂向控制律。从图 5.24 和图 5.27 可以看出，滚转、俯仰角速率和姿态角振荡的减弱显著降低了驾驶员进行小幅高频姿态补偿的操纵负荷。此外，集成 RSF 的飞行控制系统拥有更高的纵、横向操纵带宽，能够进一步降低驾驶员进行小幅高频姿态补偿的操纵负荷。

最后采用式(5.1)定义的驾驶员操纵迅猛程度指标和式(5.2)定义的小幅高频操纵强度指标定量评估集成 RSF 的飞行控制系统对直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的缓和作用。评估结果分别见表 5.9 和表 5.10。从表 5.9 可以看出，与表 5.1 中带增稳系统的 UH-60A 直升机舰面降落算例相比，带显模型跟踪控制系统的直升机在 0° 风向角舰船尾流算例中完成舰面降落的各通道驾驶员操纵迅猛程度指标分别降低 53%、41%、6% 和 94%，在 30° 风向角算例中分别降低 46%、41%、11% 和 77%；在此基础上，带集成 RSF 飞行控制系统的直升机在 0° 风向角舰船尾流算例中的横向和纵向驾驶员操纵迅猛程度指标进一步降低 27% 和 23%，在 30° 风向角舰船尾流算例中进一步降低 18% 和 32%。从表 5.10 可以看出，与显模型跟踪控制系统相比，带集成 RSF 飞行控制系统的直升机在 0° 风向角舰船尾流算例中的驾驶员小幅高频操纵强度指标分别降低 46% 和 10%，在 30° 风向角舰船尾流算例中分别降低 35% 和 46%。集成 RSF 的飞行控制系统能够显著降低由舰面起降场地狭小和舰船尾部随机紊流引起的驾驶员操纵负荷。

表 5.9 直升机舰面降落过程中的驾驶员操纵迅猛指标

风况	飞控系统	横向(%)	纵向(%)	总距(%)	脚蹬(%)
$\theta_w = 0^\circ$ $U_{inf} = 22.5 \text{ m/s}$	显模型跟踪控制	1.13	1.75	4.34	0.32
	集成 RSF 控制	0.83	1.34	4.27	0.31
$\theta_w = 30^\circ$ $U_{inf} = 12.5 \text{ m/s}$	显模型跟踪控制	1.23	2.14	4.75	1.95
	集成 RSF 控制	1.01	1.45	4.76	1.98

表 5.10 直升机舰面降落过程中的驾驶员小幅高频操纵强度指标

风况	飞控系统	横向(%)	纵向(%)	总距(%)	脚蹬(%)
$\theta_w = 0^\circ$ $U_{inf} = 22.5 \text{ m/s}$	显模型跟踪控制	0.72	0.69	2.12	1.53
	集成 RSF 控制	0.39	0.62	2.01	1.49
$\theta_w = 30^\circ$ $U_{inf} = 12.5 \text{ m/s}$	显模型跟踪控制	0.81	0.89	0.89	1.98
	集成 RSF 控制	0.53	0.48	0.86	1.98

5.5 本章小结

本章采用数值模拟方法分析了影响直升机舰面起降驾驶员操纵负荷的主要因素，建立了两个定量化指标评估由不同因素导致的驾驶员操纵负荷。在此基础上发展了一种集成 RSF 的飞行控制系统以降低直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷。通过计算和分析可以得到以下结论：

直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷主要由在狭小的舰面起降场地进行起降飞行的中等幅度姿态控制和在舰船尾部随机紊流中的小幅高频姿态补偿操纵引起。提高直升机的紊流抑制能力、操纵带宽和姿态快捷性具有降低直升机舰面起降驾驶员操纵负荷的潜力。

本文提出的旋翼与机体状态反馈系数协同最优设计方法能够实现旋翼与机体耦合动稳定性和直升机紊流抑制能力的综合优化。与经典显模型跟踪控制系统相比，集成 RSF 的飞行控制系统具有更强的紊流抑制能力以及更高的操纵带宽和姿态快捷性，不仅能够降低驾驶员在舰船尾部随机紊流中的小幅高频姿态补偿操纵负荷，而且能够降低由舰面起降场地狭小导致的中等幅度姿态控制驾驶员操纵负荷。

第六章 总结与展望

6.1 本文的主要工作和结论

本文建立了一种高效率的直升机舰面起降飞行动力学模型及舰面起降数值模拟方法，在此基础上，发展了直升机舰面起降风限图的理论计算方法和缓和直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的飞行控制系统。主要工作和结论总结如下：

第一、采用非定常 CFD 方法模拟舰船尾流，分析了舰船尾流的时空变化特点，并通过与风洞试验数据的对比验证了模拟结果。在此基础上发展了一种基于 POD 理论的舰船尾流降阶与重构方法，建立了一种精确高效的非稳态舰船尾流模型。通过与 CFD 结果的对比验证了 POD 重构舰船尾流模型的计算精度。通过算例分析可以得到以下结论：

(1) 由于舰船甲板和上层建筑的影响，舰面周围存在不同形态的涡旋结构，这些涡随着时间的推进而脱落、相互影响，使得舰面气流环境非常复杂，且舰船尾部随机紊流的频谱特征随空间变化。本文的CFD计算方法能够模拟到舰船尾流的时空变化特点，具有较高的准确性。

(2) POD方法能够以较少数量的模态捕捉到舰船尾流的时空变化特点，在保留CFD模拟舰船尾流计算精度的基础上解决了舰船尾流数据量过大的问题，可高效地与直升机飞行动力学模型进行动态耦合建模。

第二、在POD重构舰船尾流模型基础上，建立了随时空变化的舰船尾流与直升机飞行动力学的高效动态耦合方法，发展了一种直升机舰面起降的飞行动力学模型，并用静止大气环境的飞行试验结果验证了模型的正确性。基于该模型，分析了不同风速、风向情况下受舰船上层建筑作用的舰船尾流空间变化对直升机配平特性的影响。通过计算和分析可以得到以下结论：

(1) 为在均匀舰船尾流中保持平衡，单旋翼带尾桨直升机的纵、横向操纵量随来流风速和风向角变化使直升机姿态更加迎向来流方向倾斜；总距操纵量和直升机需用功率随来流风速增加而减小，随来流风向角增加而增大；脚蹬操纵量随来流侧风分量增加单调变化。本文模型计算的直升机平衡状态随均匀舰船尾流风速、风向角变化趋势与已有研究一致，能够捕捉到均匀和非均匀舰船尾流对直升机平衡特性的影响。

(2) 对于 LHA 船型，当直升机在岛型建筑上风向悬停时，直升机平衡状态主要受到由舰船甲板导致的上冲气流和侧向气流的影响；当直升机在岛型建筑下风向悬停时，直升机平衡状态主要受到舰船上层建筑引起的下洗气流和侧向气流的影响。舰船甲板上方的舰船尾流随空间变化较大，导致直升机平衡状态随空间位置改变而变化。

第三、在直升机舰面起降的飞行动力学模型基础上，发展了一种与舰面起降环境相适应的驾驶员模型，建立了舰面起降飞行轨迹的数学描述与生成方法，形成了一种直升机舰面起

降的数值模拟方法，并通过与飞行试验数据的对比验证了该方法的正确性。在此基础上，发展了一种基于直升机舰面起降模拟的风限图计算方法，分析了舰船尾流的时空变化对起降风限图的影响。通过分析可以得到以下结论：

(1) 本文建立的飞行轨迹数学描述和生成方法能够给出光滑的加速度、速度和位移时间历程。直升机舰面起降数值模拟方法预测的驾驶员操纵量时间历程与飞行试验数据吻合良好，能够准确捕捉到舰船尾流的时空变化对直升机飞行特性的影响。

(2) 在某些风况下直升机在舰面起降过程中受到舰船尾流的影响要远大于在舰面起降点上方悬停时受到的影响。基于直升机舰面起降模拟的风限图计算方法不仅能考虑到舰面起降点上方舰船尾流对直升机平衡状态的影响，还能考虑到不同飞行轨迹导致的舰船尾流时空变化对直升机飞行特性的影响，显著提升了直升机舰面起降风限图的计算精度。

(3) 采用不同的飞行轨迹在不同舰面起降点进行舰面起降会导致直升机经历不同的舰船尾流时空变化，直升机舰面起降的风限图也不同。对于 UH-60A 直升机和 LHA 舰组合，与斜向起降飞行轨迹相比，从后向前起降飞行轨迹由于使直升机避开在起降点上方时空变化剧烈的舰船尾流中进行起降飞行，能够扩大起降风限图。

第四、采用数值模拟方法分析了直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷及主要影响因素，并建立了两个定量化指标评估由不同因素导致的驾驶员操纵负荷。以经典显模型跟踪控制系统为基础，发展了一种集成 RSF 的飞行控制系统，具体包括旋翼与机体状态反馈系数的协同最优设计方法，增强系统指令跟踪能力的前馈补偿设计方法和基于系统指令跟踪能力的指令模型优化方法。采用线性飞行动力学模型分析了 RSF 对直升机操纵品质的影响，并采用非线性数值模拟方法验证集成 RSF 飞行控制系统对直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的缓和作用。通过分析可以得到以下结论：。

(1) 直升机舰面起降的驾驶员操纵负荷主要由在狭小的舰面起降场地进行起降飞行的中等幅度姿态控制和在舰船尾部随机紊流中的小幅高频姿态补偿操纵引起。提高直升机的紊流抑制能力、操纵带宽和姿态快捷性具有降低直升机舰面起降驾驶员操纵负荷的潜力。

(2) 本文提出的旋翼与机体状态反馈系数协同最优设计方法能够实现旋翼与机体耦合动稳定性和直升机紊流抑制能力的综合优化。与经典显模型跟踪控制系统相比，集成 RSF 的飞行控制系统具有更强的紊流抑制能力以及更高的操纵带宽和姿态快捷性，不仅能够降低驾驶员在舰船尾部随机紊流中的小幅高频姿态补偿操纵负荷，而且能够降低由舰面起降场地狭小导致的中等幅度姿态控制驾驶员操纵负荷。

6.2 本文创新点

本文主要创新点总结如下：

(1) 针对舰船尾流的时间和空间变化特点，基于非定常 CFD 数值模拟方法以及本征正交分解(POD)理论，发展了一种舰船尾流的降阶与重构方法及时空插值算法，将该方法与直升机飞行动力学模型集成，形成了一种高效的直升机舰面起降飞行动力学模型，解决了舰船尾

流数据量过大引起的计算效率问题，能够准确捕捉不同风速、风向下舰船尾流的时空变化对直升机飞行特性的影响。

(2) 提出了一种提高直升机舰面起降风限图计算精度的舰面起降数值模拟方法，该方法将驾驶员操纵行为和起降轨迹变化融合到直升机舰面起降的飞行动力学模型中，能够有效反映起降空间狭小以及舰船尾流时空变化对起降风限图的影响，显著提高了直升机舰面起降风限图的计算精度。

(3) 提出了一种降低直升机舰面起降过程中驾驶员操纵负荷的飞行控制系统。该系统通过机体和旋翼状态反馈系数的协同，综合优化旋翼与机体耦合动稳定性与直升机的紊流抑制能力，通过前馈补偿和指令模型优化提高直升机操纵带宽和姿态快捷性，有效降低了直升机舰面起降过程中由于空间狭小和舰船尾流时空变化引起的驾驶员操纵负荷。

6.3 进一步研究工作的建议

作者认为在本文研究工作的基础上对以下几个方面进行进一步研究具有较大的理论价值和工程实践意义：

(1) 建立精确高效的旋翼尾迹、舰船尾流以及舰面之间相互干扰计算模型。目前关于这方面的计算分析主要依赖于 CFD 方法。然而 CFD 方法计算量庞大，计算效率低，不适于直升机舰面起降模拟的应用。发展一种精确高效的旋翼尾迹、舰船尾流以及舰面之间相互干扰计算模型能够进一步提高直升机舰面起降模拟的置信度和起降风限图的计算精度。

(2) 建立驾驶员操纵负荷定量指标的等级评定方法。本文建立的驾驶员操纵负荷定量指标仅能评估驾驶员操纵负荷的相对大小，尚无法给出驾驶员操纵负荷等级，因此还不能用于直升机舰面起降风限图的理论计算。针对本文建立的驾驶员操纵负荷定量指标，开展与定量指标对应的驾驶员操纵负荷等级评定方法研究并用于起降风限图的理论计算能进一步提高直升机舰面起降风限图的计算精度。

(3) 进一步开展集成 RSF 飞行控制系统的参数优化和鲁棒性研究。一方面，针对舰船尾部随机紊流的频谱分布特征进行参数优化有进一步提升直升机紊流抑制能力的潜力。另一方面，在今后很长一个阶段内旋翼状态量测量的精度和可靠性仍然是一个难题。开展针对舰船尾部随机紊流频谱分布特征的飞行控制参数优化和鲁棒性研究能够促进集成 RSF 飞行控制系统的发展和应用。

参考文献

- [1] 催翰明, 许建华, 曾庆吉, 孙虎. 世界舰载直升机的现状与发展. 直升机技术, 2009, 158(2): 68-71.
- [2] 赵维义, 王古勇. 舰船空气尾流场对直升机着舰的影响研究. 海军航空工程学院学报, 2007, 22(4):435-438.
- [3] 赵惟义, 刘航, 傅百先. 舰载直升机风限图及其试飞. 飞行力学, 2002, 20(4): 48-50.
- [4] 王存仁, 朱玉兵. 直升机-舰组合风限图计算方法研究. 飞行力学, 1996, 14(1): 36-40.
- [5] Zan S J. On aerodynamic modelling and simulation of the dynamic interface. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2005, 219(5): 393-410.
- [6] Johns M K, Healey J V. The Airwake of a DD-963 Class Destroyer. Naval Engineers Journal, 1989, 101(3): 36-42.
- [7] Rhoades M, Healey J V. Flight Deck Aerodynamics of a Nonaviation Ship. Journal of Aircraft, 1992, 29(4): 619-626.
- [8] Anderson G A. Mapping the Airwake of a Model DD-963 along Specific Helicopter Flight Paths. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 1989.
- [9] Healey J V. Establishing a Database for Flight in the Wakes of Structures. Journal of Aircraft, 1992, 29(4): 559-564.
- [10] Wilkinson C H, Zan S J, Gilbert N E, et al. Modeling and Simulation of Ship Air Wakes for Helicopter Operations - A Collaborative Venture. RTO AVT Symposium on “Fluid Dynamics Problems of Vehicles Operating near or in the Air-Sea Interface”, Amsterdam, Netherlands, 5-8 October, 1998.
- [11] Tai T C, Carico D. Simulation of DD-963 Ship Airwake by Navier-Stokes Method. Journal of Aircraft, 1995, 32(6): 1399-1401.
- [12] Reddy K R, Toffoletto R, Jones K R W. Numerical Simulation of Ship Airwake. Computers & Fluids, 2000, 29(4): 451-465.
- [13] Syms G F. Numerical Simulation of Frigate Airwakes. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2004, 18(2): 199-207.
- [14] Liu M J, Long L N. Higher Order Accurate Ship Airwake Predictions for the Helicopter/Ship Interface Problem. Proceedings of the American Helicopter Society 54th Annual Forum, Fairfax: AHS, 1998, 64(1): 58-70.
- [15] Liu M J, Long L N, and Modi A. Higher Order Accurate Solutions of Ship Airwake Flow Fields Using Parallel Computer. Presented at the American Helicopter Society 54th Annual Forum,

Washington D C, May 20-22, 1998.

- [16] Polsky S A, Bruner C W S. Time-accurate computational simulations of an LHA ship airwake. 18th Applied Aerodynamics Conference, Reston: AIAA, 2000-4126, 2000.
- [17] Polsky S A. A Computational Study of Unsteady Ship Airwake. 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reston: AIAA, 2002-1022, 2002.
- [18] Bogstad M C, Habashi W G, Akel I, et al. Computational-Fluid-Dynamics Based Advanced Ship-Airwake Database for Helicopter Flight Simulators. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(5): 830-838.
- [19] Guillot M J. Computational Simulation of the Air Wake over a Naval Transport Vessel. *AIAA Journal*, 2002, 40(10): 2130-2133.
- [20] Sezer-Uzol N, Sharma A, Long L N. Computational Fluid Dynamics Simulations of Ship Airwake. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2005, 219(5): 369-392.
- [21] Syms G F. Simulation of Simplified-Frigate Airwakes using a Lattice-Boltzmann Method. *Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics*, 2008, 96(6): 1197-1206.
- [22] Forrest J S, Owen I. An Investigation of Ship Airwakes Using Detached-Eddy Simulation. *Computers & Fluids*, 2010, 39(4): 656-673.
- [23] Thornber B, Starr M, Drikakis D. Implicit Large Eddy Simulation of Ship Airwakes. *The Aeronautical Journal*, 2010, 114(1162): 715-736.
- [24] Rajmohan N, Zhao J, Kim Jee W, Sankar L N, and Prasad J V R. An Efficient POD Based Technique to Model Rotor/Ship Airwake Interaction. *Proceedings of the American Helicopter Society 68th Annual Forum*, Fairfax: AHS, 2012, 68(3): 1964-1982.
- [25] Gaonkar G H. Extracting Stochastic Models of Airwake–Downwash Turbulence from a Database for Simulation. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(4): 1309-1312.
- [26] Quon E, Smith M J, Rosenfield N, et al. Investigation of Ship Airwakes Using a Hybrid Computational Methodology, *Proceedings of the 70th American Helicopter Society Annual Forum*, Fairfax: AHS, 2014, 70(4): 3001-3014.
- [27] 孙文胜. 直升机着舰安全包络线(风限图)计算方法. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 1994.
- [28] 顾蕴松, 明晓. 舰船飞行甲板真实流场特性试验研究. *航空学报*, 2001, (6): 500-504.
- [29] 赵维义. PIV 测量舰船空气尾流场. *实验流体力学*, 2007, (1): 31-35.
- [30] 赵维义. 直升机旋翼与舰船复合流场试验方法研究. *飞行力学*, 2007, (2): 72-74.
- [31] 陆超, 姜治芳, 王涛. 两种飞行甲板形式的舰船空气流场特性比较. *舰船科学技术*, 2009, 31(7): 29-31.

- [32] 洪伟宏, 姜治芳, 王涛. 上层建筑形式及布局对舰船空气流场的影响. 中国舰船研究, 2009, (2): 53-58.
- [33] 刘长猛, 鄢治. 滑跃式甲板气流场数值模拟. 华中科技大学学报: 自然科学版, 2012, 40(10): 68-71.
- [34] 鄢治, 刘长猛, 贺征. 风向变化产生的航母甲板涡结构特征研究. 空气动力学学报, 2013, 31(3): 310-315.
- [35] Crocco G A. Inherent Stability of Helicopters. NACA-TM-234, 1923.
- [36] Hohenemser K. Dynamic Stability of a Helicopter with Hinged Rotor Blades. NACA-TM-907, 1938.
- [37] Howlett J J. UH-60 Black Hawk Engineering Simulation Program: Volume I - Mathematical Model. NASA CR-166309, 1981.
- [38] Talbot P D, Tinling B E, Decker W A, Chen R T N. A Mathematical Model of a Single Main Rotor Helicopter for Piloted Simulation. NASA-TM-64281, 1982.
- [39] Miller D G, White F. A Treatment of the Impact of Rotor-Fuselage Coupling on Helicopter Handling Qualities. Proceedings of the 43rd Annual Forum of the American Helicopter Society, Fairfax: AHS, 1987, 43(2): 631-644.
- [40] Zhao X, Curtiss H C. A Linearized Model of Helicopter Dynamics Including Correlation with Flight Test. Proceedings of the Second International Conference on Rotorcraft Basic Research, Fairfax: AHS, 1988: 1-14.
- [41] Takahashi M D. A Flight Dynamic Helicopter Mathematical Model with a Single Flap-Lag-Torsion Main Rotor. NASA-TM-102267, 1990.
- [42] Padfield G D. Helicopter Flight Dynamics. London: Blackwell Science Ltd, Oxford, 2007: 102-108.
- [43] 杨超, 洪冠新, 宋寿峰. 直升机飞行动力学仿射非线性系统建模. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(4): 471-476.
- [44] 陈仁良. 直升机飞行动力学数学建模及机动性研究[博士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 1998.
- [45] 孙传伟. 直升机飞行动力学模型与飞行品质评估[博士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2001.
- [46] 李建波, 高正. 直升机机动飞行仿真的气动建模及试验研究. 航空学报, 2003, 24(2): 116-118.
- [47] Pitt D M, Peters D A. Theoretical Prediction of Dynamic Inflow Derivatives. Vertica, 1981, 5(1): 21-34.
- [48] Peters D A, Ninh H Q. Dynamic Inflow for Practical Applications. Journal of the American

- Helicopter Society, 1988, 33(4): 64-68(Technical Note).
- [49] He C J. Development and Application of a Generalized Dynamic Wake Theory for Lifting Rotors. Atlanta, Georgia: Georgia Institute of Technology, 1989.
- [50] Ballin M G. Validation of a Real-Time Engineering Simulation of the UH-60A Helicopter. NASA-TM-88360, 1987.
- [51] 孙传伟, 高正, 孙文胜. 舰面流场对直升机着舰时悬停操纵的影响. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(6): 614-619.
- [52] Clement W F. Development of a Real-Time Simulation of a Ship-Correlated Airwake Model Interfaced with a Rotorcraft Dynamic Model. AIAA/AHS Flight Simulation Technologies Conference, Reston: AIAA, 1992-4149, 1992: 127-137.
- [53] 茅坪, 金晓明, 印俊. 舰载直升机机舰配合过程仿真建模技术研究. 系统仿真学报, 2013, 25(6): 1376-1381.
- [54] Thomson D G, Coton F, Galbraith R. A Simulation Study of Helicopter Ship Landing Procedures Incorporating Measured Flow-Field Data. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2005, 219(5): 411-427.
- [55] 徐广, 胡国才, 王允良, 等. 直升机在复杂舰面流场中的悬停研究. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 205-211.
- [56] 徐广, 胡国才, 王允良. 舰载直升机在复杂流场环境中的着舰策略. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 194-199.
- [57] 章晓冬, 侯志强, 胡国才, 等. 某型舰载直升机着舰风限图的计算. 四川兵工学报, 2012, 33(10): 30-33.
- [58] Hoencamp A, Pavel M D. Concept of a Predictive Tool for Ship-Helicopter Operational Limitations of Various In-Service Conditions[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2012, 57(3): 1-9.
- [59] Roper D M, Owen I, Padfield G D, et al. Integrating CFD and Piloted Simulation to Quantify Ship-Helicopter Operating Limits. The Aeronautical Journal, 2006, 110(1109): 419-428.
- [60] Wilkinson C, Vandervliet G, Roscoe M. Modeling and Simulation of the Ship-Helicopter Environment. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Reston: AIAA, 2000-4538, 2000.
- [61] Bunnell J W. An Integrated Time-Varying Airwake in a UH-60 Black Hawk Shipboard Landing Simulation. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Reston: AIAA, 2001-4065, 2001.
- [62] Lee D, Horn J F. Simulation of Pilot Workload for a Helicopter Operating in a Turbulent Ship Airwake. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace

- Engineering, 2005, 219(5):445-458.
- [63] Lee D, Sezeruzol N, Horn J F, et al. Simulation of Helicopter Shipboard Launch and Recovery with Time-Accurate Airwakes. Journal of Aircraft, 2005, 42(2): 448-461.
- [64] Lee D. Simulation and Control of a Helicopter Operating in a Ship Airwake. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2005.
- [65] Lee R G, Zan S J. Unsteady Aerodynamic Loading on a Helicopter Fuselage in a Ship Airwake. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(2): 149-159.
- [66] Lee R G, Zan S J. Wind Tunnel Testing of a Helicopter Fuselage and Rotor in a Ship Airwake. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(4): 326-337.
- [67] Hodge S J, Zan S J, Roper D M, et al. Time-Accurate Ship Airwake and Unsteady Aerodynamic Loads Modeling for Maritime Helicopter Simulation. Journal of the American helicopter society, 2009, 54(2): 02200501-02200516.
- [68] Forrest J S, Owen I, Padfield G D, et al. Ship-Helicopter Operating Limits Prediction Using Piloted Flight Simulation and Time-Accurate Airwakes. Journal of Aircraft, 2012, 49(4): 1020-1031.
- [69] Theodore C R. Helicopter Flight Dynamics Simulation with Refined Aerodynamic Modeling. Maryland: College Park, University of Maryland, 2000.
- [70] Ribera M. Helicopter Flight Dynamics Simulation with a Time-Accurate Free-Vortex Wake Model. Maryland: College Park, University of Maryland, 2007.
- [71] Bagai A. Contributions to the Mathematical Modeling of Rotor Flow-Fields Using a Pseudo-Implicit Free-Wake Analysis. Maryland: College Park, University of Maryland, 1995.
- [72] Bhagwat, M J. Mathematical Modelling of the Transient Dynamics of Helicopter Rotor Wakes Using a Time-Accurate Free-Vortex Methods. Maryland: College Park, University of Maryland, 2001.
- [73] Spoldi S, Ruckel P. High Fidelity Helicopter Simulation Using Free Wake, Lifting Line Tail, and Blade Element Tail Rotor Models. Proceedings of the 59th Annual Forum of the American Helicopter Society, Fairfax: AHS, 2003, 59(2): 1880-1886.
- [74] Horn J F, Bridges D O, Wachspress D A, Rani S L. Implementation of a Free-Vortex Wake Model in Real Time Simulation of Rotorcraft. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2006, 3(3): 93-107.
- [75] Wachspress D A, Quackenbush T R, Boschitsch A H. First-Principles Free-Vortex Wake Analysis for Helicopters and Tiltrotors. Proceedings of the 59th Annual Forum of the American Helicopter Society, Fairfax: AHS, 2003, 59(2): 1763-1786.
- [76] 李攀, 陈仁良. 旋翼桨尖涡模型及其在自由尾迹分析中的影响. 航空学报, 2010, 31(8):

- 1517-1523.
- [77] 李攀, 陈仁良. 直升机急拉杆机动飞行仿真建模与验证. 航空学报, 2010, 31(12): 2315-2323.
- [78] 李攀. 旋翼非定常自由尾迹及高置信度直升机飞行力学建模研究[博士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2010.
- [79] Li P, Chen R J. A Mathematical Model for Helicopter Comprehensive Analysis. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(3): 320-326.
- [80] Wakefield N H, Newman S J, Wilson P A. Helicopter Flight around a Ship's Superstructure. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2002, 216(1): 13-28.
- [81] Van Hoydonck W, Pavel M. Investigation on the Simulation and Handling Qualities for Helicopter Operating near Ship Decks. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Reston: AIAA, 2006-6810, 2006.
- [82] Turner G P, Bradley R, Brindley G. Simulation of Pilot Control Activity for the Prediction of Workload Ratings in Helicopter/Ship Operations. Presented at the 26th European Rotorcraft Forum. The Hague, Netherlands, September 2000.
- [83] 徐明. 舰载直升机特殊要求对总体构型的若干影响. 航空科学技术, 2009(3):3-6.
- [84] Kääriä C H, Wang Y, White M D, et al. An Experimental Technique for Evaluating the Aerodynamic Impact of Ship Superstructures on Helicopter Operations. Ocean Engineering, 2013, 61(6): 97-108.
- [85] Hibert K B, Bouwer G. The Design of a Model-Following Control System for Helicopters. AIAA Guidance and Control Conference, Reston: AIAA, 1984-1941, 1984: 601-617.
- [86] Hilbert K B, Lebacqz J V, Hindson W S. Flight Investigation of a Multivariable Model-Following Control System for Rotorcraft. AIAA Flight Testing Conference, Reston: AIAA, 1986-9779, 1986.
- [87] Landis K H, Glusman S I. Development of ADOCS controllers and control laws, volume 2 - literature review and preliminary analysis. NASA CR-177339, 1987.
- [88] Tischler M B. Digital Control of Highly Augmented Combat Rotorcraft. NASA TM-88346, 1987.
- [89] Tischler M B, Fletcher J W, Morris P M, et al. Flying Quality Analysis and Flight Evaluation of a Highly Augmented Combat Rotorcraft. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1991, 14(5): 954-963.
- [90] Frost C R, Hindson W S, Moralez E, et al. Design and Testing of Flight Control Laws on the RASCAL Research Helicopter. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and

- Exhibit, Reston: AIAA, 2002-4869, 2002.
- [91] Harding J W, Mansur M H, Tischler M B, et al. Optimization and Piloted Simulation Results of the AH-64D Modern Control Laws. Proceedings of the AHS International 63th Annual Forum, Fairfax: AHS, 2007, 63(2): 883-896.
- [92] Fogler D L, Keller J F. Design and Pilot Evaluation of the RAH-66 Comanche Core AFCS. Piloting Vertical Flight Aircraft: A Conference on Flying Qualities and Human Factors, Washington D C: NASA, 1993: 411-418.
- [93] Irwin J G, Einthoven P G, Miller D G, et al. ADS-33E Predicted and Assigned Low-Speed Handling Qualities of the CH-47F with Digital AFCS. Proceedings of the AHS International 63th Annual Forum, Fairfax: AHS, 2007, 63(3): 1827-1856.
- [94] 杨一栋, 黄屹, 王新华. 直升机模型跟踪光传飞控技术研究. 航空学报, 2004, 25(2): 162-164.
- [95] 荣袅录. 直升机飞行品质设计方法研究[硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2007.
- [96] 王小青, 黄一敏, 孙传伟. 无人直升机悬停姿态控制系统设计. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(5): 583-588.
- [97] 王小青. 无人直升机建模与控制技术研究[博士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学自动化学院, 2009.
- [98] Horn J F, Bridges D O, Lee D Y. Flight Control Design for Alleviation of Pilot Workload during Helicopter Shipboard Operations. Proceedings of the AHS International 62th Annual Forum, Fairfax: AHS, 2006, 62(3): 2032-2045.
- [99] Horn J F, Bridges D O. A Model Following Controller Optimized for Gust Rejection during Shipboard Operations. Proceedings of the AHS International 63th Annual Forum, Fairfax: AHS, 2007, 63(3): 1799-1812.
- [100] Horn J F, Sarbanie S, Cooper J, et al. Adaptive Gust Alleviation for a Tilt-Rotor UAV Operating in Turbulent Airwakes. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Reston: AIAA, 2008-6514, 2008.
- [101] Cooper J, Horn J F, Yomchinda T, et al. Handling Qualities Evaluation of an Adaptive Disturbance Compensation System for Ship-Based Rotorcraft. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59(2): 1-12.
- [102] McKillip R, Keller J. A Networked Simulation Environment for Dynamic Interface Flight Control Design and Evaluation. Proceedings of the AHS International 66th Annual Forum, American Helicopter Society, Fairfax: AHS, 2010, 66(2): 1801-1813.
- [103] Ellis C W. Effects of Articulated Rotor Dynamics on Helicopter Automatic Control System

- Requirements. Aeronautical Engineering Review, 1953, 12(7): 30-38.
- [104] Hall W E, Bryson A E. Inclusion of Rotor Dynamics in Controller Design for Helicopters. Journal of Aircraft, 1973, 10(4): 200-206.
- [105] Zhao X and Curtiss H C. A Study of Helicopter Stability and Control Including Blade Dynamics. NASA CR-183245, 1988.
- [106] Dryfoos J B, Kothmann B D, Mayo J. Approach to Reducing Rotor-Body Coupled Roll Oscillations on the RAH-66 Comanche Using Modified Roll Rate Feedback. Proceedings of the AHS International 55th Annual Forum, Fairfax: AHS, 1999, 55(1): 1127-1140.
- [107] Fletcher J W, Lusardi J, Mansur M H, et al. UH-60M Upgrade Fly-by-Wire Flight Control Risk Reduction Using the RASCAL JUH-60A in-Flight Simulator. Proceedings of the AHS International 64th Annual Forum, Fairfax: AHS, 2008, 64(2): 1363-1388.
- [108] Briczinski S, Cooper D. Flight Investigation of Rotor/Vehicle State Feedback. NASA CR-132546, 1975.
- [109] Chen R T N and Hindson W S. Influence of High-Order Dynamics on Helicopter Flight-Control System Bandwidth. Journal of Guidance, Control, and Dynamics 1986; 9(2): 190-197.
- [110] Chen R T N. An Exploratory Investigation of the Flight Dynamics Effects of Rotor RPM Variations and Rotor State Feedback in Hover. NASA-TM-103968, 1992.
- [111] Takahashi, M. Rotor-State Feedback in the Design of Flight Control Laws for a Hovering Helicopter. Journal of the American Helicopter Society, 1994, 39(1): 50-62.
- [112] Takahashi M. $H\infty$ Helicopter Flight Control Law Design with and without Rotor State Feedback. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1245-1251.
- [113] Howitt J, Howell S E, McCallum A T, et al. Experimental Evaluation of Flight Control System Designs Exploiting Rotor State Feedback. Proceedings of the AHS International 57th Annual Forum. Fairfax: AHS, 2001, 57(2): 1452-1466.
- [114] Howitt J. Application of Non-linear Dynamic Inversion to Rotorcraft Flight Control. Proceedings of the AHS 61th Annual Forum, Fairfax: AHS, 2005, 61(2): 1160-1169.
- [115] Horn J F, Guo W and Ozdemir G T. Use of Rotor State Feedback to Improve Closed-Loop Stability and Handling Qualities. Journal of the American Helicopter Society, 2012, 57(2): 1-10.
- [116] Guo W, Horn J F. Rotor State Feedback Control for Rotorcraft with Variable Rotor Speed. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Reston: AIAA, 2009-5797, 2009.
- [117] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.

- [118] 王伟. 大型舰船流场的数值计算[硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学船舶工程学院, 2011.
- [119] 曾国升.“塔拉瓦”号两栖攻击舰模型图(上). 舰船知识, 1997(8): 38- 39.
- [120] Rajagopalan G, Yamauchi G K, Schaller D, et al. Experimental and Computational Simulation of a Model Ship in a Wind Tunnel. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2005-1347, 2005: 5295-5325.
- [121] 李晓峰, 周宁, 傅志忠等. 随机信号分析. 电子工业出版社. 1993: 63-78.
- [122] Sirovich L. Turbulence and the Dynamics of Coherent Structures. I-Coherent Structures. II-Symmetries and Transformations. III-Dynamics and Scaling. Quarterly of applied mathematics, 1987, 45(3): 561-571.
- [123] Ly H V, Tran H T. Proper Orthogonal Decomposition for Flow Calculations and Optimal Control in a Horizontal CVD Reactor. Quarterly of Applied Mathematics, 1998, 60(4):631-656.
- [124] 王适存. 直升机空气动力学. 北京: 航空专业教材编审组, 1985: .118-133.
- [125] Bailey F J. A Simplified Theoretical Method of Determining the Characteristics of a Lifting Rotor in Forward Flight. NASA TR-716, 1941.
- [126] 郑文东. 黑鹰直升机飞行特性研究[硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2009.
- [127] 高正, 陈仁良. 直升机飞行力学. 北京: 科学出版社, 2003: 44-53.
- [128] Kim F D. Fornulation and Validation of High-Order Mathematical Models of Helicopter Flight Dynamics. Maryland: College Park, University of Maryland, 2001.
- [129] Hoencamp A, Pavel M D. Concept of a Predictive Tool for Ship–Helicopter Operational Limitations of Various In-Service Conditions. Journal of the American Helicopter Society, 2012, 57(3): 1-9.
- [130] Hoencamp A. Helicopter-Ship Qualification Testing. Delft, the Kingdom of Netherlands: Delft University of Technology, 2015.
- [131] McRuer D T, Graham D, Krendel E S, et al. Human Pilot Dynamics in Compensatory Systems. Air Force Flight Dynamics Laboratory, AFFDL-TR-65-15, Jul. 1965, Ohio.
- [132] McRuer D T, Krendel E S. Mathematical Models of Human Pilot Behavior. Advisory Group on AerospaceResearch and Development, AGARDograph 188, Jan. 1974.
- [133] Hess R A, Zeyada Y, Heffley R K. Modeling and Simulation for Helicopter Task Analysis. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(2): 243-252.
- [134] Hess R A. Simplified Technique for Modeling Piloted Rotorcraft Operations near Ships. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(6): 1339-1349.
- [135] Hess R A, Gao C. A Generalized Algorithm for Inverse Simulation Applied to Helicopter

- Maneuvering Flight. Journal of the American Helicopter Society, 1993, 38(4): 3–15.
- [136] Carico G D, Fang R S, Geyer W P, et al. Helicopter/ship qualification testing. RTO AG-300 Vol. 22/SCI-038, NATO Research and Technology Organization, 2003.
- [137] United States Army Aviation and Missile Command, ADS-33E-PRF, Aeronautical Design Standard Performance Specification - Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft. Redstone Arsenal, Alabama: Aviation Engineering Directorate, 2000.
- [138] Shampine L F, Gordon M K. Computer Solution of Ordinary Differential Equations-The Initial Value Problem. SanFrancisco, California: W. H. Freeman & Co., 1976.
- [139] Xin H, He C J. A Combined Technique for Inverse Simulation Applied to Rotorcraft Shipboard Operations. Proceedings of the AHS 58th Annual Forum, Fairfax: AHS, 2002: 1444-1462.
- [140] Hoencamp A, van Holten T, Prasad J V R. Relevant Aspects of Helicopter-Ship Operations, 34th European Helicopter Forum, London: Royal Aeronautical Society, 2008: 578-588.
- [141] 孙文胜. 直升机着舰安全包络线(风限图)计算方法[硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 1994.
- [142] NATOPS. Flight Manual Navy Model SH-60B Helicopter. Naval Air Systems Command, A1-H60BB-NFM-000, Maryland, USA, 2006.
- [143] Hanson C, Schaefer J, Burken J J, et al. Complexity and Pilot Workload Metrics for the Evaluation of Adaptive Flight Controls on a Full Scale Piloted Aircraft. NASA TM-2014-216640, February 2014.
- [144] Schönenberg T. Design of a Conceptual Rotorcraft Model Preparing Investigations of Sidestick Handling Qualities. Proceedings of the AHS 67th Annual Forum, Fairfax: AHS, 2011, 67(3): 1979-2001.
- [145] 林雨生. 直升机飞行品质设计及机动科目飞行仿真研究[硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2017.
- [146] 陈复扬. 自动控制原理. 北京: 国防工业出版社, 2010: 433-438.
- [147] Link D W, Kashawlic B E, Fujizawa B T, et al. Influence of Frequency Response Analysis on MH-47G DAFCS Development and Flight Test. Proceedings of the AHS 67th Annual Forum, Fairfax: AHS, 2011: 1358-1372.
- [148] Tischler M B, Remple R K. Aircraft and Rotorcraft System Identification. Reston, VA: AIAA, 2006.

致 谢

光阴荏苒，岁月如梭。想当年，乍入师门，还是朝气蓬勃小师弟；看今朝，行将毕业，已是而立之年大师兄。值此论文完成之际，谨以此文，对所有曾经给予我关心和帮助的人们致以最诚挚的谢意！

首先，我要衷心感谢我的导师陈仁良教授。刚入师门时陈老师就教导我“简单的事情要认真做好，复杂的事情要拆成一步一步的做”。陈老师以广博的专业知识、严谨的治学作风、勤奋的工作态度和敏锐的洞察力，引导我在科学的研究的路上不断成长。在本文的写作过程中，陈老师始终给予认真和耐心的指导，从论文选题到成稿，中间的每一个环节都包含着陈老师的心血。除了在科学上的谆谆教导，生活上陈老师也给予我很多关怀和帮助，思想上给予我很多启迪，令我受益终生！

感谢我的师兄李攀老师。李老师以谦虚谨慎的态度和勤奋的工作作风为我树立了学习的榜样。进行学术问题讨论时，对我知无不言言无不尽；进行科学项目研究时，教我脚踏实地攻坚克难；面临生活困难时，帮我排忧解难慷慨相助。在此，对李老师在学术和生活的关怀帮助表示诚挚的谢意！

感谢我的师兄吴伟老师和师姐孔卫红老师在学术上和实验室中的帮助。感谢辛冀、齐万涛、贾伟力、丁自强、丁国华、陈元、张铮、俞志明、桂敬冉、陆宜、许斌、袁野、严旭飞、驰骋、曾丽芳、周攀、林雨生、陆陶冶、杨悦、孙振航、吴文韬等师兄、师弟和师妹们，与你们一起学习和交流的日子让我受益良多！

感谢张俊豪、刘龙、王梓霖、沈钦、冯同寒、高明周、钱伟、韩丽、郝银凤以及其他101班的同学们，感谢你们的关心和帮助！

最后感谢我的父母及兄弟一家，在生活上对我默默付出，在学业上对我无条件支持，让我能够不断奔向更加广阔的天空。特别感谢我的妻子，五年来同甘苦共进退，你的支持、照顾和包容使我能够从容前行。

在学期间的研究成果及发表的学术论文

攻读博士学位期间发表（录用）论文情况

1. 吉洪蕾, 陈仁良, 李攀. 适用于直升机飞行力学分析的三维空间大气紊流模型. 航空学报, 2014, 35(7):18245-1835. (EI 期刊)
2. 吉洪蕾, 陈仁良, 李攀. 耦合 POD 重构舰面流场的直升机舰面起降数值模拟. 航空学报, 2016, 37(3): 771-779. (EI 期刊)
3. 吉洪蕾, 陈仁良, 李攀. 用于直升机在大气紊流中的旋翼状态反馈控制. 航空学报, 2017, 38(5): 43-52. (EI 期刊)
4. **Honglei Ji**, Renliang Chen, and Pan Li. Distributed Atmospheric Turbulence Model for Helicopter Flight Simulation and Handling-Quality Analysis. AIAA Journal of Aircraft, Vol. 54, No. 1, 2017, pp. 190-198. (EI, SCI 期刊)
5. **Honglei Ji**, Renliang Chen, and Pan Li. Analysis of Helicopter Handling Quality in Turbulence with Recursive Von Karman Model. AIAA Journal of Aircraft, Vol. 54, No. 6, 2017, pp. 1631-1639. (EI, SCI 期刊)
6. **Honglei Ji**, Renliang Chen, and Pan Li. Rotor-State Feedback Control to Alleviate Pilot Workload for Helicopter Shipboard Operations. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics. Published Online, July 31, 2017. (EI, SCI 期刊)
7. **Honglei Ji**, Renliang Chen, and Pan Li. Rotor-State Feedback Control Design to Improve Helicopter Turbulence Alleviation in Hover. Journal of Aerospace Engineering. Published Online, February 8, 2017. (EI, SCI 期刊)
8. **Honglei Ji**, Renliang Chen. Distributed Turbulence Model with Accurate Spatial Correlations for Helicopter Handling-Quality Analysis. Journal of the American Helicopter Society. Under Review. (EI, SCI 期刊)
9. 吉洪蕾, 陈仁良. 建筑物对直升机飞行操纵的影响. 第二十九届全国直升机年会学术论文, 江西 景德镇, 2013.
10. Renliang Chen, **Honglei Ji**. Helicopter Turbulence Modeling for Flight Simulation and Handling-Quality Analysis. Presented at the AHS Rotorcraft Handling Qualities Technical Meeting, Huntsville, Alabama, USA, February 22-23, 2017.
11. **Honglei Ji**, Renliang Chen. Helicopter Turbulence Modeling with Accurate Spatial Correlations for Handling-Quality Analysis. Presented at the AHS International 73rd Annual Forum & Technology Display, Fort Worth, Texas, USA, May 9-11, 2017. (EI 收录会议)
12. **Honglei Ji**, Renliang Chen. Distributed Turbulence Model with Accurate Spatial Correlations for Helicopter Handling-Quality Analysis. Presented at the 43rd European Rotorcraft Forum,

Milano, Italy, September 13-15, 2017.

13. 陆陶治, 陈仁良, 吉洪蕾, 辛冀. 共轴双旋翼悬停地面效应分析, 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(10): 1-8. (EI 期刊)
14. 林雨生, 陈仁良, 吉洪蕾. 直升机机动飞行仿真及驾驶品质评估方法. 第三十二届全国直升机年会学术论文, 四川 绵阳, 2016.

攻读博士学位期间授权（受理）专利情况

1. 吉洪蕾, 陈仁良, 李攀. 一种高阶大气紊流成型滤波器的设计方法及仿真方法. 中国发明专利, CN 106874535 A, 2017.06.20.
2. 李攀, 陈仁良, 吉洪蕾, 孔卫红. 一种考虑全机气动干扰的直升机飞行特性计算方法. 中国发明专利, CN 105468814 A, 2016.04.06.

攻读博士学位期间参加科研项目情况

1. 某国防 973 项目, 参与人员, 参与完成直升机飞行动力学建模与编程工作。
2. 国家自然科学基金面上项目“倾转旋翼机变型、变速运动机理及变化规律研究”(基金号: 11672128), 参与人员。
3. 自然科学基金青年基金项目“直升机旋翼俯仰/滚转交叉耦合运动产生机理研究”(基金号: 51405227), 参与人员, 参与完成直升机飞行动力学建模与编程工作。
4. 某陆航 125 项目, 主要参与人员, 参与完成直升机飞行动力学建模模块、性能计算模块、载荷计算模块和飞行控制模块的建模、编程、分析与相关报告写作。
5. 横向课题“耦合大气紊流的旋翼建模研究”, 主要完成人, 负责旋翼及大气紊流的建模、编程、报告编写工作。
6. 横向课题“舰载直升机风限图研究”, 主要完成人, 负责建模、编程、报告编写及项目结题工作。
7. 横向课题“直升机贴地机动轨迹规划与跟踪控制研究”, 参与人员, 完成直升机轨迹控制控制律的设计与实现工作。
8. 横向课题“直升机舰船起降风限图研究”, 主要完成人, 负责建模、编程工作, 指导师弟完成项目。

附录A UH-60A 直升机飞行动力学建模参数

UH-60A“黑鹰”直升机为传统的单旋翼带尾桨直升机，其铰接式旋翼包括四片桨叶，桨叶翼型以 SC-1095 翼型为主。本文飞行动力学建模中需要的 UH-60A 直升机全机、旋翼、尾桨、垂尾和平尾数据均源自文献[37]和[50]，这里给出主要的建模参数。

表 A 1 全机参数

直升机总重量		7257 kg	惯性距及 惯性积	I_{xx}	6317 kg·m ²
重心相对机头位置	x	8.89 m		I_{yy}	52215 kg·m ²
	y	0 m		I_{zz}	49889 kg·m ²
	z	5.87 m		I_{xz}	2552 kg·m ²

表 A 2 旋翼建模参数

转速	27 rad/s	相对机头 位置	x	8.67 m
半径	8.1778 m		y	0 m
桨叶片数	4		z	8.00 m
桨毂前倾角	3°	桨叶线性负扭角		-14°
桨叶弦长	0.5273 m	桨叶质量		116.53 kg
桨叶静距	385.6602 kg·m	桨叶惯距		2050.8071 kg·m ²
挥舞铰外伸量	0.3810 m	桨叶根切长度		1.1674 m
挥舞变距耦合系数	0	自动倾斜器提前操纵角		-9.7°

表 A 3 尾桨建模参数

转速	124.62 rad/s	相对机头 位置	x	18.59 m
半径	1.68 m		y	-35.56 m
桨叶片数	4		z	8.25 m
尾桨上倾角	20°	桨叶线性负扭角		-18°
桨叶弦长	0.25 m	挥舞变距耦合系数		-0.7

表 A 4 垂尾建模参数

面积	3.00 m ²	相对机头 位置	x	17.65 m
展弦比	1.92		y	0 m
安装角	0°		z	6.93 m

表 A 5 平尾建模参数

面积	4.18 m ²	相对机头 位置	x	17.79 m
展弦比	4.6		y	0 m
安装角	飞控系统自动调节		z	6.20 m

附录B UH-60A 直升机的增稳系统

uh60A sas

UH-60A 直升机增稳系统的主要功能是增加俯仰、滚转和偏航方向上的角运动阻尼，在结构上为多余度系统，每个通道的增稳系统分别包含一套模拟式增稳系统(Artificial Stability Augmentation System, ASAS)和一套数字式增稳系统 (Digital Stability Augmentation System, DSAS)，其中 DSAS 与飞行轨迹稳定(Flight Path Stability, FPS)系统集成到 SAS/FPS 计算机实现直升机姿态和空速控制。关于 UH-60A 直升机 FPS 系统的介绍参见文献[37, 126]，本节主要介绍增稳系统。

虽然 UH-60A 直升机有两套独立的增稳系统，但每个通道的 ASAS 和 DSAS 通过控制同一个作动器实现直升机增稳，模拟和数字增稳系统分别拥有 5%的控制权限。正常情况下每个通道的两套增稳系统同时工作，但是当飞行员选择模拟式增稳系统时在每个通道只有 ASAS 输出控制信号实现直升机稳增控制，选择数字式增稳系统时只有 DSAS 输出控制信号。不论选择模拟式增稳系统还是数字式增稳系统，或同时选择两种增稳系统，增稳系统的增稳功效是一样的，即 ASAS 或 DSAS 单独工作时，同样角速率变化的增稳系统输出信号增加一倍。此外，当直升机飞行速度大于 110 km/h 时，DSAS 根据横向加速度和滚转角速率信号协助飞行轨迹稳定系统实现协调转弯运动。

直升机角运动的阻尼是直升机受扰动后的力矩对运动角速度的导数。阻尼对直升机的受扰运动起着重大作用。若阻尼过小，直升机受扰动后可能长时间振荡乃至不稳定。增稳系统通过反馈角速率信号增加直升机角运动阻尼。对于俯仰增稳系统，来自传感器的角速率信号经模数转换后，一路进入高通滤波器通道，另一路进入低通滤波器通道以抑制俯仰角速率的急剧变化引起的扰动，两路合并后通过洗出电路，洗出低频信号，以避免影响直升机正常机动导致的俯仰角速率，如图 B 1 所示。图 B 2 为俯仰增稳系统的作动器模型。

滚转增稳系统的原理与俯仰增稳系统类似，也是通过反馈滚转角速率信号增加滚转角运动的阻尼。不同之处在于当空速大于 110 km/h 时，滚转增稳系统还通过反馈横向加速度信号修正由偏航运动或直升机协调转弯引起的滚转角运动，如图 B 3 所示。图中信号 A 和 B 输出到航向增稳系统中。滚转增稳系统的作动器模型与图 B 2 的俯仰增稳系统相同。

航向增稳系统有两种工作模式。当直升机空速低于 30 m/s 时，航向增稳系统的作用于俯仰通道类似，通过反馈偏航角速率信号增加航向角运动的阻尼。当直升机空速高于 30 m/s 时，航向增稳系统一方面通过反馈偏航角速率信号增加航向角运动的阻尼，另一方面通过反馈滚转角速率信号和横向加速度信号消除侧滑运动和协助直升机协调转弯运动，如图 B 4 所示。图中信号 A 和 B 分别为从滚转通道数字式和模拟式增稳系统输出的滚转角速率信号。偏航增稳系统的作动器模型与图 B 2 俯仰增稳系统相同。

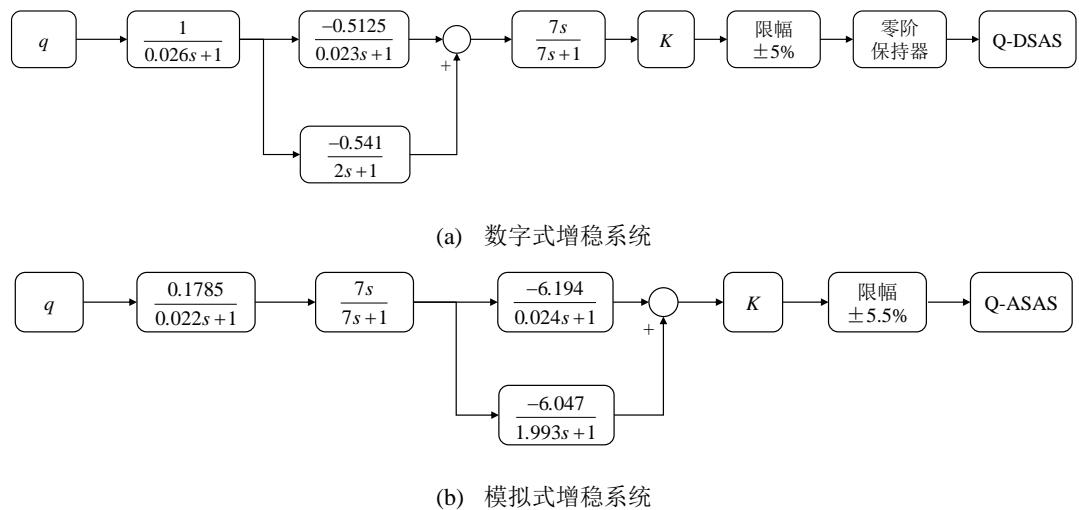


图 B 1 UH-60A 直升机俯仰增稳系统

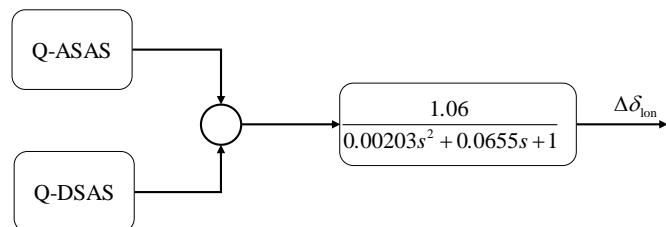


图 B 2 俯仰增稳系统作动器

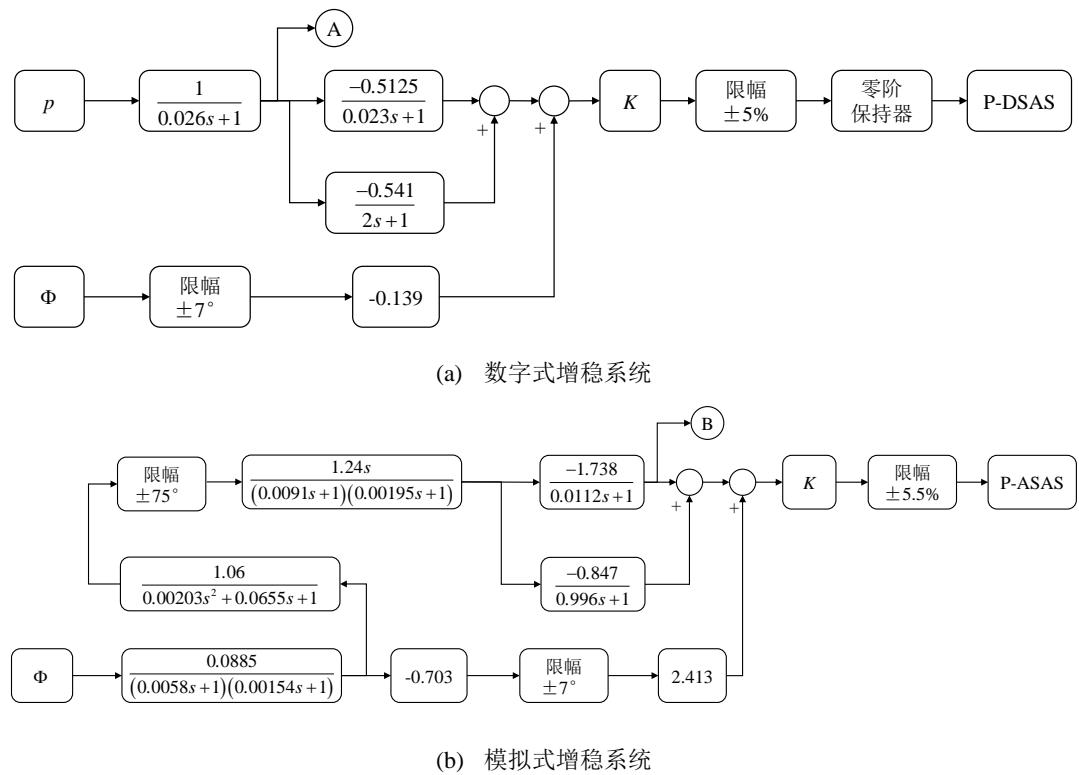
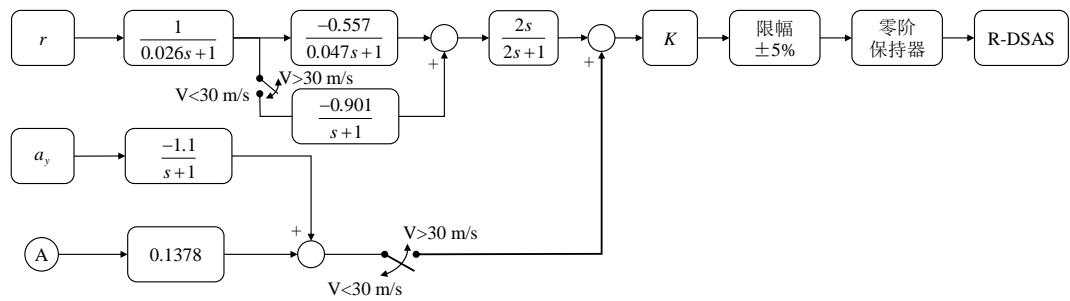
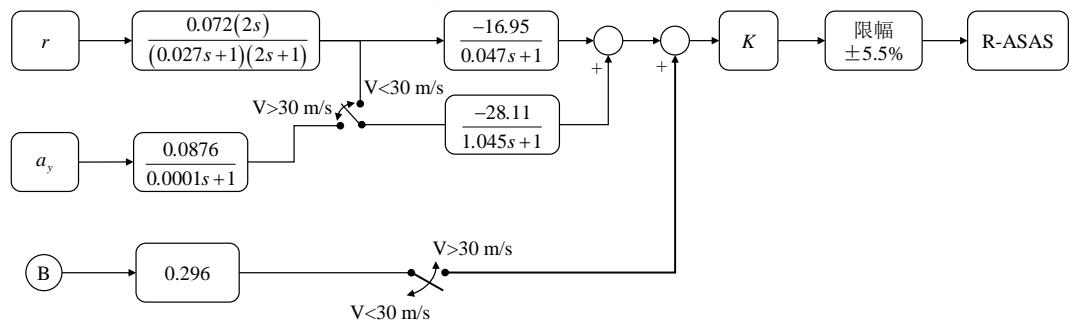


图 B 3 UH-60A 直升机滚转增稳系统



(a) 数字式增稳系统



(b) 模拟式增稳系统

图 B 4 UH-60A 直升机航向增稳系统