

华南理工大学硕士学位论文

LaTeX 模板使用说明

作者姓名

指导教师：xxx 教授

华南理工大学

2025 年 1 月 6 日

摘要

本模板由 Shun Xu^[1]以及 yecfly^[2]的模板修改而来，适合于华南理工大学硕/博士毕业论文。既然已经入坑 LaTeX，就不推荐使用 LYX，但本模板在修改祖传代码过程中仅对修改部分进行更新，其余部分仍保留源代码。另外参考文献管理软件推荐使用 zotero，这也是本模板使用的软件。本模板最主要的改动是参考文献使用 biber，而不是原来的 bibtex，因此不再需要.bst 文件。

关键词： `LATEX`; 论文

Abstract

Keywords: L^AT_EX; Paper

目 录

摘要	I
Abstract	II
插图目录	VI
表格目录	VIII
主要符号对照表	IX
英文缩略词	X
第一章 绪论	1
1.1 研究背景和意义	1
1.2 国内外研究现状	3
1.2.1 涵道风扇无人机	3
1.2.2 飞行控制技术	6
1.2.3 轨迹规划技术	8
1.3 本文的主要内容及章节安排	10
第二章 涵道风扇式无人机系统构成及建模	12
2.1 试验样机的系统组成	12
2.1.1 主要结构介绍	12
2.1.2 机载航电系统	13
2.2 坐标系和姿态表示方法	14
2.3 飞行控制刚体模型	17
2.3.1 刚体运动学模型	17
2.3.2 刚体动力学模型	17
2.4 力与力矩分析	18
2.4.1 涵道风扇动力学	19
2.4.2 机身动力学	21
2.4.3 涵道动力学	22
2.4.4 控制舵面动力学	24
2.4.5 陀螺力矩与固定气动面反扭矩	26
2.5 系统建模总结	27

2.6 本章小结	30
第三章 涵道风扇式无人机的姿态控制	31
3.1 增量非线性动态逆控制与控制分配理论	31
3.1.1 增量非线性动态逆	32
3.1.2 控制分配理论	33
3.2 姿态模型简化	34
3.3 基于 INDI 和优先级控制分配的姿态控制方案	36
3.3.1 INDI 姿态控制架构	37
3.3.2 陀螺力矩补偿	43
3.3.3 优先级控制分配	45
3.4 实验和结果分析	47
3.4.1 主动扰动设计	47
3.4.2 仿真实验	48
3.5 图	48
3.6 定理	51
3.7 参考文献	53
第四章 列举环境	68
4.1 调整间距	68
4.1.1 垂直间距	70
4.1.2 水平间距	70
4.2 <code>enumerate</code> 标签样式	72
4.2.1 小括号阿拉伯数字	72
4.2.2 斜体字母	72
4.2.3 大写罗马字母	72
结 论	73
参考文献	74
附 录 1	76
1.1 测试一级标题 <code>section</code>	76
1.1.1 测试二级标题 <code>subsection</code>	76

1.2	测试测试测试	77
1.2.1	测试测试测试	77
附录2		78
2.1	测试测试测试	78
2.1.1	测试测试测试	78
	攻读博士/硕士学位期间取得的研究成果	79
	致谢	80

插图目录

图 1-1 猎户座固定翼无人机	2
图 1-2 极飞 P150PRO 农业无人机	2
图 1-3 Cypher	3
图 1-4 Cypher II	3
图 1-5 GoldenEye	4
图 1-6 T-Hawk	4
图 1-7 AirMule 无人机及内部结构	5
图 1-8 Fleye	5
图 1-9 FanTail	5
图 1-10 Odin	5
图 1-11 飞碟	6
图 1-12 都市精灵	6
图 1-13 CDF-390	6
图 2-1 试验样机及结构组成	12
图 2-2 地面坐标系与机体坐标系定义	15
图 2-3 ‘Z-Y-X’ 欧拉角的定义	15
图 2-4 轴流状态的空气动力学	20
图 2-5 非轴流状态（前飞时）的空气动力学	22
图 2-6 控制舵面及力臂示意图	25
图 2-7 涵道内部流场示意图	27
图 3-1 基于 INDI 和伪逆法的控制系统框图	34
图 3-2 基于 INDI 和优先级控制分配法的姿态控制系统框图	47
图 3-3 主动扰动示意图	48
图 3-4 涵道风扇式无人机	49
图 3-5 T-Hawk	50
图 3-6 GTSPy	50
图 3-7 子图包使用测试	52
图 3-8 常规	55

图 3-9 同步 1	56
图 3-10 同步 2	57
图 3-11 搜索	58
图 3-12 导出	59
图 3-13 引用	60
图 3-14 高级 1	61
图 3-15 高级 2	62
图 3-16 Better BibTeX1	63
图 3-17 Better BibTeX2	64
图 3-18 Better BibTeX3	65
图 3-19 导出文献库	66
图 3-20 导出格式	66
图 3-21 导出文件名	67
图 4-1 enumitem 包对各种间距的定义	69

表格目录

表 2-1 涵道模型参数	29
表 3-1 INDI 控制器和 PID 控制器的各项参数	48

主要符号对照表

$O_e - X_e Y_e Z_e$ -地面坐标系	$O_b - X_b Y_b Z_b$ -机体坐标系
$P^e = [x^e \quad y^e \quad z^e]^T$ -地面系下的位置	$V^e = [v_x^e \quad v_y^e \quad v_z^e]^T$ -地面系下的速度
$V^b = [u \quad v \quad w]^T$ -机体系下的速度	ψ -偏航角
θ -俯仰角	φ -滚转角
$\omega^b = [p \quad q \quad r]^T$ -机体系下的角速度	R_e^b -机体系到地面系的旋转矩阵
F^b -机体系下受到的除重力外的合力	m -无人机总质量
g -当地的重力加速度	M^b -机体系下受到的合外力矩
$J^b = diag[J_x \quad J_y \quad J_z]$ -机体系下的转动惯量	S -桨盘面积
σ_d -涵道扩压比	ρ -空气密度
V_e -涵道出口风速	V' -涵道风扇诱导速度
T_p -风扇升力	T_l -涵道体升力
Ω -风扇转速	R -风扇半径
k_{fan} -风扇拉力常系数	k_q -风扇扭矩常系数
$C_{D,x} \quad C_{D,y} \quad C_{D,z}$ -沿机体轴的阻力系数	$S_x \quad S_y \quad S_z$ -沿机体轴的截面面积
l_a -机身空气动力中心与机身重心的距离	$V_a^b = [u_r \quad v_r \quad w_r]^T$ -空速
γ -环绕涵道角度变量	V_r -气流相对于机体的径向速度
V_z -气流相对于机体的轴向速度	q_d -涵道周围的动态压力
α_d -迎角	$C_{l,d}$ -涵道翼型升力曲线
$C_{d,d}$ 涵道翼型阻力曲线	c_d -涵道翼型弦长
C_{duct} - 常值比例系数	l_d -重心与涵道空气动力中心之间的距离
k_δ -控制舵面升力系数	δ_i -控制舵面偏转角
J_{fan} -涵道风扇转动惯量	$d_{af} \quad d_{ds}$ -风扇扭矩常系数
φ_0 -固定气动面安装角	W^e -环境风速

英文缩略词

【本节论文规范为可选，如果你的论文没有相关内容那么去除这一节；如果有，则删除这一行注释。】

SCUT South China University of Technology 华南理工大学

第一章 绪论

1.1 研究背景和意义

2024 年也被称为低空经济元年，全国两会首次将“低空经济”写入政府工作报告中。12 月 23 日，教育部公示北京航空航天大学等 6 所高校申请增设“低空技术与工程”新专业。12 月 25 日，国家发改委挂牌成立低空经济司。种种迹象表明低空经济这一战略新兴产业具有广阔的发展前景，得到了各界的重视。无人机（Unmanned Aerial Vehicle, UAV）作为低空经济的重要形态之一，近些年来发展得如火如荼，已经在军事、民用、科研等领域得到了广泛应用。顾名思义，无人机是一种不需要飞行员在飞机上驾驶的飞行器，它的飞行控制可以由飞行员在地面的控制站上进行操纵，也可以基于事先设计好的轨迹完全自主飞行，或者借助如人工智能（Artificial Intelligence, AI）等先进技术在复杂环境中实时地规划轨迹来避障飞行^{rezwaniArtificialIntelligenceApproaches2022}。

无人机最早于第一次世界大战期间被研制出来用于军事对抗。受限于二十世纪初的科学技术条件，当时的无人机并没有在战场上发挥很大的作用，但是人们并没有因此停止对无人机的研究与发展。时至今日，无人机在俄乌战争中被大规模使用，主要用来执行目标搜寻、侦察、打击和救援等任务，深刻地影响了战场局势。在 2022 年的最后一个晚上，乌克兰的四旋翼无人机向俄罗斯士兵投下了小型炸弹，其凭借着机载的热成像系统实现了在漆黑的夜晚对俄罗斯士兵进行准确打击^{kunertovaWarUkraineShows2023}。无独有偶，由俄罗斯 Kronshtadt 公司开发的“猎户座（Orion）”固定翼无人机（见图1-1）也已成功用于攻击乌克兰阵地。该无人机前部安装了一个可以转动的炮塔系统，内部装有红外传感器和激光雷达等设备，用于引导高精武器准确打击目标。除军事用途外，无人机也在民用领域大展身手。例如，无人机结合人工智能以及机器学习（Machine Learning, ML）方法，通过提升效率、环境可持续性和数据驱动的决策指定，为精准农业带来了重大革新^{agrawal2024transforming}。2022 年，意大利 Cristiano Fragassa 教授团队利用无人机从不同的飞行高度拍摄杂草丛生的田地的图像，开发和测试了一种机器学习方法用来识别植被斑块。该方法可以精确地识别出整个大规模耕作田中的农作物和杂草，该信息可以用来帮助减少水、肥料和除草剂的使用^{fragassaNewProcedureCombining2023}。在国内，以大疆创新和极飞科技等为代表的科技公司都有自研的农业无人机产品。以极飞 P150PRO 2025 款农业无人机为例（见图1-2），该无人机集农药喷洒、种子播撒、货物运输和航拍测绘多种功能为一体，每分钟最大喷洒流量可达 32 升，单次航测面积最大可达 300 亩。科研院校中

如中国农业大学、华南农业大学等也都在农业无人机方面取得研究进展。



图 1-1 猎户座固定翼无人机



图 1-2 极飞 P150PRO 农业无人机

无人机发展百年，种类繁多，不同的任务需求驱动着创造不同类型的无人机。因此按照无人机的任务能力，可将其分为水平起飞着陆 (Horizontal Take-off Landing, HTOL)、垂直起飞着陆 (Vertical Take-off Landing, VTOL)、混合模型 (倾转翼、倾转旋翼和涵道风扇)、直升机和非常规类型^[3]。其中，涵道风扇无人机 (Ducted Fan UAV, DFUAV) 是指其螺旋桨被封闭在涵道内部的无人机，这些螺旋桨也被称为“风扇”，同时风扇滑流中安装有若干控制舵面进行控制。DFUAV 既有旋翼无人机般的垂直起降能力，又可以像固定翼无人机那样高速巡航，而且这种特殊的配置结构具有空气动力效率高和操作安全性的优势。johsonModelingControlFlight2006b,choiStaticAnalysisSmall2012,zhangReviewDuctedFans2020b,qianImprovingPerformanceDucted2022,manzoor2020

但不如人意的是，与开放旋翼相比，涵道风扇的罩状旋翼在飞行器周围的流场中会表现出强烈的耦合效应^{iiiNondimensionalModelingDuctedFan2012}，并且由于其特殊的气动布局，DFUAV 在垂直起降和水平巡航这两种不同的飞行模式下气动特性也完全不同^{johsonModelingControlFlight2006b}，这都对 DFUAV 的控制器设计提出了挑战。此外，针对 DFUAV 的轨迹规划的研究相对匮乏，这种研究的不足在一定程度上限制了 DFUAV 在复杂环境中的高效运作，不利于 DFUAV 的进一步推广应用。

正因如此，设计出适用于 DFUAV 的控制策略以及合理的轨迹规划方法，对于 DFUAV 的进一步发展具有重要意义。

1.2 国内外研究现状

1.2.1 涵道风扇无人机

目前已知的关于涵道风扇无人机的起源最早可以追溯到二十世纪三十年代，由意大利的 Stipa 和德国的 Kort 率先在该领域开展研究^{iiiNondimensionalModelingDuctedFan2012}。在二十世纪五十年代，美国宇航局在研究 Doak VZ-4 和 Bell X-22 涵道风扇垂直起降飞行器时投入了大量精力后取得一些进展，然而他们也发现了一些意料之外的特性，如从悬停到前飞过渡时，会出现机头上仰的趋势^{cookSummaryLiftLift1993}。Pereira 等人^{pereiraHoverWindtunnelTesting2008}已经对涵道风扇早期的研究进行了详尽的回顾。近年来，随着先进的控制方法的提出和涵道风扇理论的进一步完善，涵道风扇无人机这一领域不仅引起了众多科研机构的广泛关注，还催生出了一系列具有里程碑意义的创新产品。

在二十世纪八十年代末期，美国 Sikorsky 航空公司试飞了一种名为“Cypher”的小型无人机。该无人机涵道直径 1.75m，重量为 20kg，采用共轴双桨结构提供动力，环形护罩在提升了拉力效率的同时也提升了其安全性。1992 年 4 月，在初代 Cypher 的基础上，Cypher II 进行了首次飞行。相比初代 Cypher，Cypher II 涵道直径 1.9m，重量为 110kg，并且在环形护罩外扩展了固定翼结构，并且尾部还有一个推进式螺旋桨，有效提升了 Cypher II 的飞行速度以及续航时间^{murphy1996air}，最高时速可达 230km/h，航程超过 185km。



图 1-3 Cypher



图 1-4 Cypher II

2003 年，美国极光飞行科技公司根据国防高级研究计划局的“秘密无人机”计划开发了 GoldenEye-100 无人机，可垂直起降并且能携带 11kg 的有效载荷。次年 7 月，由 GoldenEye-100 衍生出的更小的 GoldenEye-50 无人机首飞。GoldenEye-50 长 70cm，翼展 1.4m，最大飞行速度可达 280km/h^{schaeferschaeferGoldenEyeClandestineUAV}，并且在 2005 年 4 月进行

了第一次自主水平飞行转换。GoldenEye-80 是 GoldenEye 系列的第三个版本，长 165cm，重达 68kg，携带有高分辨率摄像机和激光测距仪等传感设备，设计意图用于满足美国陆军未来作战系统计划的要求。

2003 年，Honeywell 航空航天公司为美国陆军开发制造了 RQ-16 T-Hawk 微型无人机，并于 2007 年部署在了伊拉克战场上^{white2010upgrades}。该款无人机采用涵道风扇设计，涵道直径为 35.5cm，总机重量为 7.7kg，巡航速度可达 74km/h，在战场上被广泛应用于可疑目标检查和跟随等任务。在 2011 年日本地震引发海啸进而导致核泄露后，4 架 T-Hawk 被部署在福岛 1 号核电站，其机载的高分辨率摄像头拍摄了核电站受损部分的图像用于帮助日本核工程专家快速定位和解决问题。但是后来有两架 T-Hawk 在核反应堆上空坠毁，Honeywell 公司并没有给出具体原因。



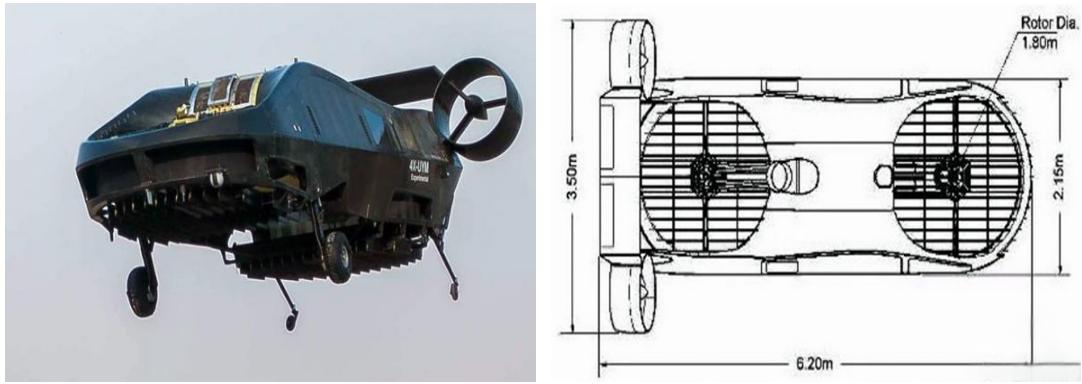
图 1-5 GoldenEye



图 1-6 T-Hawk

2015 年 12 月 30 日，由以色列 Tactical Robotics 公司研发的 AirMule 救护无人机首航。如图¹⁻⁷所示，AirMule 的起飞旋翼设置在了机身内部，由涵道壁包裹，尾部还有两个推进涵道风扇用于控制姿态。这种构型专为直升机不方便起降的情形而设计，如山川、林地等地形复杂的区域。由于 AirMule 可负载 80kg 的载重能力和 150km/h 的最大速度^{yuTechnicalAnalysisVTOL2016}，未来还将用于运输货物等任务。

在 2016 年的 HW Trek 全球智能硬件创新与制造大会上，来自比利时无人机 Fleye 引发众人关注，如图所示。因其大小与篮球相当，许多媒体也把它称为“球形无人机”。Fleye 也属于 DFUAV 的一种，摄像头安装在上部，下部为光流传感器，由于其安全小巧的特点，媒体预测其未来将会应用于室内摄影、娱乐等场合。除上述提到的采用涵道构型无人机外，还有由新加坡 ST Aerospace 研发的 FanTail 系列^{mateosanguinoDesignStabilizationCoanda2024}、Aesir 公司的 Odin^{crivoi2013survey}和美国联合宇航公司的 iSTAR^{flemingImprovingControlSystem,lipera2001micro}等。



a) AirMule 无人机

b) AirMule 内部结构

图 1-7 AirMule 无人机及内部结构



图 1-8 Fleye



图 1-9 FanTail



图 1-10 Odin

相较于国外的研究成果，我国 DFUAV 研究起步相对较晚，大多处于实验探索阶段。2008 年，哈尔滨盛世特种飞行器有限公司与中国航天科工集团第四研究院和哈尔滨工业大学航天学院合作共同研发制造出国内首例单桨环道“飞碟”，直径 1.2m，续航 40 分钟，最大速度可达 80km/h，并获得国家发明专利。由南昌航空大学设计的“都市精灵”涵道无人机获得 2011 年“中航工业杯—国际无人飞行器创新大奖赛”创意奖，其涵道直径 1.2m，续航时间 1h，最大飞行速度为 50km/h。深圳千叶智能科技公司以研发涵道式无人机设计平台为主，目前已推出 CDF-270、CDF-390 和 EDF-254 等型号的无人机，可用于航拍、巡航和侦察等领域。

此外，清华大学 chouStudyOverallDesign2021.luoNumericalAnalysisWind2024a、北京理工大学 manzoorCompoundLearningBasedModel2024、南京航空航天大学 caiNumericalPredictionUnsteady2022 和 华南理工大学 yinDuctedFanUAV2024,1022766347.nh 等高校也对 DFUAV 展开了不同程度的研究，极大推动了我国在该领域的发展进程。



图 1-11 飞碟



图 1-12 都市精灵

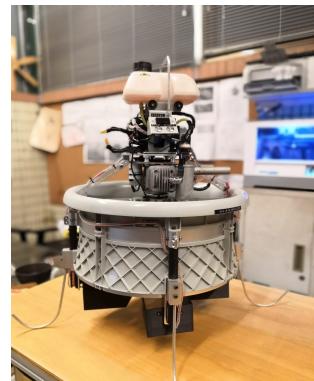


图 1-13 CDF-390

1.2.2 飞行控制技术

无人机的飞行控制技术是其研究过程中的关键环节，其好坏直接影响了无人机的飞行性能和稳定性。在 DFUAV 发展的早期，由于对涵道风扇的独特气动特性认识不足以及控制理论体系的相对不成熟，DFUAV 的控制器设计主要基于线性控制方法，如 PID 控制器、LQR 控制器和 H_∞ 控制等。

上文提到的 iSTAR 微型 DFUAV 在 2000 年 11 月首次自由飞行时采用的就是 PID 姿态控制策略^{lipera2001micro}。为了实现位置控制，文献^{erikssonPerformanceEstimationDucted2006}将整个控制系统分为外部和内部两个独立的子系统，采用串级 PID 方法进行控制，并且还实现了用于整个系统的 LQ 补偿器。Pflimlin 等人早期在 DFUAV 的控制方面进行了深入研究^{pflimlinModelingAttitudeControl2010a,[4]}，通过对悬停飞行条件线性化，简化飞行动力学，采用 PID 控制方法取得了较好的姿态跟随效果。2005 年，他们推广了线性串级 PID 控制方法，提出了一种自适应反步控制策略着重于解决 DFUAV 在持续恒风条件下的稳定性问题，最后进行了仿真实验^[5]。文献^{whiteStabilityAugmentationFree}将 LQR 控制器与经典控制器相结合，通过时间响应和奇异值分析来评估控制系统的性能，实际飞行数据验证了该方法的有效性。文献^{muehlebachFlyingPlatformTestbed2017}同样将 LQR 控制方法应用于 DFUAV，该控制器具有级联结构，UAV 的角速度由板载陀螺仪测量得到，位置、速度和姿态由外部的动作捕捉系统提供，最终通过实践证明了其可靠性。在 H_∞ 控制器的应用相关文献中，文献^{DJKZ201009016}针对 DFUAV 易受干扰的特性设计了基于 H_∞ 理论的鲁棒控制器，通过仿真和实际飞行实验证明了该算法相比传统 PID 控制抗干扰性更强。文献^[6]采用基于 H_∞ 合成的结构化多环反馈姿态控制器，并使用非光滑优化方法直接调节控制器参数到最优，确保了满意的实际控制效果。

虽然线性控制器易于实现，并且计算资源耗费较少，但是其性能往往受到系统的固有特性的限制，仅能够达到相对保守的性能^{manzoor2022flight}。当 DFUAV 由悬停转向高速飞行中应用线性控制器时^{saeedSurveyHybridUnmanned2018}，控制性能会下降。作为替代，基于模型的非线性控制方法被广泛使用。如模型预测控制（MPC）、自适应控制和自抗扰控制（ADRC）等。

学者 Tayyab Manzoor 等人在 DFUAV 的 MPC 控制器设计上做了大量研究。在前期的工作中，他提出了一种无偏移的 MPC 框架来应对 DFUAV 的轨迹跟踪问题^[7]，控制策略分为内环和外环，两者都通过无偏移的 MPC 和卡尔曼滤波（KF）的组合来稳定跟踪。后来，为了飞行过程的鲁棒性能，又提出了一种将 MPC 与非线性干扰观测器结合的复合飞行控制技术^{manzoorMPCBasedCompound2020,manzoorCompositeObserverbasedRobust2023}，并保证了闭环系统的稳定性。近年来，Tayyab Manzoor 将 ML 与 MPC 相结合，提出基于复合学习的 DFUAV 的 MPC 方法^{manzoorModelPredictiveControl2023,manzoorCompoundLearningBasedModel2024}。该方法通过离线获取 DFUAV 的名义模型，在线使用强化学习优化控制策略，然后通过 MPC 进行优化和更新，提高计算效率，最后通过仿真证明了可行性。文献^{zhaoModellingAttitudeControl2015}采用基于解耦的强自适应姿态控制方案，非线性的 DFUAV 在修整点进行了线性化，提升了系统的稳定裕度，仿真和实际飞行实验都表明姿态跟踪误差有效减少。文献^{aiRobustAdaptiveControl2025}提出了一种基于控制增强的模型参考自适应控制架构，通过在线性时不变控制输入的基础上叠加自适应控制输入，以实时补偿不确定性，确保准确跟踪参考系统。实验表明该方法相比基线控制，速度跟踪误差减小了约 38%。文献^{wenResearchVerticalTakeoff2021}介绍了该实验室设计的可变结构的垂直起降飞行器，基于动态模型进行解耦设计，并设计了一种离散的 ADRC 方法来控制其垂直起降过程。文献^{yinDuctedFanUAV2024}使用 ADRC 控制器控制共轴双桨涵道无人机的姿态，使用固定于涵道壁的电磁铁来抓取物品，控制器用于抵消抓取过程中由于重量改变而引起的干扰，最终通过实际飞行实验表明无人机在抓取多个物品后依然能稳定姿态。

基于模型的非线性控制方法需要对系统模型有较为清楚的认识。除了基于模型的控制方法外，还可以采用基于传感器的方法：增量式非线性动态逆（Incremental Nonlinear Dynamic Inversion, INDI）。INDI 作为一种重新配置的非线性动态逆（Nonlinear Dynamic Inversion, NDI）方法^{baconReconfigurableNDIController2001b,grondmanDesignFlightTesting}，相比于 NDI，对机载模型的依赖较小，并且只需要控制导数。在不确定的干扰情况

下，气动变化会导致力与力矩的变化，而这些变化可以使用机载传感器测量得到，通过增量控制帮助系统快速稳定。Smeur 等人对 INDI 控制技术进行了深入研究 [smeurAdaptiveIncrementalNonlinear2015](#), [steffensenNonlinearDynamicInversion2023](#),^[8]，并成功在四旋翼无人机上进行应用。在文献 [smeurAdaptiveIncrementalNonlinear2015](#) 中，仅知道非常粗略的飞行器模型的情况下，使用自适应 INDI 控制器在线估计控制效果，最终在姿态控制方面表现出优异的抗干扰和自适应特性。文献[8] 中，该团队介绍了微型飞行器姿态控制的 INDI 和位置控制的 INDI 的串级结构，使用四旋翼进出 10m/s 的风洞，相比与 PID 控制情况下，位置误差显著减小。此外，代尔夫特理工大学的学者对 INDI 方法进行了稳定性分析^[9]，并将其推广到具有任意相对阶数的系统。其他的应用包括垂直起降 UAV 的飞行过渡控制 [chengCorridorbasedFlightMode2023](#)，轨迹跟踪控制 [taherinezhadEnhancedIncrementalNonlinear2023a](#) 等。

此外，DFUAV 的控制舵面通常装配冗余，控制输入的数量超过了系统自由度的数量，这导致了 UAV 的控制分配问题 [naldiPrototypeDuctedFanAerial2014b](#)。为了达到期望的控制效果，目前广泛采用的控制分配方法是伪逆法 [peddlePracticalHoverFlight2009a](#), [shengNearHoverAdaptiveAttitude2015b](#),^[5]，直接计算从控制舵面角度映射到控制力矩的非方阵的伪逆矩阵。然而，由于实际的舵面角度受到约束，在伪逆操作下无法得到整个可达到的力矩的集合 [durhamAircraftControlAllocation2017a](#)，导致在飞行包络线附近损失了舵面的部分控制能力 [HKXB202010026](#)。

1.2.3 轨迹规划技术

当飞行控制技术发展到一定阶段后，为满足更加多样化、个性化的飞行任务需求，以及应对充满不确定性、受各种约束情况下的飞行环境，对 UAV 的轨迹规划技术的研究也必不可少。一般情况下，轨迹规划过程分为两个部分：路径规划和轨迹优化。路径规划是指在给定的环境中，希望能够找到一条飞行路线，这条路线满足不与障碍物碰撞或者尽可能远离障碍物，并且满足路线最短等要求。而轨迹优化是对找到的飞行路线进行平滑处理并且赋予时间、速度等信息并且需要满足 UAV 的动力学约束。

在路径规划方面，目前广泛采用的方法主要有三类：

(1) 基于栅格图的方法

该方法将待规划的环境划分为若干栅格，为栅格添加特殊标记以表示起点、终点、障碍物等信息。然后通过搜索算法如 A* 算法、D* 算法、LPA* 算法等在栅格中寻找一条最优路径。1968 年，Hart 等人提出了 A* 算法 [hartFormalBasisHeuristic1968](#)，该算法通过引入与目标点有关的启发式信息，引导算法沿着最优路径前进。近年来，在 A* 算法的基础

上出现了很多改进版本并成功应用于 UAV 的路径规划。文献^{liImprovedASTARAlgorithm2024}通过设置最小步长、最大倾斜角以及引入惩罚函数等方式来改造 A* 算法中的代价函数以适应 UAV 的飞行特性。实验结果表明改进后的算法相比改进之前减少了 34.1% 的转弯角度，使得 UAV 飞行过程更加平稳，但是算法的扩展节点有所增加，耗时更久。D* 算法由 A* 算法发展而来，D 即 Dynamic，相比于 A* 算法增加了动态避障搜索环节，主要用于机器人的自主寻路。Kadry 等人通过在机器人移动过程中使用旋转矩阵的方式来改变机器人朝向，可以在某些情况下沿着弧线移动，进而能够更快的执行任务^{kadryPathOptimizationDstar2022}。

(2) 基于拓扑图的方法

该方法将环境表示为一个图，图中的节点代表环境中的位置，边则表示节点之间的连接关系。常用 Dijkstra^{dijkstraNoteTwoProblems2022}算法和 Floyd 算法^{floyd1962algorithm}求解两点间最短路径。Dijkstra 算法基于贪心策略，确保每次处理的节点都是距离起点最近的点，并且会判断更新到相邻节点的最短路径。文献^{zhuNewAlgorithmBased2021}在传统 Dijkstra 算法的基础上结合广度优先搜索、堆栈和队列数据结构提出了一种反向标记 Dijkstra 算法，通过理论分析得出该方法具有较低的时间复杂度，并且收敛速度优于常规算法。Floyd 算法是在求解过程中将每个点轮流作为起点，重复执行多次 Dijkstra 算法，适合计算所有节点对之间的最短距离。由于包含了三重循环，所以时间复杂度较高，尤其是在处理稀疏图的情况下。

(3) 基于采样的方法

该方法包括概率路线图（PRM）^{geraertsComparativeStudyProbabilistic2004}、快速扩展随机树（RRT）^{lavalleRandomizedKinodynamicPlanning2001}以及一系列改进版本。无论是基于栅格图还是拓扑图的搜索都有一个前提就是需要对环境有较为清晰的认识，但当环境空间复杂或者维度高时，时间复杂度通常以指数增长，而基于采样的方法能够有效避免这一问题。PRM 算法分为两步，首先在自由空间中生成多个点构成无碰撞的无向图，然后采用图搜索方法如 Dijkstra 来搜索从起点到终点的最优路径。但搜索的路径往往并非最优，所以有学者通过优化点的生成，去除冗余采样点和优化碰撞检测等方式改进路径质量^{liSmartVehiclePath2022}。RRT 算法通过构建一颗以起点为根节点的随机树，逐步扩展，直到搜索到目标，因此 RRT 是一种增量式的搜索算法。但 RRT 同样有路径非最优的问题，因此有学者又提出了 RRT* 算法，通过在生成新节点后有条件地重构树节点，使得路径更加接近最优，但也因此耗费了时间。文献^{fusicImprovedRRTAlgorithmBased2024}介绍

了一种改进的 RRT* 算法，通过采用三角不等式重布线的方式来寻找 UAV 在三维环境下的无碰撞路径，仿真结果表明在时间和距离上相比 RRT* 更优。

路径规划得到的飞行路线已满足无碰撞且尽可能距离最优，但往往不够平滑，不满足 UAV 的动力学约束。因此需要进行轨迹优化使路径平滑且满足动力学约束。最常用的轨迹优化方法是基于参数曲线的方法，如多项式曲线、贝塞尔曲线、B 样条曲线、三次样条曲线等。基于参数曲线的方法优化的路径不仅仅是位置的平滑，更多的还包括速度、加速度乃至加速度的连续，这一点对 UAV 的飞行至关重要。基于多项式曲线的轨迹优化是指参数 y （如路径长度、速度）是参数 x （如时间、曲率）的 n 次多项式。通过边界条件如起点、途径点和终点的位置以及速度、加速度等信息来确定多项式系数，从而得到平滑轨迹。文献 arshadQuadrotorPathPlanning2023 中，在使用 RRT* 得到四旋翼的初步路径后，用多项式曲线表示了实际轨迹。1962 年，法国工程师 Bézier 发现了一种用很少控制点就能得到复杂平滑曲线的方法，即贝塞尔曲线。但是在目前的实际应用中，用的最广泛的轨迹优化方法还是 B 样条曲线，B 样条曲线由贝塞尔曲线发展而来，不仅保留了贝塞尔曲线的优点，还具备局部控制性质。文献 huangResearchPathPlanning2022, eshtehardianContinuousRRTbasedPath2023, fengSmoothPathPlan 使用 B 样条曲线来表示最终轨迹。为了避免高阶多项式拟合过程中的龙格现象，使用多段样条曲线对型值点插值也是常用方法。可以通过相邻节点函数值相等、导数相等以及边界等条件来确定样条曲线的系数。文献 coteComplex3DFlighta 给出了一种基于三维三次样条曲线的完整轨迹方案。除基于参数曲线的轨迹优化方法外，还有二次规划方法 arshadQuadrotorPathPlanning2023、粒子群算法 shinUAVPathPlanning2020、人工势场法 sunUavPathPlanning2022 等。

综上所述，轨迹规划方法种类繁多，每种方法都有自己的特点和适用场景，尽管有些方法一开始并非针对 UAV 的规划而提出，但在具体实践过程中依然可以根据彼此的特点和需求来选择合适的规划方法。

1.3 本文的主要内容及章节安排

本文针对 DFUAV 进行控制器设计以及轨迹规划设计，掌握被控对象的模型是基础，所以不可避免地需要首先对 DFUAV 进行数学建模分析。在此基础上，考虑到 MPC 控制器需要较高算力，ADRC 控制器对参数较为敏感以及无法足够详尽的了解 DFUAV 的模型知识等情况，本文采用基于传感器的非线性控制方法：INDI 控制。在优化控制分配问

题方面，将参考文献**HKXB202010026**采用优先级控制分配（Priority Control Allocation, PCA）方案。最终实现基于 INDI+PCA 的 DFUAV 的姿态控制方案设计。然后，将 INDI 的理论思想扩展到速度环，实现速度、位置跟踪控制。在轨迹规划设计方面，考虑到 DFUAV 未来面临复杂多变的应用场景，因此本文采用基于采样的路径规划方法，结合 RRT* 算法和 RRT-Connect 算法各自的优势，提出 C-RRT* 算法。然后通过 B 样条曲线对路径进行平滑优化，最终实现 DFUAV 的自主飞行。

根据以上主要内容，本文的章节安排如下：

第一章：绪论。首先介绍了 DFUAV 的研究背景和意义，然后对 DFUAV 的国内外发展现状进行了概述，并且论述了 DFUAV 的飞行控制技术和轨迹规划技术的理论及应用。最后介绍了本文的主要内容及章节安排。

第二章：涵道风扇式无人机系统构成及建模。首先介绍了本研究使用的试验样机的结构组成和机载航电系统，接下来定义了 DFUAV 的坐标系和姿态表示方法，然后采用牛顿-欧拉方法推导出 DFUAV 的刚体运动学模型和刚体动力学模型，最后分析了作用在涵道上的力与力矩并作出建模总结。

第三章：涵道风扇式无人机的姿态控制。首先介绍了 INDI 控制器的基本原理，然后根据原理将 INDI 方法应用于姿态环。在底层的控制分配环节，采用 PCA 控制分配方法优先满足期望力矩。最后进行仿真和飞行实验，分析验证姿态控制器的性能。

第四章：涵道风扇式无人机的速度控制。根据 INDI 的理论思想将该方法扩展到速度环，实现速度、位置跟踪控制。最后进行仿真和飞行实验，分析验证速度控制器的性能。

第五章：涵道风扇式无人机的轨迹规划设计。首先介绍了 RRT* 算法和 RRT-Connect 算法的基本原理，结合两者的优势提出了 C-RRT* 算法。然后介绍 B 样条曲线的基本原理及性质，通过 B 样条曲线对 C-RRT* 算法搜索得到的路径进行平滑优化，最后进行实验验证。

第六章：总结与展望。首先对全文进行系统性地总结，分析了本文的创新点和不足之处，并对 DFUAV 未来的研究方向进行了展望。

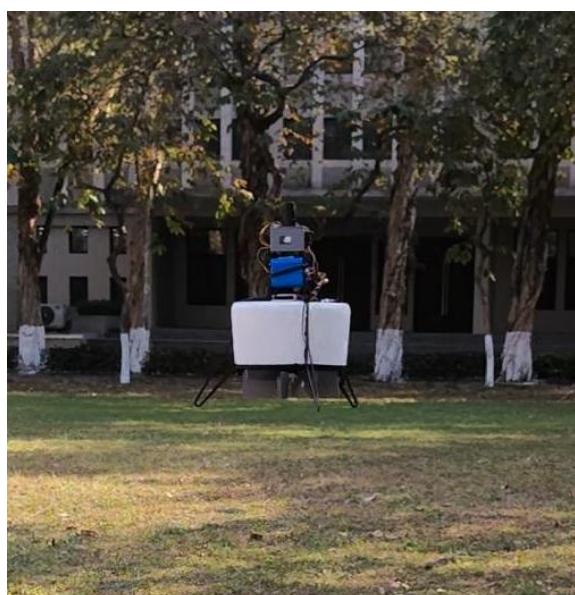
第二章 涵道风扇式无人机系统构成及建模

为方便检验本文的研究成果，自主搭建了一架 DFUAV 试验样机。本章首先简要介绍试验样机的结构组成和机载航电系统，然后重点是对 DFUAV 进行系统建模，这将是后续进行飞行控制算法设计的基础。物体的相对运动离不开其所处的参考坐标系，因此在建模之前将先介绍本文所使用的坐标系描述方法以及 DFUAV 的姿态表示方法。在建模分析中，为简化模型复杂度便于控制算法的设计，有必要假设无人机是刚体。然后采用在刚体上应用广泛的牛顿-欧拉方法推导出 DFUAV 的刚体运动学模型和动力学模型，得到飞行控制的刚体模型。最后分析了作用在涵道上的力与力矩并作出总结。

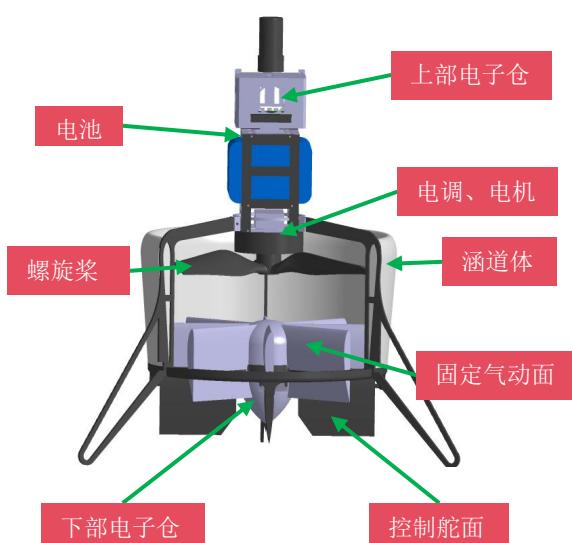
2.1 试验样机的系统组成

2.1.1 主要结构介绍

自主搭建的 DFUAV 试验样机的实物及主要结构如图2-1所示。类似大部分无人机，DFUAV 也有电子仓、电池、电调、电机和螺旋桨等组成部件。电子仓中放置了飞行控制系统的硬件，电池是 DFUAV 的能量来源，电调、电机和螺旋桨共同组成了 DFUAV 的动力系统。不同于常规旋翼无人机，DFUAV 的螺旋桨由涵道体包裹，用于提升拉力效率和安全性。在螺旋桨下方的滑流区安装有固定气动面用于提供反扭矩，最下方安装了四个控制舵面用于提供 DFUAV 的三维力矩。



a) 试验样机



b) 结构组成示意

图 2-1 试验样机及结构组成

2.1.2 机载航电系统

图2-1b中的上部电子仓和下部电子仓共同构成了 DFUAV 的机载航电系统，掌控着飞行的各个环节，系统内部主要包括微控制器、各种传感器、通信链路等部分。下面对这些部分进行简要介绍：

(1) 微控制器 (MCU)

作为 DFUAV 飞行控制系统的核心处理器，MCU 承担着多传感器数据融合与实时决策的关键任务。本系统选用意法半导体公司生产的基于 ARM 架构的 STM32F767 系列 MCU，其工作频率高达 216MHz，通信接口丰富（包括 UART/USART、SPI、I2C、CAN 等）以及 2MB 的闪存和 512KB 的静态随机存储器。其高性能低功耗的特点十分适用于 DFUAV 的控制。

(2) 惯性测量单元 (IMU)

IMU 用于测量无人机的加速度和角速度，其输出的数据被用于实时解算无人机的姿态。本系统选用了 InvenSense 公司的 ICM-20602 六轴 IMU，内部集成了三轴陀螺仪和三轴加速度计。ICM-20602 具有高量程 ($\pm 16g$)、大缓冲区 (1KB 的 FIFO) 和高精度 (误差 $\pm 1\%$) 等特点，并且可以以 10MHz 的 SPI 接口或者 400kHz 的 I2C 接口输出数据。

(3) 磁力计

磁力计固连在机体上用于测量当前位置的地磁感应强度，其输出的数据结合 IMU 数据被用于实时解算无人机的航向。本系统选用意法半导体公司的 LSM303D 系列磁力计，由于测量的数据易受到外界磁场干扰，尤其是电池放电过程中产生的磁场，所以磁力计被安装在远离电池的下部电子仓内。

(4) 卫星定位模块

卫星定位模块用于接收多颗卫星信号来获取无人机的位置和速度等信息。本系统选用了瑞士 u-blox 公司的 ZED-F9P-04B 的高精度 GPS 卫星定位模块，该模块收敛时间快并且方便集成实时动态载波相位差分技术 (RTK) 实现厘米级的定位精度。

(5) 气压计

气压计用于测量当前位置的大气压强并进一步解算出海拔高度。本系统选用的英飞凌公司的 DPS368 压力传感器，该产品自带防风外壳，基于电容式传感原理在温度变化时依然能保持高精度 ($\pm 0.02m$)，可以在恶劣环境中使用。

(6) 无线数据传输模块

无线数据传输模块用于地面站与飞机之间的无线通信，包括由地面站发送给飞机的

控制指令和飞机发送到地面站的状态信息等，本方案选用 Microhard 的 hp840 无线调制解调器，支持 840-845MHz 的跳频或定频工作以及理想情况下 160 公里的传输距离。

在飞行控制周期内，MCU 首先完成多个传感器设备的协同启动与自检流程，然后通过外设接口读取 IMU、磁力计、GPS、气压计等传感器的数据。接下来通过滤波方法对数据进行平滑去噪等处理，并且通过导航算法融合数据解算出无人机的位置、速度、姿态和角速度等状态信息。借助多频段无线数传模块构建的低延迟通信链路，无人机不仅以 50Hz 刷新率向地面站传输飞行状态遥测数据包，同时实时接收包含航点指令、模式切换、紧急制动等要素的上行控制帧。控制指令与实时飞行状态参数共同输入至飞行控制决策层，经过飞行控制算法处理后，计算出给到执行机构（电机和舵机）的指令，从而实现对飞行器六自由度运动的闭环控制。

2.2 坐标系和姿态表示方法

考虑到无人机的位置变化与姿态变化，基于地面坐标系 ($\mathbf{O}_e - \mathbf{X}_e \mathbf{Y}_e \mathbf{Z}_e$) 和机体坐标系 ($\mathbf{O}_b - \mathbf{X}_b \mathbf{Y}_b \mathbf{Z}_b$) 的多坐标系表示法被广泛应用于无人机的运动分析与控制系统设计中。

(1) 地面坐标系

地面坐标系的原点 \mathbf{O}_e 可以是地面上的任意一点，一般定义为无人机的起飞点。三轴方向分别为 $\mathbf{O}_e - \mathbf{X}_e$ 轴在地平面内指向地理正北方向 (N)， $\mathbf{O}_e - \mathbf{Y}_e$ 轴在地平面内指向地理正东方向 (E)， $\mathbf{O}_e - \mathbf{Z}_e$ 轴按照右手定则，垂直于地面指向地心，方向向下 (D)。因此地面坐标系也被称为北东地 (NED) 坐标系，该坐标系与地球固连。

(2) 机体坐标系

机体坐标系与无人机的机体固连，其原点 \mathbf{O}_b 定义为无人机的重心位置。三轴方向分别为 $\mathbf{O}_b - \mathbf{X}_b$ 轴在无人机对称平面内指向人为定义的机头方向， $\mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 轴在无人机对称平面内垂直于 $\mathbf{O}_b - \mathbf{X}_b$ 轴向下为正， $\mathbf{O}_b - \mathbf{Y}_b$ 轴按照右手定则与 $\mathbf{X}_b - \mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 平面垂直，沿着机身的右侧方向向右为正。

地面坐标系和机体坐标系定义如图2-2所示。同一个物理量在不同的坐标系中有不同的大小和方向，为便于区分，在全文中统一使用上标 $(.)^e$ 与 $(.)^b$ 表示同一个物理量分别在地面坐标系和机体坐标系下的表示。

在地面坐标系下采用惯性导航系统、GPS 导航等方式，无人机的位置和速度等运动状态可以方便直观地映射到地理空间中。这种方式使得无人机的飞行轨迹与实际地理位

置紧密相关，以便进行飞行路线规划和轨迹优化。无人机的重心相对于地面坐标系的位置矢量在地面坐标系下表示为 $\mathbf{P}^e = [x^e \ y^e \ z^e]^T$ ，机体重心沿着地面坐标系的速度矢量在地面坐标系下表示为 $\mathbf{V}^e = [v_x^e \ v_y^e \ v_z^e]^T$ ，机体重心相对于地面坐标系的速度矢量在机体坐标系下表示为 $\mathbf{V}^b = [u \ v \ w]^T$ 。

地面坐标系与机体坐标系的旋转变化关系体现了无人机的姿态变化，无人机常用的姿态描述方法有欧拉角、旋转矩阵和四元数等方式。其中欧拉角表示方法因物理意义明确，表示直观，所以被广泛采用。但因其奇异性问题全权 2018 多旋翼飞行器设计与控制，欧拉角表示法在一些特殊场景的使用下受到制约（如横滚角或者俯仰角为 $\pm 90^\circ$ 的情况）。考虑到本研究在姿态控制中，由于输入姿态指令和输出舵面角度的约束，不会出现上述奇异情况，所以本文采用欧拉角来描述无人机的姿态。根据欧拉定理，地面坐标系按照某个固定点经过三次基本旋转可以得到机体坐标系。由于旋转运动与坐标系原点的位置无关，所以为便于理解，将地面坐标系的原点与机体坐标系原点重合（即 $\mathbf{O}_e = \mathbf{O}_b$ ），如图2-3所示。在三次基本旋转中，旋转轴是待转动坐标系的某一轴，旋转的角度即为欧拉角。由于姿态旋转矩阵可以表示为三次基本旋转的乘积，所以与旋转顺序密切相关。由于本研究不会出现奇异问题，所以本文采用常用的‘Z-Y-X’的旋转顺序的欧拉角表示法。

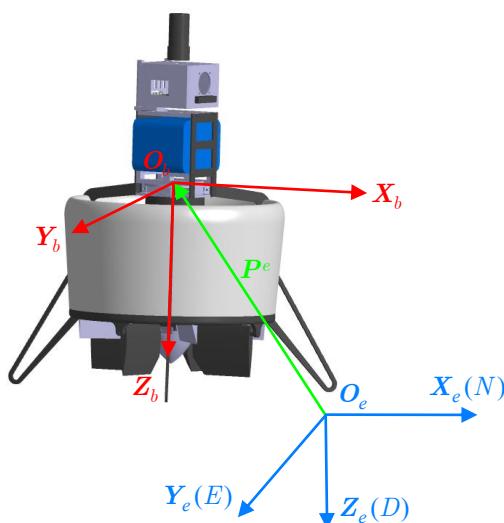


图 2-2 地面坐标系与机体坐标系定义

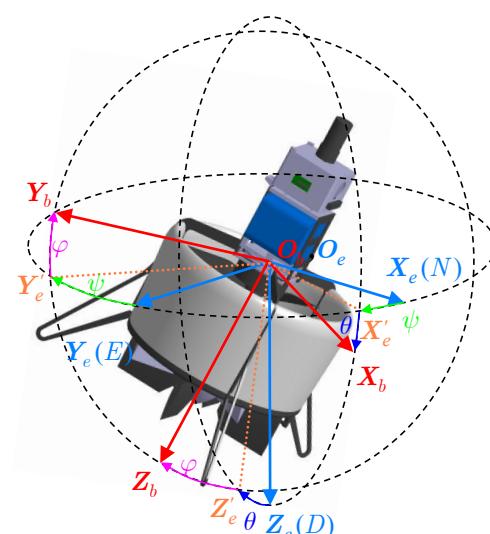


图 2-3 ‘Z-Y-X’ 欧拉角的定义

在图2-3中，地面坐标系 $\mathbf{O}_e - \mathbf{X}_e \mathbf{Y}_e \mathbf{Z}_e$ 首先围绕 \mathbf{Z}_e 轴旋转偏航角 ψ ，向右偏航为正方向。此时 \mathbf{X}_e 轴旋转至 \mathbf{X}'_e 轴， \mathbf{Y}_e 轴旋转至 \mathbf{Y}'_e 轴， \mathbf{Z}_e 轴保持不变；然后临时坐标系 $\mathbf{O}_e - \mathbf{X}'_e \mathbf{Y}'_e \mathbf{Z}_e$ 围绕 \mathbf{Y}'_e 轴旋转俯仰角 θ ，上仰为正方向。此时 \mathbf{X}'_e 轴旋转至 \mathbf{X}_b 轴，与机体保持一致， \mathbf{Z}_e 轴旋转至 \mathbf{Z}'_e 轴， \mathbf{Y}'_e 轴保持不变；最后临时坐标系 $\mathbf{O}_e - \mathbf{X}_b \mathbf{Y}'_e \mathbf{Z}'_e$

围绕 \mathbf{X}_b 轴旋转滚转角 φ , 向右滚转为正方向。此时 \mathbf{Y}'_e 轴旋转至 \mathbf{Y}_b 轴, \mathbf{Z}'_e 轴旋转至 \mathbf{Z}_b 轴, 均与机体系保持一致。

三次基本旋转的角度分别为 ψ 、 θ 、 φ , 定义其对应的旋转矩阵分别为 $\mathbf{R}_\psi, \mathbf{R}_\theta, \mathbf{R}_\varphi \in SO(3)$, 其中 $SO(3) = \{\mathbf{R} \in \mathbb{R}^{3 \times 3} | \mathbf{R}\mathbf{R}^T = I, |\mathbf{R}| = 1\}$ 。

$$\mathbf{R}_\psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{R}_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, \mathbf{R}_\varphi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (2-1)$$

为表述方便, 定义如下单位向量:

$$\mathbf{e}_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{e}_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{e}_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

机体姿态的欧拉角表示为 $\boldsymbol{\eta} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$, 对应的姿态变化率为 $\dot{\boldsymbol{\eta}} = [\dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ 。定义沿机体轴的旋转角速度为 $\boldsymbol{\omega}^b = [p \ q \ r]^T$, 那么旋转角速度与机体姿态变化率的关系如下^{ducard2009fault}:

$$\boldsymbol{\omega}^b = \dot{\psi} \mathbf{R}_\varphi \mathbf{R}_\theta \mathbf{e}_3 + \dot{\theta} \mathbf{R}_\varphi \mathbf{e}_2 + \dot{\varphi} \mathbf{e}_1 \quad (2-3)$$

结合式(2-1)、式(2-2)和式(2-3), 得到:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\omega}^b &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \cos \theta \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\eta}} \\ \Leftrightarrow \dot{\boldsymbol{\eta}} &= \mathbf{Q} \boldsymbol{\omega}^b, \quad \mathbf{Q} \triangleq \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2-4)$$

进一步地, 在欧拉角 ‘Z-Y-X’ 的旋转顺序下, 由机体坐标系到地面坐标系的旋转

矩阵 \mathbf{R}_b^e 可以表示为:

$$\begin{aligned}\mathbf{R}_b^e &= (\mathbf{R}_e^b)^T = (\mathbf{R}_\varphi \mathbf{R}_\theta \mathbf{R}_\psi)^T \\ &= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi & \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \varphi \cos \theta & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2-5)\end{aligned}$$

2.3 飞行控制刚体模型

DFUAV 的建模过程需要在准确性与实用性之间找到合适的平衡, 确保不会过于复杂而增加控制算法设计的难度和计算资源的开销, 同时也不至于过于简单而与实际情况相差甚远。因此, 在建模过程中假设 DFUAV 是刚体, 并且假设 DFUAV 在飞行过程中其质量和转动惯量 (机体坐标系下) 保持不变。基于这种假设, DFUAV 的刚体运动学和动力学模型可以通过牛顿-欧拉方法推导得到。

2.3.1 刚体运动学模型

运动学模型用于描述无人机在三维空间中的位置和姿态随时间变化的关系, 不涉及力与力矩的分析。六自由度 DFUAV 的刚体运动学模型包括三自由度的位置运动学模型和三自由度的姿态运动学模型。在地面坐标系下, 位置运动学模型可以表示为: $\dot{\mathbf{P}}^e = \mathbf{V}^e$ 。三自由度的姿态运动学模型分为欧拉角模型、旋转矩阵模型和四元数模型三种。在机体系下, 根据式(2-4), 可以得到使用欧拉角模型表示三自由度的姿态运动学为 $\dot{\eta} = \mathbf{Q}\boldsymbol{\omega}^b$ 。

因此, 六自由度的 DFUAV 刚体运动学模型可以表示为:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{P}}^e &= \mathbf{V}^e \\ \dot{\eta} &= \mathbf{Q}\boldsymbol{\omega}^b \quad (2-6)\end{aligned}$$

2.3.2 刚体动力学模型

DFUAV 的刚体动力学模型包括位置动力学模型和姿态动力学模型, 动力学模型是描述无人机在三维空间中运动行为的数学模型, 该模型主要基于牛顿第二定律和角动量定理推导, 用于分析无人机在受力、力矩、环境扰动等因素共同作用下的运动行为。但是该定律仅在惯性系下成立, 考虑到 DFUAV 的在运动时, 地球自转对其的影响相对不显著, 并且从局部来看, 地面近似平坦, 因此将地面坐标系假设为惯性系是合理的。

假设 DFUAV 受到的力包括重力和除重力之外的合外力作用 \mathbf{F}^b , 为下文受力分析方便, 此处 $\mathbf{F}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示在机体系下受到的除重力之外的合外力。那么根据牛顿第二定律可以得到:

$$\begin{aligned}\mathbf{R}_b^e \mathbf{F}^b + mge_3 &= m \frac{d(\mathbf{V}^e)}{dt} \\ \Leftrightarrow \dot{\mathbf{V}}^e &= \frac{1}{m} \mathbf{R}_b^e \mathbf{F}^b + ge_3\end{aligned}\quad (2-7)$$

其中 m 表示 DFUAV 的总质量, g 表示当地的重力加速度。

姿态动力学模型由角动量定理描述:

$$\begin{aligned}\mathbf{M}^b &= \frac{d\mathbf{L}^b}{dt} - \mathbf{L}^b \times \boldsymbol{\omega}^b, \quad \mathbf{L}^b = \mathbf{J}^b \boldsymbol{\omega}^b \\ \Leftrightarrow \dot{\boldsymbol{\omega}}^b &= (\mathbf{J}^b)^{-1} (\mathbf{M}^b + \mathbf{J}^b \boldsymbol{\omega}^b \times \boldsymbol{\omega}^b)\end{aligned}\quad (2-8)$$

其中 $\mathbf{M}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示 DFUAV 在机体系下受到的合外力矩, $\mathbf{L}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示 DFUAV 在机体系下总的角动量, ‘ \times ’ 表示向量叉乘运算。 $\mathbf{J}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示 DFUAV 在机体系中的转动惯量矩阵, 其在机体系下是一个常量。根据图2-1, 可以看出本文研究的 DFUAV 呈现对称的几何结构, 故本文建模过程中认为 \mathbf{J}^b 近似为一个对角矩阵, 即

$$\mathbf{J}^b = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (2-9)$$

类似地, 在机体系下可以更加直观地表示姿态动力学模型中相关变量, 并且便于下文对力矩的分析, 其中 $\mathbf{L}^b \times \boldsymbol{\omega}^b$ 部分分量表示由惯性系旋转到机体系产生的影响。

综合上述分析, 可以得到 DFUAV 的飞行控制刚体模型:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\mathbf{P}}^e = \mathbf{V}^e \\ \dot{\mathbf{V}}^e = \frac{1}{m} \mathbf{R}_b^e \mathbf{F}^b + ge_3 \\ \dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{Q} \boldsymbol{\omega}^b \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}^b = (\mathbf{J}^b)^{-1} (\mathbf{M}^b + \mathbf{J}^b \boldsymbol{\omega}^b \times \boldsymbol{\omega}^b) \end{array} \right. \quad (2-10)$$

2.4 力与力矩分析

对作用于 DFUAV 上的力与力矩进行分析是为了对下文控制算法的设计提供物理依据, 明确力与力矩的来源与作用方式对于分析 DFUAV 的运动特性至关重要。根据

式(2-10), DFUAV 受到的除重力作用外的合外力在机体系下表示为 \mathbf{F}^b , 受到的合外力矩在机体系下表示为 \mathbf{M}^b 。进一步地, \mathbf{F}^b 和 \mathbf{M}^b 可以被分解为:

$$\begin{cases} \mathbf{F}^b = \mathbf{F}_{fan}^b + \mathbf{F}_{aero}^b + \mathbf{F}_{duct}^b + \mathbf{F}_{vane}^b \\ \mathbf{M}^b = \mathbf{M}_{fan}^b + \mathbf{M}_{aero}^b + \mathbf{M}_{duct}^b + \mathbf{M}_{vane}^b + \mathbf{M}_{gyro}^b + \mathbf{M}_{flap}^b \end{cases} \quad (2-11)$$

其中 \mathbf{F}_{fan}^b 和 \mathbf{M}_{fan}^b 表示由于涵道风扇旋转而产生的总的拉力和扭矩, \mathbf{F}_{aero}^b 和 \mathbf{M}_{aero}^b 表示由于机身空气阻力产生的气动力和力矩, \mathbf{F}_{duct}^b 和 \mathbf{M}_{duct}^b 表示作用于涵道环翼上的气动力与力矩, \mathbf{F}_{vane}^b 和 \mathbf{M}_{vane}^b 表示由于涵道底部的控制舵面运动与风扇滑流相互作用而产生的力和力矩, \mathbf{M}_{gyro}^b 表示由于涵道风扇的旋转而产生的陀螺力矩, \mathbf{M}_{flap}^b 表示位于涵道底部的固定气动面与风扇滑流相互作用而产生的扭矩。下面将对各力与力矩的作用机理进行逐一分析。

2.4.1 涵道风扇动力学

涵道风扇是安装在圆形涵道内的螺旋桨, 旋翼模型的研究主要基于基本动量理论和叶素理论。由于涵道入口边缘的吸力效应和出口处较高的静压的共同作用, 相比于开放式的螺旋桨, 在相同的功率下, 涵道风扇具有更出色的静态性能。

可以使用动量理论进行悬停情况下的分析, 在相同的功率条件下, 推力增益可以描述为扩张比的函数:

$$\frac{\mathbf{F}_{fan}^b}{\mathbf{F}_{prop}} = \sqrt[3]{2\Lambda} \quad (2-12)$$

其中 \mathbf{F}_{fan}^b 是由于涵道风扇旋转产生的总拉力, 设其标量表示为 T_{fan} 。 T_{fan} 可以分为两部分: 涵道风扇旋转产生的拉力 T_p 和侧风与涵道风扇抽吸作用产生的侧向拉力 T_l 。 \mathbf{F}_{prop} 表示传统开放式螺旋桨产生的拉力, Λ 是扩张比。由式(2-12)可以看出, 扩张比大于 0.5 时, 涵道风扇的推力增益大于 1, 即涵道风扇比开放式旋翼的推力效率更高。更详尽的分析可以在 **pereira Hover Windtunnel Testing 2008** 中找到。

由于涵道的遮挡作用, 涵道出口的气流基本保持轴向流动, 沿着轴线方向喷射出去, 如图2-4所示。假设气流在未受到涵道风扇影响前的速度为 V_0 , 在逼近涵道风扇上表面时的速度增加为 V_1 。忽略风扇的厚度, 气流通过风扇到下表面即将进入滑流区时, 由于气流速度连续不可突变, 所以认为气流速度保持 $V_2 = V_1$ 。气流进入滑流区后, 速度进一步增大为 V_e 并从涵道下方出口排出。

假设风扇旋转时的桨盘面积为 S , 涵道扩压比为 σ_d , σ_d 表示涵道下方出口横截面

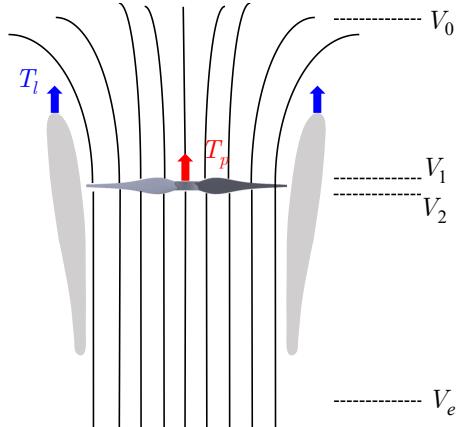


图 2-4 轴流状态的空气动力学

面积与桨盘面积 S 之比。那么根据质量守恒有：

$$\sigma_d S V_e = S V_2 = S V_1 \quad (2-13)$$

设空气密度为 ρ , 单位时间内通过涵道风扇的气流总质量为 \dot{m}_{air} 。一方面, 根据动量定理可知, 涵道风扇对气流施加的总作用力等于单位时间内气流通过风扇的动量变化率:

$$T_{fan} = \dot{m}_{air}(V_e - V_0) = \rho S V_1(V_e - V_0) \quad (2-14)$$

另一方面, 气体动能的变化量等同于涵道风扇输送给气体的功率:

$$\frac{1}{2}\dot{m}_{air}V_e^2 - \frac{1}{2}\dot{m}_{air}V_0^2 = T_{fan}V_1 \quad (2-15)$$

结合(2-13)、(2-14)和(2-15), 可以得到涵道出口风速 V_e ^{pereira Hover Windtunnel Testing 2008}:

$$V_e = \frac{V_0}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_0}{2}\right)^2 + \frac{T_{fan}}{\sigma_d \rho S}} \quad (2-16)$$

定义涵道风扇的诱导速度为 $V' = V_1 - V_0$, 那么结合(2-13)和(2-16)可以得到:

$$\begin{aligned} V' &= \sigma_d V_e - V_0 \\ &= \left(\frac{\sigma_d}{2} - 1\right) V_0 + \sqrt{\left(\frac{V_0 \sigma_d}{2}\right)^2 + \frac{T_{fan} \sigma_d}{\rho S}} \end{aligned} \quad (2-17)$$

涵道出口处的气流速度 V_e 和涵道风扇的诱导速度 V' 将在后续的空气动力学分析中发挥重要作用, 包括涵道翼型上产生的附加阻力的计算、控制舵面上的力与力矩的计算以及固定气动面扭矩的计算等。

关于涵道风扇产生的拉力 T_p 、侧向拉力 T_l 和扭矩 \mathbf{M}_{fan}^b 的计算，由下式给出^{luoNumericalAnalysisWind2024a}：

$$\begin{aligned} T_p &= \rho S \Omega^2 R^2 C_p \\ T_l &= \rho S \Omega^2 R^2 C_l \\ \mathbf{M}_{fan}^b &= \rho S \Omega^2 R^3 C_q \end{aligned} \quad (2-18)$$

其中 Ω 是涵道风扇的旋转角速度， R 是涵道风扇的旋转半径， C_p 、 C_l 和 C_q 分别是涵道风扇的拉力系数、侧向推力系数和扭矩系数。这三个系数与环境风速、飞机姿态等因素有关，难以用简单的解析式来表示。大部分文献都采用数值分析方法来测定^{iiiNondimensionalModelingDuctedFan2012,choiStaticAnalysisSmall2012,luoNumericalAnalysisWind2024a}。

由于 ρ 、 S 、 R 均为常数，涵道风扇产生的总的拉力 \mathbf{F}_{fan}^b 和扭矩 \mathbf{M}_{fan}^b 仅在机体系下的 $O_b - Z_b$ 轴产生效果，所以可以近似简化为以下形式^{choiStaticAnalysisSmall2012,manzoorCompositeObserverbasedRobust2023}：

$$\mathbf{F}_{fan}^b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -k_{fan}\Omega^2 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{M}_{fan}^b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -k_q\Omega^2 \end{bmatrix} \quad (2-19)$$

其中 k_{fan} 和 k_q 均为常系数，可采用数值分析方法近似测定。

2.4.2 机身动力学

涵道机身的气动阻力和力矩源于机身与气流错综复杂的相互作用。当无人机在空中飞行时，周围的气流会以一定的速度与涵道机身表面接触。这种相互碰撞、摩擦，形成了阻碍飞机前进的气动阻力。同时，由于气流在机身不同部位的速度和压强分布不均匀，会对机身产生一个使它绕某一轴转动的趋势，这便是气动力矩。根据空气动力学原理，气动阻力与飞机与气流相对速度的平方大致成正比关系。而且速度的变化还会影响气流在机身周围的流动形态，使得气动力矩也发生相应变化。另外，沿机体轴方向的横截面积同样是影响气动阻力和力矩的重要因素。较大的横截面积意味着气流与机身的接触面积更大，气流在流经机身时受到的阻碍也会增加。由于 DFUAV 的外部由涵道体包裹，因此横截面积较大，更会加剧这一过程。

定义空速向量 $\mathbf{V}_a^b = [u_r \ v_r \ w_r]^T$ 为机体相对于气流的速度在机体系的投影，标量表示为 V_a ，空速与环境风速有关。当环境风速 \mathbf{W}^e 为零时， $\mathbf{V}_a^b = \mathbf{V}^b$ 。在机身产生的

力与力矩可表示为^{johsonModelingControlFlight2006b,choiStaticAnalysisSmall2012}：

$$\mathbf{F}_{aero}^b = -\frac{1}{2}\rho \begin{bmatrix} C_{D,x}S_xu_r|u_r| \\ C_{D,y}S_yv_r|v_r| \\ C_{D,z}S_zw_r|w_r| \end{bmatrix} \quad (2-20)$$

$$\mathbf{M}_{aero}^b = \frac{1}{2}\rho \begin{bmatrix} C_{D,y}S_yv_r|v_r| \\ -C_{D,x}S_xu_r|u_r| \\ 0 \end{bmatrix} l_a \quad (2-21)$$

其中 $C_{D,x}$ 、 $C_{D,y}$ 和 $C_{D,z}$ 分别是机身沿机体系三个轴方向的气动阻力系数， S_x 、 S_y 和 S_z 分别是机身沿机体系三个轴方向的横截面积， l_a 表示 DFUAV 的机身空气动力中心和其重心之间的距离。

由 \mathbf{M}_{aero}^b 的表达式可以看出，机身气动力矩不会影响机体系下的 $O_b - Z_b$ 轴，暗含 DFUAV 的空气动力中心和其重心之间的距离在 $O_b - X_b$ 轴和 $O_b - Y_b$ 轴上的分量为零，这是由于 DFUAV 的几何对称特性所导致的。

2.4.3 涵道动力学

类似直升机旋翼的经典建模方法，本小节基于不可压缩的定常流动假设建立升力 L -阻力 D 模型来估算空速施加在涵道环翼上的气动力与力矩^{johsonModelingControlFlight2006b}，如图2-5所示。

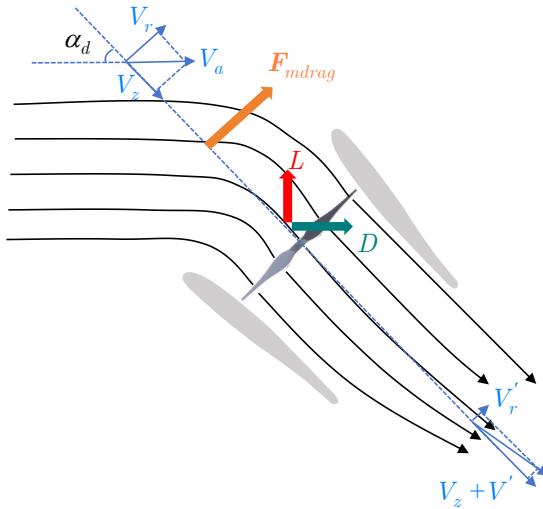


图 2-5 非轴流状态（前飞时）的空气动力学

假设 γ 代表在机体系 $O_b - X_b Y_b$ 平面内的角度度量， i 和 j 分别表示沿着机体系 $O_b - X_b$ 轴和 $O_b - Y_b$ 的单位向量。那么在 $O_b - X_b Y_b$ 平面内的单位向量和速度向量

可以表示为：

$$\mathbf{e}_r = \cos \gamma \mathbf{i} + \sin \gamma \mathbf{j} \quad (2-22)$$

$$\mathbf{V}_{xy} = -u_r \mathbf{i} - v_r \mathbf{j} \quad (2-23)$$

由于式(2-23)中的速度表示机体相对于气流的速度，为表示气流相对于机体的速度需要加负号。为方便表示，假设在涵道周围沿 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 轴方向的速度分量是恒定的。那么径向速度 $V_r(\gamma)$ 作为 γ 的函数可以写为：

$$V_r(\gamma) = \mathbf{V}_{xy} \cdot \mathbf{e}_r = -u_r \cos \gamma - v_r \sin \gamma \quad (2-24)$$

气流速度在 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 轴方向相对于机体的速度分量 $V_z(\gamma)$ 可以表示为：

$$V_z(\gamma) = -w_r \quad (2-25)$$

其中诱导速度 V' 于式(2-17)中定义。

现在，涵道周围的动态压力 $q_d(\gamma)$ 和迎角 $\alpha_d(\gamma)$ 可以如下计算：

$$\begin{aligned} q_d(\gamma) &= \frac{1}{2} \rho (V_r^2 + V_z^2) \\ \alpha_d(\gamma) &= \tan^{-1} \left(\frac{V_r}{V_z} \right) \end{aligned} \quad (2-26)$$

根据式(2-26)进一步可以表示出涵道周围单位展长的升力 $l(\gamma)$ 和阻力 $d(\gamma)$ 及其在每个机体轴的分量：

$$l(\gamma) = C_{l,d}(\alpha_d) c_d q_d, \quad d(\gamma) = C_{d,d}(\alpha_d) c_d q_d \quad (2-27)$$

$$\begin{aligned} \Rightarrow l_x(\gamma) &= l(\gamma) \cos \alpha_d \cos \gamma, \quad d_x(\gamma) = d(\gamma) \sin \alpha_d \cos \gamma \\ l_y(\gamma) &= l(\gamma) \cos \alpha_d \sin \gamma, \quad d_y(\gamma) = d(\gamma) \sin \alpha_d \sin \gamma \\ l_z(\gamma) &= -l(\gamma) \sin \alpha_d, \quad d_z(\gamma) = d(\gamma) \cos \alpha_d \end{aligned} \quad (2-28)$$

式(2-27)中 $C_{l,d}$ 、 $C_{d,d}$ 分别是涵道翼型的升力曲线和阻力曲线，均与迎角 $\alpha_d(\gamma)$ 有关。 c_d 是涵道翼型的弦长。将式(2-28)中的各轴向分量沿该轴方向积分便可得到每个轴的气动升力和阻力，如 x 轴方向：

$$L_x = R \int_0^{2\pi} l_x(\gamma) d\gamma, \quad D_x = R \int_0^{2\pi} d_x(\gamma) d\gamma \quad (2-29)$$

除气动升力和阻力外，DFUAV 前飞时（非轴流状态）在涵道上还会产生附加的阻

力（即动量阻力 \mathbf{F}_{mdrag} ）。如图2-5所示，由于涵道体的遮挡，气流的径向速度 V_r 分量在进入涵道体后迅速衰减为 V'_r ，因此导致径向气体动量的变化，从而产生附加的阻力。该阻力可以通过进入涵道的空气质量流量和飞行速度来表示：

$$\mathbf{F}_{mdrag} = -V' \rho S \begin{bmatrix} u_r \\ v_r \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2-30)$$

侧风作用于涵道结构形成的非对称升力分布同样会产生力矩，假定该力矩与侧风引起的动态压力为近似线性关系，那么可量化为：

$$\mathbf{M}_{lip} = C_{duct} \rho R \begin{bmatrix} v_r |v_r| \\ -u_r |u_r| \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2-31)$$

其中， C_{duct} 是常系数。该系数最初可根据 iSTAR^{flemingImprovingControlSystem}的实验数据估算，随后需要结合实际情况调整。

综合(2-29)、(2-30)、(2-31)，在涵道翼型上产生的力与力矩可以表示为johnsonModelingControlFlight2006b,choiStaticAnalysisSmall2012：

$$\mathbf{F}_{duct}^b = \begin{bmatrix} L_x + D_x \\ L_y + D_y \\ L_z + D_z \end{bmatrix} + \mathbf{F}_{mdrag} \quad (2-32)$$

$$\mathbf{M}_{duct}^b = \begin{bmatrix} L_x l_d \\ L_y l_d \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{M}_{lip} \quad (2-33)$$

其中 l_d 表示 DFUAV 的重心与涵道空气动力中心之间的距离。

2.4.4 控制舵面动力学

涵道底部的控制舵面是 DFUAV 的主要控制机构，在飞行过程中控制舵面的运动会产生气动力和力矩，这些力矩是造成 DFUAV 进行滚转、俯仰、偏航姿态变化的主要原因。如图2-6所示，本文研究的 DFUAV 配置有四片交叉排列的控制舵面，定义机体系 $O_b - \mathbf{X}_b$ 轴正方向下方位置对应的控制舵面为 1 号舵，从上往下按照顺时针方向依次编号为 2、3、4 号舵。1、3 号舵的同向运动用于产生滚转力矩，2、4 号舵的同向运动

用于产生俯仰力矩，4个舵的共同差动用于产生偏航力矩。定义控制舵面的偏转角度为 $\delta = [\delta_1 \ \delta_2 \ \delta_3 \ \delta_4]^T$ ，分别对应4个控制舵面。规定向右偏转为正方向，零位点保持与机体系 $O_b - Z_b$ 轴平行。

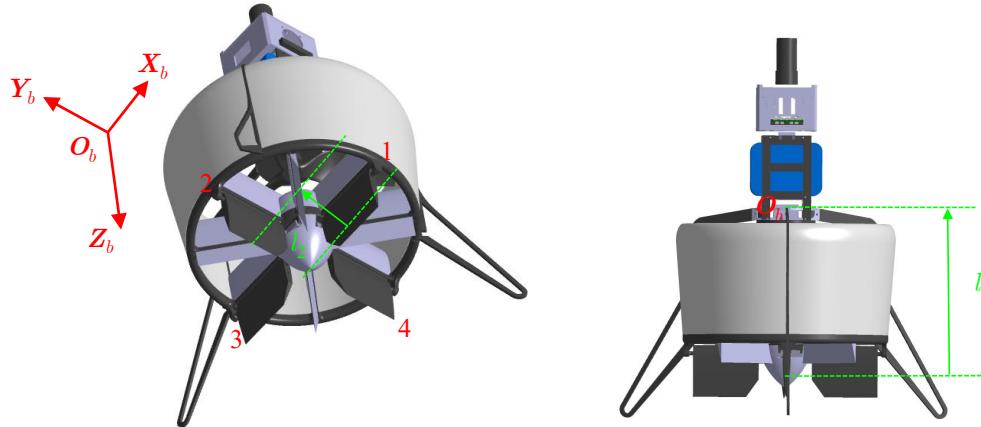


图 2-6 控制舵面及力臂示意图

在涵道风扇滑流中，控制舵面的偏转而产生的升力与机体系 $O_b - Z_b$ 轴垂直，且与转角 δ_i 的平方成正比^{pflimlinModelingAttitudeControl2010a}：

$$F_i = k_\delta V_e^2 \delta_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (2-34)$$

其中 k_δ 是正的常数，表示控制舵面升力系数。 V_e 为涵道出口风速，由式(2-16)给出。

因此，由控制舵面产生的合力与合力矩可以表示为^{pflimlinModelingAttitudeControl2010a,manzoorCompositeObserverbasedRobust2023}：

$$\mathbf{F}_{vane}^b = \begin{bmatrix} F_4 - F_2 \\ F_1 - F_3 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2-35)$$

$$\mathbf{M}_{vane}^b = \begin{bmatrix} -l_1(F_1 - F_3) \\ l_1(F_4 - F_2) \\ l_2(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \end{bmatrix} \quad (2-36)$$

式(2-36)中的 l_1 和 l_2 分别为涵道的力臂，如图2-6所示。事实上，控制舵面的偏转角仅在DFUAV的失速迎角的范围内才有效果⁹⁷⁸⁷¹²¹³⁴⁸⁴⁴⁰⁰⁰⁰，超出该范围后，姿态将难以控制。因此需要对偏转角度进行限幅处理：

$$-\delta_m \leq \delta_i \leq \delta_m, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (2-37)$$

对于本文研究的 DFUAV，限幅值 δ_m 取 40° 。

2.4.5 陀螺力矩与固定气动面反扭矩

涵道风扇在高速旋转时，DFUAV 整体会呈现出类似陀螺的特性。根据角动量守恒定律，当涵道风扇的旋转轴在外力影响下发生偏移时，为了维持整个系统角动量的守恒，涵道风扇会产生一个特殊的反作用力矩。该力矩垂直于旋转轴的偏移方向，试图将旋转轴拉回到原来的方向，从而抵抗外力对旋转状态的干扰。这种作用力矩即为陀螺力矩，其大小与风扇的转动惯量和旋转的角速度有关。转动惯量体现了涵道风扇抵抗转动状态改变的能力，它取决于风扇的质量分布以及形状等因素。角速度反映了风扇旋转的快慢程度。当风扇以较高的角速度旋转时，角动量也较大，为了维持角动量而产生的陀螺力矩也越大。所以有：

$$\mathbf{M}_{gyro}^b = J_{fan}\Omega \begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2-38)$$

其中 J_{fan} 为涵道风扇的转动惯量。

固定气动面是指位于涵道内部，涵道风扇下方的固定装置。其特殊的外形结构用于在涵道风扇滑流中产生反扭矩来抵消 DFUAV 单一风扇产生的风扇扭矩 \mathbf{M}_{fan}^b ，涵道内部流场示意图如图2-7所示。经过涵道风扇加速后的气流在经过固定气动面时会发生偏转，进而在气动面上产生作用力和力矩。固定气动面的反扭距效应可以近似表示为^{1020333010.nh}：

$$\mathbf{M}_{flap}^b = V_e^2 \varphi_0 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_{af} \end{bmatrix} + V_e \Omega \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_{ds} \end{bmatrix} \quad (2-39)$$

其中 φ_0 是固定气动面的安装角， d_{af} 和 d_{ds} 均为常数。

经过恰当的设计，固定气动面产生的反扭距 \mathbf{M}_{flap}^b 可以抵消大部分的风扇扭矩 \mathbf{M}_{fan}^b 。在实践过程中很难达到理想情况，即 $\mathbf{M}_{flap}^b + \mathbf{M}_{fan}^b = \mathbf{0}$ ，所以剩余的力矩部分将由控制舵面的偏置产生偏航力矩来进行补偿。

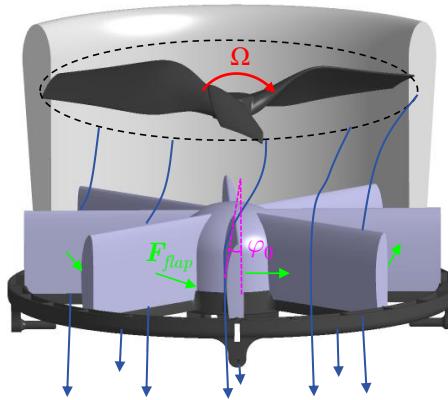


图 2-7 涵道内部流场示意图

2.5 系统建模总结

DFUAV 的输入变量包括涵道风扇的转速 Ω 和四个控制舵面的偏转角 δ_i ，作为动力核心的涵道风扇通过转速调节产生主推力，四片分布式气动舵面通过独立偏转生成三维控制力矩。系统的输出为状态变量，其中包括 DFUAV 在地面坐标系下的位置 $\mathbf{P}^e = [x^e \ y^e \ z^e]^T$ 、地面坐标系下的速度 $\mathbf{V}^e = [v_x^e \ v_y^e \ v_z^e]^T$ 、姿态角 $\boldsymbol{\eta} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ 以及机体坐标系下的角速度 $\boldsymbol{\omega}^b = [p \ q \ r]^T$ 。结合 DFUAV 的飞行控制刚体模型和力与力矩的分析，可以推导出 DFUAV 的非线性动态方程，如下所示：

位置动态方程：

$$\begin{aligned}\dot{x}^e &= v_x^e \\ \dot{y}^e &= v_y^e \\ \dot{z}^e &= v_z^e\end{aligned}\tag{2-40}$$

速度动态方程:

$$\begin{aligned}
 \dot{v}_x^e &= \frac{1}{m} \left\{ (\cos \theta \cos \psi) \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,x} S_x u_r |u_r| + L_x + D_x - V' \rho S u_r + k_\delta V_e^2 (\delta_4 - \delta_2) \right] \right. \\
 &\quad + (\sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi) \\
 &\quad \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,y} S_y v_r |v_r| + L_y + D_y - V' \rho S v_r + k_\delta V_e^2 (\delta_1 - \delta_3) \right] \\
 &\quad + (\cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi) \\
 &\quad \cdot \left. \left[-k_{fan} \Omega^2 - \frac{1}{2} \rho C_{D,z} S_z w_r |w_r| + L_z + D_z \right] \right\} \\
 \dot{v}_y^e &= \frac{1}{m} \left\{ (\cos \theta \sin \psi) \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,x} S_x u_r |u_r| + L_x + D_x - V' \rho S u_r + k_\delta V_e^2 (\delta_4 - \delta_2) \right] \right. \\
 &\quad + (\sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi) \\
 &\quad \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,y} S_y v_r |v_r| + L_y + D_y - V' \rho S v_r + k_\delta V_e^2 (\delta_1 - \delta_3) \right] \\
 &\quad + (\cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi) \\
 &\quad \cdot \left. \left[-k_{fan} \Omega^2 - \frac{1}{2} \rho C_{D,z} S_z w_r |w_r| + L_z + D_z \right] \right\} \\
 \dot{v}_z^e &= \frac{1}{m} \left\{ -\sin \theta \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,x} S_x u_r |u_r| + L_x + D_x - V' \rho S u_r + k_\delta V_e^2 (\delta_4 - \delta_2) \right] \right. \\
 &\quad + (\sin \varphi \cos \theta) \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,y} S_y v_r |v_r| + L_y + D_y - V' \rho S v_r + k_\delta V_e^2 (\delta_1 - \delta_3) \right] \\
 &\quad + (\cos \varphi \cos \theta) \cdot \left. \left[-k_{fan} \Omega^2 - \frac{1}{2} \rho C_{D,z} S_z w_r |w_r| + L_z + D_z \right] \right\} + g
 \end{aligned} \tag{2-41}$$

欧拉角动态方程:

$$\begin{aligned}
 \dot{\varphi} &= p + \sin \varphi \tan \theta q + \cos \varphi \tan \theta r \\
 \dot{\theta} &= \cos \varphi q - \sin \varphi r \\
 \dot{\psi} &= \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} q + \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} r
 \end{aligned} \tag{2-42}$$

角速度动态方程:

$$\begin{aligned}
 \dot{p} &= \frac{1}{J_x} \left\{ (J_y - J_z)qr + \left[\frac{1}{2}\rho l_a C_{D,y} S_y v_r |v_r| + L_x l_d + C_{duct} \rho R v_r |v_r| \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. - l_1 k_\delta V_e^2 (\delta_1 - \delta_3) - J_{fan} \Omega q \right] \right\} \\
 \dot{q} &= \frac{1}{J_y} \left\{ (J_z - J_x)pr + \left[-\frac{1}{2}\rho l_a C_{D,x} S_x u_r |u_r| + L_y l_d + C_{duct} \rho R u_r |u_r| \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. + l_1 k_\delta V_e^2 (\delta_4 - \delta_2) + J_{fan} \Omega p \right] \right\} \\
 \dot{r} &= \frac{1}{J_z} \left\{ (J_x - J_y)pq + \left[-k_q \Omega^2 + l_2 k_\delta V_e^2 (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) \right. \right. \\
 &\quad \left. \left. + V_e^2 \varphi_0 d_{af} + V_e \Omega d_{ds} \right] \right\}
 \end{aligned} \tag{2-43}$$

本文通过物理实验与计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 相结合的方法近似测得试验样机的非线性系统动态方程相关参数, 如表2-1所示。

表 2-1 涵道模型参数

参数符号	数值	参数符号	数值
$m(kg)$	1.85	$J_x, J_y(kg \cdot m^2)$	0.0149
$J_z(kg \cdot m^2)$	0.005516	σ_d	0.7
$\rho(kg/m^3)$	1.225	$R(m)$	0.114
k_{fan}	9.9796×10^{-6}	k_q	1.1334×10^{-7}
$C_{D,x}$	0.43213	$C_{D,y}$	0.43213
$C_{D,z}$	0.13421	$S_x, S_y, S_z(m^2)$	0.04
$l_a(m)$	0.1121	C_{duct}	0.78497
k_δ	0.0073	$J_{fan}(kg \cdot m^2)$	3.7×10^{-5}
d_{af}	0.01495	d_{ds}	0.01495
$l_1(m)$	0.1708	$l_2(m)$	0.0066

由 DFUAV 的非线性动态方程可知, DFUAV 的飞行动态呈现为一个高度非线性的多变量耦合系统, 系统内各状态变量之间存在着复杂且紧密的相互作用。若要将所有相关变量纳入考量, 控制算法的设计工作将尤为棘手。因此在具体实践过程中, 可以根据实际情况合力简化模型, 有针对性地忽略部分影响较小的因素, 保留决定系统宏观特性

的主干动力学。然而，模型简化意味着信息缺失，对于未被建模的动态特性（如突然的阵风扰动、机械结构磨损等）以及因简化模型而产生的误差，则可通过鲁棒性的飞行控制算法来进行补偿。

2.6 本章小结

本章主要介绍了试验样机的系统组成并围绕 DFUAV 的系统建模展开系统性研究。

首先介绍了所使用的试验样机的整体系统组成，明确了各个部分的功能和相互关系，为后续建模及飞行实验奠定物理基础。

接着介绍了坐标系和姿态表示方法，建立了地面坐标系与机体坐标系的转换关系，并根据实际约束采用了‘Z-Y-X’旋转顺序的欧拉角姿态表示方法为飞行控制系统的建模提供了必要的数学分析工具。

在 DFUAV 的飞行控制刚体模型构建中，结合牛顿-欧拉方程推导出六自由度非线性动力学方程，完整表征平动与转动状态的关系。

并从涵道风扇、机身、涵道翼型、控制舵面和固定气动面等多个方面分析了施加在上面的力与力矩，揭示了各类作用力和控制力矩对飞行器姿态和运动的动态影响。

最后建立了 DFUAV 的完整的非线性动态方程，本章建立的参数化模型为后续控制算法设计、仿真验证及飞行试验提供了理论框架与数值分析基础。

第三章 涵道风扇式无人机的姿态控制

基于第二章建立的 DFUAV 非线性系统动态方程分析，其多源力与力矩耦合叠加效应导致姿态动态模型尤为复杂。如横滚角的变化会在俯仰通道和偏航通道上都产生或者间接产生力矩影响，并且三维力矩都与环境风速呈现强相关性。最常用的姿态控制方法基于反馈线性化，比如不考虑系统的数学模型的 PID 控制算法，虽然该方法面对非线性系统有一定的鲁棒性，但仅通过比例-积分-微分的线性组合应对内外因素产生的力矩影响难免会使系统状态出现超调和滞后等问题。此外，可以使用基于系统模型的方法考虑内外因素对系统状态的影响，但在系统模型参数过多并且不精确的情况下也将为控制算法的设计和系统调试带来很大工作量。基于上述分析，姿态控制算法设计的核心在于如何对难以测得的力矩进行在线补偿。

本章安排如下：首先简要概述增量非线性动态逆控制和控制分配的理论以及二者的结合，然后对 DFUAV 的姿态模型进行简化处理，方便下文姿态控制算法的设计。接下来给出了基于 INDI 和优先级控制分配的 DFUAV 的姿态控制方案设计，最后为验证方案有效性，最后进行了仿真实验和飞行实验验证。

3.1 增量非线性动态逆控制与控制分配理论

NDI（非线性动态逆）是一种基于模型的非线性控制方法，其核心在于在掌握系统模型的情况下，将非线性系统在工作点处进行反馈线性化，然后通过求逆运算来消除系统中的非线性项。当系统模型参数不精确或者对系统机理认识模糊的情况下，NDI 方法的控制效果将表现不佳。而 INDI（增量式非线性动态逆）相比于 NDI 采用了增量式的控制策略，仅要求对系统的输入通道建模。INDI 在未能充分掌握系统模型的情况下，通过增量式的求逆策略来实时补偿未知扰动与建模误差，得到线性化的系统动力学，进而可以通过常规的线性系统的控制方法来控制^[9]。因此 INDI 方法对系统模型的依赖程度较小，是一种基于传感器的方法。此外，INDI 方法在设计控制律时主要关注系统的输入输出特性，无需考虑应如何将控制律计算出的控制量分配到各个执行机构上。而后者所描述的任务将由控制分配算法来实现，实现过程中也无需考虑系统内部的复杂非线性因素与动态干扰。因此，采用 INDI 控制方法有助于将姿态控制算法设计与控制分配算法分离开，实现分层控制。

本节首先将从一般性的系统推导 INDI 是如何实现增量控制的，然后介绍控制分配理论以及二者的结合。

3.1.1 增量非线性动态逆

考虑如下普通的非线性动力系统:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (3-1)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \quad (3-2)$$

上式中 $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ 为 n 维系统状态变量, $\mathbf{u} \in \mathbf{U} \in \mathbb{R}^p$ 为 p 维系统输入变量, 其中 \mathbf{U} 是容许控制集合, 表示对输入变量的约束, $\mathbf{y} \in \mathbb{R}^m$ 为 m 维系统输出变量。映射关系 $\mathbf{f} : \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^n$, $\mathbf{g} : \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^p \rightarrow \mathbb{R}^n$, $\mathbf{h} : \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^m$ 。

式(3-1)中系统状态的一阶泰勒展开式为:

$$\dot{\mathbf{x}} = \dot{\mathbf{x}}_0 + \mathbf{f}'(\mathbf{x})(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0) + \left. \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_0) + \left. \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{u}=\mathbf{u}_0} (\mathbf{u} - \mathbf{u}_0) \quad (3-3)$$

然后对式(3-2)中的输出表达式求一次导数, 结合复合函数求导的链式法则与式(3-3), 可得到动力系统输入与输出之间的关系:

$$\dot{\mathbf{y}} = \underbrace{\left. \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} \dot{\mathbf{x}}_0}_{\dot{\mathbf{y}}_0} + \left. \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} \left[\mathbf{f}'(\mathbf{x})(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0) + \left. \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_0) + \left. \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{u}=\mathbf{u}_0} (\mathbf{u} - \mathbf{u}_0) \right] \quad (3-4)$$

INDI 理论的一个核心假设是时间尺度分离法则^[10], 该法则基于系统动力学的时间尺度特性, 指出系统内部状态变量的动态响应速率要明显慢于外部输入信号的时变特性。基于这一动力学特性差异, 相比于外部输入信号的导数项, 系统状态变量的导数项可以视为高阶小量并忽略不计, 从而有效地简化系统的动态方程。

基于上述核心假设, 可以将式(3-4)中系统状态的导数项 $(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)$ 忽略, 得到:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{y}} &= \dot{\mathbf{y}}_0 + \left. \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_0} \left. \frac{\partial \mathbf{g}}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{u}=\mathbf{u}_0} (\mathbf{u} - \mathbf{u}_0) \\ &= \dot{\mathbf{y}}_0 + \mathbf{G}(\mathbf{u} - \mathbf{u}_0) \end{aligned} \quad (3-5)$$

其中 $\dot{\mathbf{y}}_0$ 为系统当前时刻输出的导数, $\mathbf{G} \in \mathbb{R}^{m \times p}$, \mathbf{u}_0 为系统当前时刻的控制输入。使用下标 $(.)_d$ 表示该变量的期望值, 那么根据公式(3-5), 可以得到期望的输入变量 \mathbf{u}_d 表示为:

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_d &= \mathbf{u}_0 + \Delta u \\ &= \mathbf{u}_0 + \mathbf{G}^{-1}(\dot{\mathbf{y}}_d - \dot{\mathbf{y}}) \end{aligned} \quad (3-6)$$

新的控制输入是在当前时刻的控制输入基础上加上一个控制增量 Δu 得到。通过对控制效率矩阵求逆，并且找到期望的输出导数与当前时刻的输出导数的误差，可以得到控制增量。

3.1.2 控制分配理论

继续考虑 3.1.1 小节中引入的非线性动力系统。对于一个过驱动系统，其系统输入的维度大于系统输出的维度，即 $p > m$ ，表明执行机构存在冗余。将 $\mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ 做矩阵分解得到：

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \mathbf{D}\mathbf{K}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (3-7)$$

其中 $\mathbf{D} \in \mathbb{R}^{n \times m}$ ，映射关系 $\mathbf{K} : \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^p \rightarrow \mathbb{R}^m$ 。

引入 m 维虚拟控制输入 $\boldsymbol{\nu}$ ：

$$\boldsymbol{\nu} = \mathbf{K}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (3-8)$$

由于实际控制输入的约束 \mathbf{U} 存在，将实际控制输入变换为虚拟控制输入后有 $\boldsymbol{\nu} \in \Phi \in \mathbb{R}^m$ 。容许控制集合 \mathbf{U} 通过映射 \mathbf{K} 从 \mathbb{R}^p 空间映射到 \mathbb{R}^m 空间得到可达控制集合 Φ ，如果 $\boldsymbol{\nu} \in \Phi$ ，则称虚拟控制输入为可达，否则为不可达。虚拟控制输入的物理意义一般为力或力矩。

对 $\boldsymbol{\nu}$ 做一阶泰勒展开并且同样忽略关于系统状态的导数项，得到：

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\nu} &= \boldsymbol{\nu}_0 + \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \mathbf{u}} \Big|_{\mathbf{u}=\mathbf{u}_0} (\mathbf{u} - \mathbf{u}_0) \\ &= \boldsymbol{\nu}_0 + \mathbf{B}(\mathbf{u} - \mathbf{u}_0) \end{aligned} \quad (3-9)$$

其中 $\boldsymbol{\nu}_0$ 表示系统当前时刻的虚拟控制输入， $\mathbf{B} \in \mathbb{R}^{m \times p}$ 。将 $(\mathbf{u} - \mathbf{u}_0)$ 代入公式(3-5)，得到：

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{y}} &= \dot{\mathbf{y}}_0 + \mathbf{G}\mathbf{B}^\dagger(\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{\nu}_0) \\ \Rightarrow \dot{\mathbf{y}}_d - \dot{\mathbf{y}}_0 &= \mathbf{G}\mathbf{B}^\dagger \Delta \boldsymbol{\nu} \end{aligned} \quad (3-10)$$

其中 \mathbf{B}^\dagger 表示矩阵 \mathbf{B} 的伪逆矩阵，有以下关系：

$$\mathbf{u} = \mathbf{B}^\dagger \boldsymbol{\nu} \quad (3-11)$$

$$\mathbf{B}^\dagger = \mathbf{B}^T (\mathbf{B}\mathbf{B}^T)^{-1} \quad (3-12)$$

公式(3-11)中直接表示虚拟控制输入 ν 与实际控制输入 u 之间映射关系的方法就是伪逆法。在分层控制架构中，系统采用上层决策-底层执行的层级化设计模式：上层控制算法承担决策功能，专注于在线求解系统动力学方程生成期望控制指令，避免了执行机构物理约束对优化问题的干扰，降低了计算复杂度；底层控制分配算法则负责执行任务，采用优化计算方法将上层指令解析为各执行机构的物理控制量，实现控制指令在冗余执行机构中的最优分配。文献[11] 中讨论了层级化设计方法和全阶最优控制设计的联系。采用独立的控制分配算法，优势之一是可以考虑执行机构的物理约束，比如当某个执行机构饱和时，在条件允许的情况下其余执行机构可以用于弥补因该执行机构饱和而损失的控制效能。图3-1展示了基于 INDI 的上层控制算法和基于伪逆法的底层控制分配算法的控制系统框图。

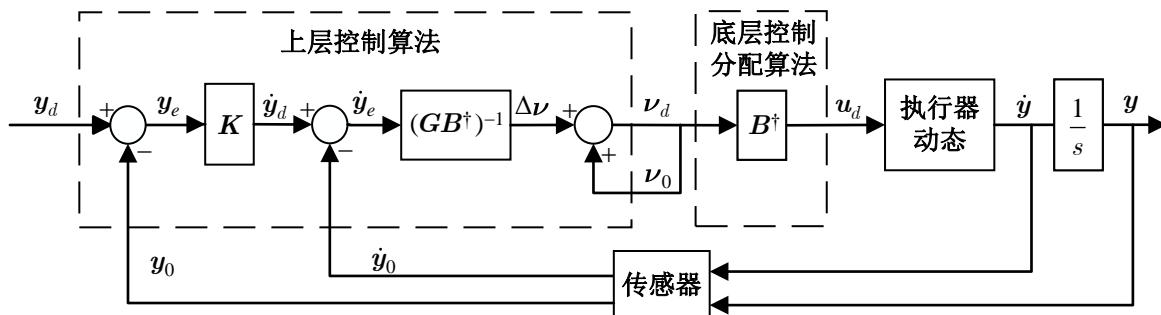


图 3-1 基于 INDI 和伪逆法的控制系统框图

需特别指出的是，尽管可以设计出渐进稳定的控制算法，但是受矩阵 B 奇异特性及执行机构物理约束的影响，所推导的期望虚拟控制输入 ν_d 可能属于不可达集。这一现象在本质上源于伪逆法在控制分配问题中的固有局限性：当控制指令超出执行机构可达包络时，将导致控制分配问题退化为无可行解的数学约束条件，因此下文在控制分配算法的设计中将参考文献**HKXB202010026**，采用优先级控制分配方法。该方法旨在通过优先级排序的方式，优先满足高优先级的控制输入分量以达到更大范围的容许控制。

3.2 姿态模型简化

根据第二章的建模总结可知，DFUAV 的姿态模型涉及到多个系统状态变量间的耦合并且与许多模型参数和环境风速有关，尤其是角速度动态方程(2-43)中涉及到的多源力矩模型。为便于下文姿态控制算法的设计，本节将对所总结的力矩模型进行合理且适当的简化，根据现有条件区分可控力矩与不可控力矩，然后分别处理。

根据式2-11可知，DFUAV 在机体坐标系下的合外力矩可以分解为：

$$\mathbf{M}^b = \mathbf{M}_{fan}^b + \mathbf{M}_{aero}^b + \mathbf{M}_{duct}^b + \mathbf{M}_{vane}^b + \mathbf{M}_{gyro}^b + \mathbf{M}_{flap}^b \quad (3-13)$$

由于涵道风扇的转速 Ω 可由电调读取，机体的角速度 ω^b 可由机载的 IMU 测量得到，结合表2-1中的模型参数，可以计算出涵道风扇的扭矩 \mathbf{M}_{fan}^b 和陀螺力矩 \mathbf{M}_{gyro}^b 。

模型假设气流相对于机体的速度在 $O_b - Z_b$ 轴的分量为零，即 $V_0 = 0$ 。根据式2-16以及式2-19，可将涵道出口风速 V_e 简化为：

$$V_e = \sqrt{\frac{k_{fan}}{\sigma_d \rho S}} \Omega = k_f \Omega \quad (3-14)$$

在这种假设下，涵道出口风速 V_e 与风扇转速 Ω 之间呈正比关系。不妨设 $V_e = k_f \Omega$ ，其中 $k_f = \sqrt{\frac{k_{fan}}{\sigma_d \rho S}}$ 可以根据表2-1中的参数计算得到。然后根据控制舵面的偏转角 δ_i 和涵道力臂的长度，可计算出控制舵面产生的力矩 \mathbf{M}_{vane}^b 。

对于在固定气动面上产生的反扭距 \mathbf{M}_{flap}^b ，由于 V_e 与 Ω 为正比关系，可将式2-39简化为：

$$\mathbf{M}_{flap}^b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ k_{flap} \Omega^2 \end{bmatrix} \quad (3-15)$$

现在考虑风扇扭矩 \mathbf{M}_{fan}^b 、固定气动面上的反扭距 \mathbf{M}_{flap}^b 和控制舵面在 $O_b - Z_b$ 轴的偏航力矩。根据第二章的力矩分析，仅有上述三部分分量会对机体的偏航力矩产生影响。为使机体的偏航角保持稳定，有如下关系：

$$\begin{aligned} -k_q \Omega^2 + k_{flap} \Omega^2 + k_\delta k_f^2 l_2 (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) \Omega^2 &= 0 \\ \Rightarrow -k_q + k_{flap} + k_\delta k_f^2 l_2 (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) &= 0 \end{aligned} \quad (3-16)$$

式3-15中等式约去风扇转速变量 Ω 后，只有控制舵面的偏转角是变量，其他均为确定的模型参数。这表明了当机体偏航角稳定时，所需的控制舵面偏转角是一定的。由于 k_{flap} 与固定气动面的设计形状有关，不失一般性，本文假设固定气动面在恰当的设计下可以使得 $k_{flap} = k_q$ ，即：

$$\mathbf{M}_{flap}^b + \mathbf{M}_{fan}^b = \mathbf{0} \quad (3-17)$$

对于在机身上产生的气动力矩 \mathbf{M}_{aero}^b 和由于涵道翼型产生的力矩 \mathbf{M}_{duct}^b ，由于机体

相对于气流的速度 \mathbf{V}_a^b 在现有条件下是未知的，所以将其视为不可控力矩来作为未建模动态。使用 \mathbf{M}_a^b 统一表示：

$$\mathbf{M}_a^b = \mathbf{M}_{aero}^b + \mathbf{M}_{duct}^b \quad (3-18)$$

\mathbf{M}_a^b 可以描述为地面坐标系下的速度 \mathbf{V}^e 、姿态 $\boldsymbol{\eta}$ 和环境风速 \mathbf{W}^e 的函数，即：

$$\mathbf{M}_a^b = \mathbf{M}_a^b(\mathbf{V}^e, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{W}^e) \quad (3-19)$$

综合以上分析，简化后的气动力矩模型可以写为：

$$\mathbf{M}^b = \mathbf{M}_{vane}^b + \mathbf{M}_{gyro}^b + \mathbf{M}_a^b \quad (3-20)$$

与力矩模型相关的角速度动态方程对应的可以简写为：

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{1}{J_x} \left\{ (J_y - J_z)qr + [-l_1 k_\delta V_e^2 (\delta_1 - \delta_3) - J_{fan} \Omega q + \mathbf{M}_{ax}^b] \right\} \\ \dot{q} &= \frac{1}{J_y} \left\{ (J_z - J_x)pr + [l_1 k_\delta V_e^2 (\delta_4 - \delta_2) + J_{fan} \Omega p + \mathbf{M}_{ay}^b] \right\} \\ \dot{r} &= \frac{1}{J_z} \left\{ (J_x - J_y)pq + [l_2 k_\delta V_e^2 (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) + \mathbf{M}_{az}^b] \right\} \end{aligned} \quad (3-21)$$

上述简化的力矩模型将可控力矩与不可控力矩分开。控制舵面合力矩 \mathbf{M}_{vane}^b 作为可控力矩由下文设计的姿态控制算法来计算期望力矩（即期望的控制舵面偏转角度）。陀螺力矩 \mathbf{M}_{gyro}^b 同样作为可控力矩，但该力矩会对 DFUAV 的姿态造成负面影响，下文将根据其产生的机理设计对应的陀螺力矩补偿算法加以补偿。而 \mathbf{M}_a^b 作为不可控力矩将通过姿态控制算法在线补偿。

3.3 基于 INDI 和优先级控制分配的姿态控制方案

根据本章开篇时的分析，姿态控制算法设计的核心在于如何对难以测得的力矩进行在线补偿。在第二节姿态模型简化中，将难以测得的力矩视为了未建模动态 \mathbf{M}_a^b 。基于 INDI 的控制架构设计，其优势主要体现在模型的鲁棒性与未建模误差的动态补偿能力。式(3-21)中的形式已十分适用于 INDI 控制器的设计：一方面，姿态子系统的输入通道的模型机理已经明确，由四片独立的控制舵面产生偏转角作为输入信号；另一方面，由于未建模动态 \mathbf{M}_a^b 作用于角加速度，所以可用机载 IMU 高频测量角速度并估算角加速度，并根据 INDI 的增量式求逆策略在线补偿未建模动态 \mathbf{M}_a^b 。在所构建的控制架构中，控

制输入分为两部分：INDI 输入与反馈输入。INDI 输入针对未建模动态进行补偿，将非线性系统转化为线性形式；而反馈输入针对此线性形式设计反馈控制律，保证系统的稳定性和鲁棒性。

根据优先级控制分配的思想，需要将控制输入分量进行优先级排序。由于 INDI 输入包含对未建模动态的补偿，反馈输入使用线性的状态反馈设计，与系统响应相关。系统能够稳定运行的前提是首先消除未建模动态的影响，将非线性系统化为线性系统，然后再设计反馈控制律，确保系统的稳定性与响应能力。因此本文中将 INDI 输入视为高优先级分量，反馈输入视为低优先级分量。确保 INDI 输入不会产生分配误差，在控制舵面受到物理约束的情况下仅在反馈输入中产生分配误差。具体而言，这种划分方法可以在一定程度上避免系统输出耦合现象 **HKXB202010026**。

3.3.1 INDI 姿态控制架构

对于大部分无人机姿态运动控制，常采用基于欧拉角参数化的局部线性化方法，横滚角、俯仰角和偏航角三个通道分别作为控制目标单独控制，使得无人机的旋转过程被线性化处理。但是不同于位置动态方程(2-40)，欧拉角动态方程(2-42)将三个姿态通道耦合在一起。实际上，无人机的姿态属于 $SO(3)$ 上的流形结构，任何姿态变化都被视为流形上的测地线运动。而传统的局部线性化跟踪姿态的方法相当于在流形的切空间进行局部线性逼近，这种线性化处理方式导致了姿态轨迹生成过程中的不连续性，丢失了流形的曲率信息，所以在机动飞行时会导致姿态跟踪误差变大。因此本文参考文献**10.1115/1.4052714**在 $SO(3)$ 上考虑姿态误差的表示。

由于旋转矩阵 $\mathbf{R} \in SO(3)$ ，姿态欧拉角 $\boldsymbol{\eta} \in \mathbb{R}^3$ ，因此定义符号 $[.]_\times$ 表示映射关系 $\mathbb{R}^3 \rightarrow SO(3)$ ， $(.)^\vee$ 表示对应的逆映射 $SO(3) \rightarrow \mathbb{R}^3$ 。对于任意姿态 $\boldsymbol{\eta} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ ，对应的矩阵形式可以表示为：

$$\mathbf{R} = [\boldsymbol{\eta}]_\times = \begin{bmatrix} 0 & -\psi & \theta \\ \psi & 0 & -\varphi \\ -\theta & \varphi & 0 \end{bmatrix} \quad (3-22)$$

假设期望姿态为 $\boldsymbol{\eta}_d$ ，当前姿态为 $\boldsymbol{\eta}$ ，对应的矩阵形式分别为 \mathbf{R}_d 和 \mathbf{R} 。则在 $SO(3)$ 上的姿态误差可以表示为：

$$\mathbf{e}_R = \frac{1}{2}(\mathbf{R}_d^T \mathbf{R} - \mathbf{R}^T \mathbf{R}_d)^\vee \in \mathbb{R}^3 \quad (3-23)$$

因此期望的姿态欧拉角变化率可以表示为:

$$\dot{\boldsymbol{\eta}}_1 = -\mathbf{K}_R \mathbf{e}_R \quad (3-24)$$

其中 $\mathbf{K}_R = diag(K_{R1}, K_{R2}, K_{R3})$ 为姿态误差的正定增益矩阵。式(3-24)所示的作差方式类似于反馈信号减去给定信号，所以需要加负号。

为提高系统的响应速度，确保快速跟踪期望姿态，引入微分前馈策略:

$$\dot{\boldsymbol{\eta}}_2 = \frac{d\boldsymbol{\eta}_d}{dt} \quad (3-25)$$

结合式(2-10)、式(3-24)和式(3-25)，期望的机体角速度 $\boldsymbol{\omega}_d^b$ 可以表示为:

$$\boldsymbol{\omega}_d^b = \mathbf{Q}^{-1}(\dot{\boldsymbol{\eta}}_1 + \dot{\boldsymbol{\eta}}_2) \quad (3-26)$$

接下来考虑与动力学相关的角速度动态，包含了可控力矩与不可控力矩。如前文所述，DFUAV 姿态子系统的控制输入为四片相互独立的控制舵面的偏转角 δ_i ，由四个偏转角度的组合产生用于控制机体姿态的俯仰力矩、滚转力矩和偏航力矩，因此姿态子系统中存在执行机构的冗余，存在过驱动的问题。引入虚拟控制输入 $\boldsymbol{\nu} \in \mathbb{R}^3$ 将姿态控制算法与控制分配算法分开:

$$\boldsymbol{\nu} = \begin{bmatrix} \nu_x \\ \nu_y \\ \nu_z \end{bmatrix} = \mathbf{B} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix} \quad (3-27)$$

其中矩阵 \mathbf{B} 表示四片独立控制舵面偏转角到三维虚拟控制输入的映射矩阵，有 $\mathbf{B} \in \mathbb{R}^{3 \times 4}$ 。

结合式(2-10)、式(2-36)、式(3-14)和式(3-27)，可以将可控的控制舵面力矩重写为模块化形式:

$$(\mathbf{J}^b)^{-1} \mathbf{M}_{vane}^b = \mathbf{H}_{vane} \boldsymbol{\nu} \Omega^2 \quad (3-28)$$

其中

$$\mathbf{H}_{vane} \triangleq k_\delta k_f^2 \begin{bmatrix} 2J_x^{-1}l_1 & & \\ & 2J_y^{-1}l_1 & \\ & & 4J_z^{-1}l_2 \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{3 \times 3} \quad (3-29)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -0.5 & 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & -0.5 & 0 & 0.5 \\ 0.25 & 0.25 & 0.25 & 0.25 \end{bmatrix} \quad (3-30)$$

经过式(3-28)的模块化处理，由原本的从控制舵面角度到控制力矩的映射转变为了从控制舵面角度到虚拟控制输入的映射。在此过程中，映射矩阵剔除了所有与模型相关参数项。

对于可控的陀螺力矩 \mathbf{M}_{gyro}^b ，根据式(2-10)和式2-38，可将其模块化表示为：

$$(\mathbf{J}^b)^{-1} \mathbf{M}_{gyro}^b = \mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}^b) \Omega \quad (3-31)$$

其中

$$\mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}^b) \triangleq J_{fan} [-J_x^{-1} q \quad J_y^{-1} p \quad 0]^T \in \mathbb{R}^3 \quad (3-32)$$

对于不可控的气动力矩 \mathbf{M}_a^b ，将其与式(2-10)中的非线性项 $(\mathbf{J}^b \boldsymbol{\omega}^b \times \boldsymbol{\omega}^b)$ 一同处理，表示为与地面坐标系下的速度 \mathbf{V}^e 、姿态 $\boldsymbol{\eta}$ 、环境风速 \mathbf{W}^e 和机体角速度 $\boldsymbol{\omega}^b$ 有关的函数：

$$(\mathbf{J}^b)^{-1} (\mathbf{M}_a^b + \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}^b \times \boldsymbol{\omega}^b) \triangleq \mathbf{L}(\mathbf{V}^e, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{W}^e, \boldsymbol{\omega}^b) \in \mathbb{R}^3 \quad (3-33)$$

结合式(3-28)、式(3-31)和式(3-33)，角速度动态方程可以被模块化表示为：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}^b = \mathbf{H}_{vane} \boldsymbol{\nu} \Omega^2 + \mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}^b) \Omega + \mathbf{L}(\mathbf{V}^e, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{W}^e, \boldsymbol{\omega}^b) \quad (3-34)$$

可以直接在该模型的基础上应用 INDI，而无需考虑控制分配问题。根据本章第一节介绍的 INDI 理论，为了得到 $\boldsymbol{\omega}^b$ 的增量表达式，对公式(3-34)在其工作点处（使用下标 $(.)_0$ 表示）作一阶泰勒展开：

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\omega}}^b &= \mathbf{H}_{vane} \boldsymbol{\nu} \Omega^2 + \mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}_0^b) \Omega_0 + \mathbf{L}(\mathbf{V}^e, \boldsymbol{\eta}, \mathbf{W}^e, \boldsymbol{\omega}^b) \\ &= \mathbf{H}_{vane} \boldsymbol{\nu}_0 \Omega_0^2 + \mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}_0^b) \Omega_0 + \mathbf{L}_0 \\ &\quad + \frac{\partial(\mathbf{H}_{vane} \boldsymbol{\nu} \Omega^2)}{\partial \boldsymbol{\nu}} \Big|_{\boldsymbol{\nu}=\boldsymbol{\nu}_0} (\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{\nu}_0) + \left[\frac{\partial(\mathbf{H}_{vane} \boldsymbol{\nu} \Omega^2)}{\partial \Omega} + \frac{\partial(\mathbf{H}_{gyro} \Omega)}{\partial \Omega} \right] \Big|_{\Omega=\Omega_0} (\Omega - \Omega_0) \\ &\quad + \left[\frac{\partial(\mathbf{H}_{gyro} \Omega)}{\partial \boldsymbol{\omega}^b} + \frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \boldsymbol{\omega}^b} \right] \Big|_{\boldsymbol{\omega}^b=\boldsymbol{\omega}_0^b} (\boldsymbol{\omega}^b - \boldsymbol{\omega}_0^b) \\ &\quad + \frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \mathbf{V}^e} \Big|_{\mathbf{V}^e=\mathbf{V}_0^e} (\mathbf{V}^e - \mathbf{V}_0^e) + \frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \boldsymbol{\eta}} \Big|_{\boldsymbol{\eta}=\boldsymbol{\eta}_0} (\boldsymbol{\eta} - \boldsymbol{\eta}_0) + \frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \mathbf{W}^e} \Big|_{\mathbf{W}^e=\mathbf{W}_0^e} (\mathbf{W}^e - \mathbf{W}_0^e) \end{aligned} \quad (3-35)$$

展开式中的第一项 $\mathbf{H}_{vane}\boldsymbol{\nu}_0\Omega_0^2 + \mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}_0^b)\Omega_0 + \mathbf{L}_0$ 等价于工作点处的角加速度，可以由机载 IMU 测量的角速度经过差分滤波得到：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_0^b = \mathbf{H}_{vane}\boldsymbol{\nu}_0\Omega_0^2 + \mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}_0^b)\Omega_0 + \mathbf{L}_0 \quad (3-36)$$

展开式中的其他项是关于系统内部状态变量 $(\mathbf{V}^e, \boldsymbol{\eta}, \boldsymbol{\omega}^b)$ 、系统控制输入 $(\boldsymbol{\nu}, \Omega)$ 和外部扰动 \mathbf{W}^e 的一阶偏导数项。根据本章第一小节介绍的时间尺度分离法则，认为在角加速度的输入信号的时间尺度内，系统内部状态变量包括速度、姿态和机体角速度的变化是缓慢的，因此可以将这些状态变量的一阶偏导数项视为 0：

$$\begin{cases} \mathbf{V}^e - \mathbf{V}_0^e \approx 0 \\ \boldsymbol{\eta} - \boldsymbol{\eta}_0 \approx 0 \\ \boldsymbol{\omega}^b - \boldsymbol{\omega}_0^b \approx 0 \end{cases} \quad (3-37)$$

在无人机控制中，执行机构（如电机、舵机等）可在数十毫秒的时间尺度内完成控制指令的执行，产生所需的力与力矩。而机体的速度、姿态等状态变量受空气动力阻尼、质量惯性等因素的制约，其动态过程一般落后于执行机构响应 1-2 个数量级，因此上述假设是合理的。此外，对于外部环境风速扰动 \mathbf{W}^e 的变化是未知并且难以预测的，因此假定 $(\mathbf{W}^e - \mathbf{W}_0^e \approx 0)$ 。但此假设并没有排除外部环境风速扰动对系统的影响，缓慢变化的自然风对姿态造成的影响已被考虑在 \mathbf{L}_0 中。而应对快速变化的风速扰动则取决于所设计的姿态控制器的鲁棒性。

其余关于外部控制输入的偏导数项如下：

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\mathbf{H}_{vane}\boldsymbol{\nu}\Omega^2)}{\partial\boldsymbol{\nu}} \Big|_{\boldsymbol{\nu}=\boldsymbol{\nu}_0} (\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{\nu}_0) = \mathbf{H}_{vane}\Omega_0^2(\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{\nu}_0) \\ & \left[\frac{\partial(\mathbf{H}_{vane}\boldsymbol{\nu}\Omega^2)}{\partial\Omega} + \frac{\partial(\mathbf{H}_{gyro}\Omega)}{\partial\Omega} \right] \Big|_{\Omega=\Omega_0} (\Omega - \Omega_0) = [2\mathbf{H}_{vane}\boldsymbol{\nu}_0\Omega_0 + \mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}_0^b)](\Omega - \Omega_0) \end{aligned} \quad (3-38)$$

因此，角速度动态的一阶泰勒展开式(3-35)近似可以表示为：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}^b = \dot{\boldsymbol{\omega}}_0^b + \mathbf{H}_{vane}\Omega_0^2(\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{\nu}_0) + [2\mathbf{H}_{vane}\boldsymbol{\nu}_0\Omega_0 + \mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}_0^b)](\Omega - \Omega_0) \quad (3-39)$$

值得一提的是，风扇转速 Ω 作为速度控制的输入信号并不直接参与姿态控制。简化后的角速度动态（即式(3-21)）中与 Ω 相关的项均与陀螺力矩 \mathbf{M}_{gyro}^b 有关，将由下文设计的陀螺力矩补偿算法补偿。因此 Ω 不被视为姿态控制中输入信号的一部分，可以

将 Ω 作为在角速度动态中的已知参数，该参数可以从速度环设计中得到。为了简便表示，采用以下记号：

$$\mathbf{T}(\Omega) = [2\mathbf{H}_{vane}\boldsymbol{\nu}_0\Omega_0 + \mathbf{H}_{gyro}(\boldsymbol{\omega}_0^b)](\Omega - \Omega_0) \in \mathbb{R}^3 \quad (3-40)$$

将式(3-40)代入式(3-39)，可以得到角速度 $\boldsymbol{\omega}^b$ 动态的增量表达式：

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\omega}}^b &= \dot{\boldsymbol{\omega}}_0^b + \mathbf{H}_{vane}\Omega_0^2(\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{\nu}_0) + \mathbf{T}(\Omega) \\ &= \begin{bmatrix} \dot{p}_0 \\ \dot{q}_0 \\ \dot{r}_0 \end{bmatrix} + k_\delta k_f^2 \Omega_0^2 \begin{bmatrix} 2J_x^{-1}l_1 & & \\ & 2J_y^{-1}l_1 & \\ & & 4J_z^{-1}l_2 \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} \nu_x \\ \nu_y \\ \nu_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \nu_{x0} \\ \nu_{y0} \\ \nu_{z0} \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} T_x(\Omega) \\ T_y(\Omega) \\ T_z(\Omega) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3-41)$$

INDI 通过对式(3-41)进行求逆，来得到期望的虚拟控制输入的增量表达式：

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\nu}_d &= (\mathbf{H}_{vane}\Omega_0^2)^{-1} \left\{ \boldsymbol{\mu} - [\dot{\boldsymbol{\omega}}_0^b + \mathbf{T}(\Omega)] \right\} + \boldsymbol{\nu}_0 \\ &= \frac{1}{k_\delta k_f^2 \Omega_0^2} \begin{bmatrix} 2J_x^{-1}l_1 & & \\ & 2J_y^{-1}l_1 & \\ & & 4J_z^{-1}l_2 \end{bmatrix}^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} \mu_x \\ \mu_y \\ \mu_z \end{bmatrix} - \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_0 \\ \dot{q}_0 \\ \dot{r}_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_x(\Omega) \\ T_y(\Omega) \\ T_z(\Omega) \end{bmatrix} \right) \right\} + \begin{bmatrix} \nu_{x0} \\ \nu_{y0} \\ \nu_{z0} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3-42)$$

其中，虚拟输入项 $\boldsymbol{\nu}$ 被 $\boldsymbol{\nu}_d$ 替换，表明是期望的输入。类似地， $\boldsymbol{\Omega}$ 被替换为 $\boldsymbol{\Omega}_d$ 。

将式(3-42)代入式(3-41)，得到线性化的角速度动态方程：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}^b = \boldsymbol{\mu} \quad (3-43)$$

最终，通过以下比例反馈律，可以得到稳定的角速度子系统：

$$\boldsymbol{\mu} = \mathbf{K}_\omega(\boldsymbol{\omega}_d^b - \boldsymbol{\omega}^b) \quad (3-44)$$

将式(3-44)代入式(3-43)中可以得到：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}^b = \mathbf{K}_\omega(\boldsymbol{\omega}_d^b - \boldsymbol{\omega}^b) \quad (3-45)$$

其中 $\mathbf{K}_\omega = diag(K_{\omega 1}, K_{\omega 2}, K_{\omega 3})$ 为正反馈增益矩阵。

基于 INDI 的控制思想已经把非线性角速度动力学方程(3-34)简化为了一个一阶积分系统(3-43)，因此采用单一的比例控制器就可以确保闭环系统的稳定性，只需要保证反馈增益为正，而不管其具体取值。这进一步提供了一个指导，可以分别确定闭环系统

的静态平衡点和动态性能。因此结合式(3-44)，可以将式(3-42)可以分为两部分：

$$\boldsymbol{\nu}_d = \boldsymbol{\nu}_i + \boldsymbol{\nu}_f \quad (3-46)$$

其中 $\boldsymbol{\nu}_i$ 定义为 INDI 输入， $\boldsymbol{\nu}_f$ 定义为反馈输入，具体形式为：

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\nu}_i &= -(\mathbf{H}_{vane}\Omega_0^2)^{-1}[\dot{\boldsymbol{\omega}}_0^b + \mathbf{T}_d(\Omega)] + \boldsymbol{\nu}_0 \\ &= -\frac{1}{k_\delta k_f^2 \Omega_0^2} \begin{bmatrix} 2J_x^{-1}l_1 & & \\ & 2J_y^{-1}l_1 & \\ & & 4J_z^{-1}l_2 \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_0 \\ \dot{q}_0 \\ \dot{r}_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T_x(\Omega) \\ T_y(\Omega) \\ T_z(\Omega) \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} \nu_{x0} \\ \nu_{y0} \\ \nu_{z0} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3-47)$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\nu}_f &= (\mathbf{H}_{vane}\Omega_0^2)^{-1}\mathbf{K}_\omega(\boldsymbol{\omega}_d^b - \boldsymbol{\omega}^b) \\ &= \frac{1}{k_\delta k_f^2 \Omega_0^2} \begin{bmatrix} 2J_x^{-1}l_1 & & \\ & 2J_y^{-1}l_1 & \\ & & 4J_z^{-1}l_2 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} K_{\omega 1} & & \\ & K_{\omega 2} & \\ & & K_{\omega 3} \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \right) \end{aligned} \quad (3-48)$$

INDI 采用增量控制策略，将未建模动态项 \mathbf{M}_a^b 和角速度动力学耦合项 $\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}^b \times \boldsymbol{\omega}^b$ 造成的影响放在了 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_0^b$ 中处理。在每一个工作点计算的 INDI 输入都是基于上一个工作点的 INDI 输入加上模型误差、阵风扰动以及风扇转速输入对相邻两个工作点之间的角加速度影响。因此，模型误差不会随着时间进行累计，而是在每一个工作点实时补偿。而系统的稳定性由基于误差的角速度反馈来保证。

根据上述分析，INDI 输入的计算依赖于机体的角加速度值 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_0^b$ ，在现有条件下，该值可以通过对机体陀螺仪测量的相邻两个采样点的角速度进行一阶差分得到：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}^b(k) = \frac{[\boldsymbol{\omega}^b(k) - \boldsymbol{\omega}^b(k-1)]}{\Delta t} \quad (3-49)$$

其中 Δt 是陀螺仪传感器的采样时间， k 为传感器的采样点，泰勒展开式中的工作点一般选取为当前的采样时刻。因此 INDI 也被称为基于传感器的方法。

在飞行控制系统的工程实现中，为了提高姿态控制器的响应速度和控制精度， Δt 应该在条件允许的情况下尽可能小。但是传感器测量得到的角速度原始值会受到机体震动和外部扰动等因素的影响，难免会有噪声，对原始值进行差分运算后会放大这种噪声的影响，采样时间越小，噪声影响越大。因此在实际应用中，需要对角速度进行滤波处

理。但是滤波处理就会在角加速度的计算中引入延迟，由于 INDI 是将角速度动力学方程在工作点处进行一阶泰勒展开，所以需要保证展开式(3-41)中所有下标为 0 的项都位于同一工作点。一种方法是对角加速度进行预测，如采用卡尔曼滤波器对其进行预测来补偿相位滞后，但是这种方法需要对角加速度进行额外的建模，并且角速度收到的干扰也无法预测。或者采用多个加速度计数据融合来直接测量角加速度，但是这种方式会导致机载航电系统设计过于复杂，并且加速度计受机体震动影响也较大，多传感器数据融合的精度难以有效保证。

因此，本文针对所有下标为 0 的项进行同步滤波处理，除了角加速度项外，还包括虚拟控制输入项和风扇转速输入项。文献 **smeur Adaptive Incremental Nonlinear 2015,[8]** 通过四旋翼飞行实验表明这种处理方式的可行性。考虑到陀螺仪传感器的高频噪声影响，本文实验使用的滤波器是二阶巴特沃斯（Butterworth）低通滤波器，滤波器截止频率的具体数值应该根据飞行过程中信号的频率成分、带宽和噪声水平来综合确定。对于本文使用的 DFUAV，滤波器截止频率为 30Hz。为加以区分，所有下标为 0 的项经过滤波器滤波后，使用下标 $(.)_s$ 表示。

3.3.2 陀螺力矩补偿

在基于 INDI 的控制架构中，陀螺力矩 \mathbf{M}_{gyro}^b 分量蕴含在了 $\mathbf{T}(\Omega)$ 中（见式(3-40)），该力矩的存在会在姿态发生改变时影响姿态跟踪精度。因此，为了消除陀螺力矩对姿态控制的影响，需要在 INDI 输入 ν_i 中（见式(3-47)）对其进行补偿。由于姿态子系统的控制输入为控制舵面的偏转角度，并且根据式(2-38)可知陀螺力矩的机理已十分明确。所以可以将陀螺力矩对应的值等价转化为虚拟控制输入量，然后在 ν_i 中减去该分量，即可对陀螺力矩造成的影响进行补偿。

根据式(2-34)、(2-36)和式(3-14)，在现有条件下可用于计算的控制舵面力矩可表示为：

$$\mathbf{M}_{vane}^b = k_\delta k_f^2 \Omega^2 \begin{bmatrix} -l_1 & 0 & l_1 & 0 \\ 0 & -l_1 & 0 & l_1 \\ l_2 & l_2 & l_2 & l_2 \end{bmatrix} \boldsymbol{\delta} \quad (3-50)$$

将式(3-27)代入式(3-50)可得:

$$\mathbf{M}_{vane}^b = k_\delta k_f^2 \Omega^2 \begin{bmatrix} -l_1 & 0 & l_1 & 0 \\ 0 & -l_1 & 0 & l_1 \\ l_2 & l_2 & l_2 & l_2 \end{bmatrix} \mathbf{B}^\dagger \boldsymbol{\nu} \quad (3-51)$$

根据式(3-12)以及式(3-30)中矩阵 \mathbf{B} 的值, 可以计算得到 \mathbf{B}^\dagger 为:

$$\mathbf{B}^\dagger = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (3-52)$$

如果直接计算与陀螺力矩等效的控制舵面的偏转角度, 那么就有可能在实际控制中出现控制舵面的偏转角度超过其可行范围的情况。这是因为与陀螺力矩等效的控制舵面的偏转角度未经过控制分配算法的优化分配, 导致期望的控制效果与实际不符。因此, 此处计算与陀螺力矩等效的虚拟控制输入以便于 INDI 输入 $\boldsymbol{\nu}_i$ 一起参与优先级控制分配。

令式(2-38)所描述的陀螺力矩和式(3-51)描述的控制舵面力矩相等, 可以得到与陀螺力矩等效的虚拟控制输入 $\boldsymbol{\nu}_{gyro}$:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{gyro}^b &= \mathbf{M}_{vane}^b \\ \Rightarrow J_{fan}\Omega \begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} &= k_\delta k_f^2 \Omega^2 \begin{bmatrix} -l_1 & 0 & l_1 & 0 \\ 0 & -l_1 & 0 & l_1 \\ l_2 & l_2 & l_2 & l_2 \end{bmatrix} \mathbf{B}^\dagger \boldsymbol{\nu}_{gyro} \\ \Rightarrow \boldsymbol{\nu}_{gyro} &= \frac{J_{fan}}{k_\delta k_f^2 \Omega} \mathbf{B} \begin{bmatrix} -l_1 & 0 & l_1 & 0 \\ 0 & -l_1 & 0 & l_1 \\ l_2 & l_2 & l_2 & l_2 \end{bmatrix}^\dagger \begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3-53)$$

因此, 加入陀螺力矩补偿后的 INDI 输入 $\boldsymbol{\nu}_i$ 为:

$$\boldsymbol{\nu}_i = -(\mathbf{H}_{vane}\Omega_0^2)^{-1} [\dot{\mathbf{M}}_0^b + \mathbf{T}_d(\Omega)] + \boldsymbol{\nu}_0 - \boldsymbol{\nu}_{gyro} \quad (3-54)$$

其中 $\boldsymbol{\nu}_{gyro}$ 表达式中的风扇转速项 Ω 和角速度项 ω^b 都需要同步滤波。

3.3.3 优先级控制分配

由于 DFUAV 的特殊构型，飞行过程中由期望控制输入计算出的控制舵面偏转角很可能超出其物理约束，所以底层设计用于解决控制分配问题。该问题可以描述为对于给定的三维期望虚拟控制输入 ν_d ，找到一组四片控制舵面的偏转角度在容许控制集合的范围内 $\delta_d \in \mathbf{U}$ 使得 $\nu_d = \mathbf{B}\delta_d$ ，或者在无法找到这样一组解的情况下，需要找到一组最优解使得分配误差 $\nu_d - \mathbf{B}\delta_d$ 最小化。容许控制集合 \mathbf{U} 由下式定义：

$$\mathbf{U} = \{\boldsymbol{\delta} \in \mathbb{R}^4 \mid -\delta_m \leq \delta_i \leq \delta_m, i = 1, 2, 3, 4\} \quad (3-55)$$

对应的，虚拟控制输入 ν 的可达集合 Φ 表示为：

$$\Phi = \{\nu \in \mathbb{R}^3 \mid \nu = \mathbf{B}\boldsymbol{\delta}, \boldsymbol{\delta} \in \mathbf{U}\} \quad (3-56)$$

其中 \mathbf{B} 由式(3-30)给出。

为了实现控制分配的目标，广泛采用的方法是直接计算矩阵 \mathbf{B} 的伪逆矩阵 \mathbf{B}^\dagger ，然后计算 δ_d ：

$$\delta_d = \mathbf{B}^\dagger \nu_d \quad (3-57)$$

使用伪逆方法的优点是计算简单，易于理解。但是在工作点的约束边界区，即使 ν_d 保持在可达集合内，伪逆法计算出的 δ_d 中的部分分量也可能会超出约束边界，即 $\boldsymbol{\delta} \notin \mathbf{U}$ 。在这种情况下，伪逆法会计算出一个基于某种性能指标的次最优解，次最优解可能有多种选择，所以次最优解之间亦有优劣之分。伪逆法没有对这些解进行优先级排序，因此无法保证次最优解的唯一性。

为了弥补伪逆方法的不足，采用优先级控制分配方法，将期望的虚拟控制输入进行矢量分解划分各自的优先级，优先满足高优先级的控制输入分量。式(3-46)已将期望的虚拟控制输入 ν_d 分为两部分，即 ν_i 和 ν_f ，其中 ν_i 是 INDI 输入， ν_f 是反馈输入。根据本节开篇时的分析，为优先补偿系统的非线性未建模动态和外在扰动，视 ν_i 为高优先级控制输入分量，而 ν_f 为低优先级控制输入分量。考虑到控制舵面的物理约束，期望的虚拟控制输入应该被限制在其可达集合内。在本文中，假设在适当的外部扰动下，无人机运动过程中总能满足高优先级分量的可达。即：

$$\nu_i \in \Phi \quad (3-58)$$

如果由于控制舵面的饱和而使得 ν_i 超出可达集合，那么姿态将不受控制，闭环系统失去可控性。但是这种情况不在本文的讨论范围内。

由于总的虚拟控制输入 ν_d 是受到可达集合限制的，并且 INDI 输入分量 ν_i 假定总是可达的。这表明了总的虚拟控制输入中的另一部分分量，即反馈输入分量 ν_f ，可能会超出可达集合的范围，因此需要对 ν_f 进行约束。使用比例因子 α 将 ν_f 限制在可达集合内，即：

$$\nu_d = \nu_i + \alpha\nu_f, \quad \text{其中 } 0 \leq \alpha \leq 1 \quad (3-59)$$

因为 ω^b 仍由式(3-45)控制，所以保持 ν_i 不变并对 ν_f 进行缩放只会影响闭环系统的动态性能，而不会影响闭环系统的稳定性。

当虚拟控制输入可达时，比例因子 α 等于 1，此时的优先级控制分配方法等价于伪逆法。当虚拟控制输入不可达时，比例因子 α 小于 1，表明对低优先级分量 ν_f 进行截断，保证了高优先级分量 ν_i 的可达性。

综上所述，优先级控制分配算法可以通过解决以下线性优化问题来实现对高优先级分量的保持和低优先级分量的截断：

$$\begin{aligned} & \max_{\alpha, \delta} \alpha \\ \text{subject to } & \left\{ \begin{array}{l} \delta \in U \\ B\delta = \nu_i + \alpha\nu_f \\ 0 \leq \alpha \leq 1 \end{array} \right. \end{aligned} \quad (3-60)$$

在具体实践过程中，上述线性优化问题通过以下步骤进行求解：首先判断给定的 $\nu_d = \nu_i + \nu_f$ 是否可达，即 α 等于 1 的情况。如果可达，直接使用伪逆法计算 δ_d 并返回最优解；如果不可达，即 $0 \leq \alpha < 1$ ，则可以使用单纯形法通过基变量变换逐步迭代逼近最优解，最终得到 α 的值，此时对 ν_f 截断即可返回容许控制。

式(3-60)的优化结果能够保证对于每一个由上层姿态控制算法计算出的期望虚拟控制输入，都有：

$$\nu_d = \nu_i + \alpha\nu_f \in \Phi \quad (3-61)$$

这保证了 ν_d 的可达性以及次最优解的唯一性，区别仅是 α 的取值不同。

值得注意的是，上述分解方式是人为规定的，在具体实践过程中还可以根据场景需

求作其他种类的分解，比如定义分量的优先级和定义分解的维度等。除了 INDI 方法外，其他的控制方法包括串级 PID 控制律、ADRC 控制律等都可以针对虚拟控制输入进行矢量分解。

图3-2所示的控制系统框图展示了上层设计采用 INDI 姿态控制方法，底层设计采用优先级控制分配方法的分层控制架构。

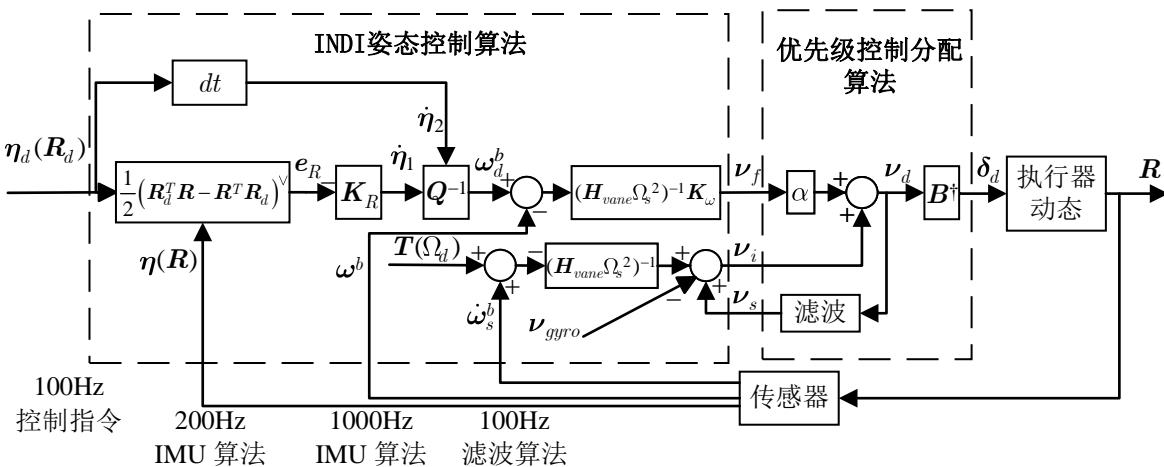


图 3-2 基于 INDI 和优先级控制分配法的姿态控制系统框图

3.4 实验和结果分析

为了验证提出的基于上层 INDI+ 底层优先级控制分配的姿态控制方法的性能，本小节进行了一系列仿真实验与实际飞行实验。仿真实验平台的为 MATLAB，DFUAV 的仿真模型相关参数参考表2-1，仿真模型中采用基于龙格-库塔（Runge-Kutta）法的 ode45 数值求解器求解 DFUAV 的非线性动态方程（式(2-10)）。实际飞行实验平台使用 2.1 节介绍的试验样机。为提高数据的一致性并且减少风扇转速 Ω 变化带来的耦合效应，需要保证姿态控制过程中的高度稳定，因此实验中采用了位置控制器，该控制器的设计方法将于第四章具体介绍。应当注意的是，位置控制器的加入并不影响姿态控制器的性能验证。悬停时风扇的旋转速度约为 7639 转/分钟。此外，姿态控制器的对照实验采用广泛使用的串级 PID 姿态控制器，其中角度环采用单一的 P 控制器，角速度环采用 PI 控制器。实验过程中使用的 INDI 姿态控制器和串级 PID 姿态控制器的参数如下表3-1所示。

3.4.1 主动扰动设计

为了体现所提出的姿态控制器的抗干扰性能，本文设计了一种主动产生扰动的方案。由于姿态动力学系统的输入信号为控制舵面的偏转角度，所以实验中通过在一些控

表 3-1 INDI 控制器和 PID 控制器的各项参数

INDI 控制器参数符号	数值	PID 控制器参数符号	数值	PID 控制器参数符号	数值
$K_{R\varphi}$	5.5	$K_{R\varphi}$	5.5	$I_{\omega p}$	0.1
$K_{R\theta}$	5.5	$K_{R\theta}$	5.5	$I_{\omega q}$	0.1
$K_{R\psi}$	5.0	$K_{R\psi}$	5.0	$I_{\omega r}$	0.1
$K_{\omega p}$	0.3	$K_{\omega p}$	0.3		
$K_{\omega q}$	0.3	$K_{\omega q}$	0.3		
$K_{\omega r}$	0.18	$K_{\omega r}$	0.18		

制舵面上添加固定的偏置来引入干扰，如图3-3所示。此外，为了防止因加入固定偏置而导致控制舵面饱和的问题，当添加固定偏置时，对应控制舵面的最大偏转角度也应该同步调整。

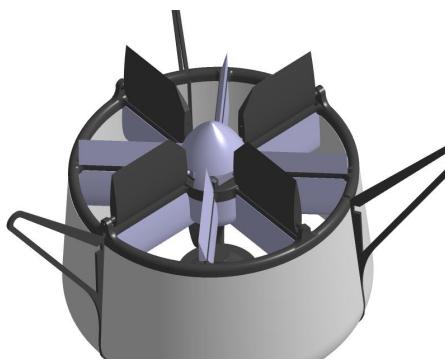


图 3-3 主动扰动示意图

3.4.2 仿真实验

3.5 图

图的导入需要提前准备好图片文件，最好是.png、.eps、.pdf 或.jpg 文件。另外，如果是从 matlab 导出图片文件，可使用 print 函数或手动导出，print 函数的使用可参考 ICGNC2020plot.m 以及 PlotToFileColorPDF.m 文件等。手动导出（matlab 的 figure 界面的“文件”->“导出设置”设置好大小、分辨率和线宽等然后点击“应用于图窗”）主要用于观察效果，可设置某种样式名称后保存该样式，下次使用时加载，具体可百度“matlab 导出高清图片”。需要特别注意的是一定要 1:1 导入 matlab 生成的图片，并且图中文字设置好字体字号。否则缩放之后，图片的字号就变了，盲审老师一眼就能看出来

字号不对，就很麻烦。这就是为什么要在 matlab 点击“应用于图窗”进行预览，观测效果后再 1:1 使用图片。

使用如下代码放置独立成行的图片，效果如图3-4所示

```
\begin{figure}[htbp]
    % 图片居中（列居中对齐）
    \centering
    % 包含当前路径下的Fig文件夹的图片文件DFUAV_f31.png
    \includegraphics[scale=1]{Fig/DFUAV_f31.png}
    % 添加标签one_DFUAV以及图标题“涵道风扇式无人机”，引用某图时使用\ref{xxx}，其中xxx就是标签，图编号是自动生成的。
    \caption{\label{one_DFUAV}涵道风扇式无人机}
\end{figure}
```

其中 figure 为环境名，[htbp] 表示将图片设置为浮动体，实际上这在.cls 文件已经设置过，因而可以省略。[scale=1] 表示安装 1:1 的比例导入图片，还可以按其他方式导入，需要时可自行百度。



图 3-4 涵道风扇式无人机

使用如下代码划分页面并排放置图3-5、图3-6

```
\begin{figure}[htbp]
    \begin{minipage}[c]{0.5\textwidth} % minipage将页面划分为0.5\textwidth
        \centering
        \includegraphics[width=6cm,height=6cm]{Fig/honeywell_t-hawk.jpg}
        \caption{\label{Hawk}T-Hawk}
    \end{minipage}%
    \begin{minipage}[c]{0.5\textwidth}
        \centering
        \includegraphics[width=6cm,height=6cm]{Fig/GTSpy.jpg}
        \caption{\label{GTSpy}GTSpy}
    \end{minipage}
\end{figure}
```

其中 [c] 表示行居中对齐。当图片大小不一但又需要 1:1 导入时，图标题可能行不对齐，因此可以改为如下指令：

```
\begin{figure}[htbp]
    \centering
    \begin{minipage}[c]{0.5\textwidth}
        \centering
        \includegraphics[scale=1]{Fig/honeywell_t-hawk.jpg} %1:1导入
    \end{minipage}%
    \begin{minipage}[c]{0.5\textwidth}
        \centering
        \includegraphics[scale=1]{Fig/GTSPY.jpg}
    \end{minipage} \\
    \begin{minipage}[t]{0.5\textwidth} % 以下为新添加页面划分, [t]表示行顶部对齐
        \caption{\label{Hawk} T-Hawk}
    \end{minipage}%
    \begin{minipage}[t]{0.5\textwidth}
        \caption{\label{GTSPY} GTSPY}
    \end{minipage}
\end{figure}
```



图 3-5 T-Hawk

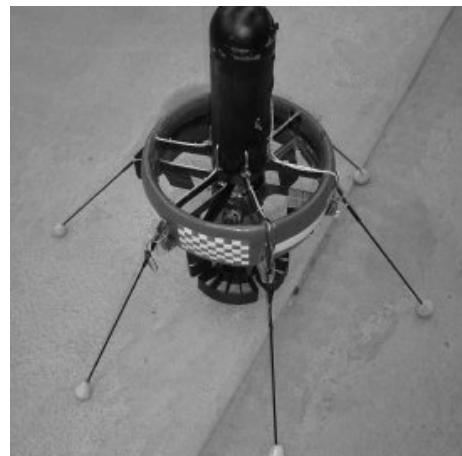


图 3-6 GTSPY

通常一个 figure 内含有其他小的 figure，可以使用一些宏包，但最初本着简单的原则，本模板并没有使用这些子图包。后来应同学们要求在，把子图的功能加上，主要是修改了模板文件（scuthesis.cls 文件）的功能包参数。注意，很多网上拿到的代码不一定可以精确的调子图标题字体字号，因为此模板的子图标题字体字号是利用 subfig 宏包的选项进行设置的（在 scuthesis.cls 文件的“图表环境”中），而有些教程使用 subcaption 进行同样的设置，还需进一步验证可行性。另外图的排版方法很多，有些宏包已经被弃用，所以尽量使用本文给出的案例的格式进行排版图片。

常见的子图包有 subfigure 和 subfig。subfigure 是比较老的了，这里使用 subfig 包。两个包在使用的时候用法不同，千万不要混淆了，不然可能会报错。subfig 包的命令是\subfloat。这里给出一种使用 subfig 包的常用排版，如图3-7的子图3-7 b)，其中a)的试

验并不好（这里测试了交叉引用\subref{xxx} 和\subref*{xxx}）。必要时也可以排版多行多列的图、调整图之间的间距，具体可百度。

```
\begin{figure}[!h]
    \centering
    \subfloat[不合理的轨迹]{\includegraphics[width=6cm,height=6cm]{Fig/Figure_1.png}}%
        \label{Fig:1:a}
    \subfloat[优化的轨迹]{\includegraphics[width=6cm,height=6cm]{Fig/Figure_2.png}}%
        \label{Fig:1:b}
    \\ % 用 \\ 换行，也可以此处空一行进行换行，只有两个图的话下面就不需要了。
    \subfloat[不合理的轨迹]{\includegraphics[width=6cm,height=6cm]{Fig/Figure_1.png}}%
        \label{Fig:1:c}
    \subfloat[优化的轨迹]{\includegraphics[width=6cm,height=6cm]{Fig/Figure_2.png}}%
        \label{Fig:1:d}
    \caption{子图包使用测试}\label{Fig:1}
\end{figure}
```

% 引用某子图时使用\subref{xxx}，其中xxx就是标签Fig:1:a
子图的引用比较特殊，命令有：\subref{xxx}和\subref*{xxx}

注：在subfig包使用说明中，\subref{xxx}和\subref*{xxx}分别由参数listofformat和
subrefformat控制，

并由如下定义，根据撰写规范需要定义为：

```
\DeclareSubrefFormat{empty}{}
\DeclareSubrefFormat{simple}{#1#2}
\DeclareSubrefFormat{parens}{#1 #2)
\DeclareSubrefFormat{subsimple}{#2}
\DeclareSubrefFormat{subparens}{ #2)
和
\DeclareCaptionListOffFormat{empty}{}
\DeclareCaptionListOffFormat{simple}{#1#2}
\DeclareCaptionListOffFormat{parens}{#1 #2)
\DeclareCaptionListOffFormat{subsimple}{#2}
\DeclareCaptionListOffFormat{subparens}{ #2)
```

需要局部更改字号时，可以使用 tutorial 文件夹 lshort-zh-cn.pdf 的 5.1 节进行更改，如加\small 使得字号小一号。

3.6 定理

在 scuthesis.cls 文件的最后，已经用\newtheorem 命令定义了几种定理环境，包括：定义、假设、定理、结论、引理、公理、推论、性质等等，统称定理环境，关于\newtheorem 的用法，可参考^[12-13]或自行百度。要下面提供几个例子，在横线之间的深色区域是代码，效果在相应下方表示：

```
\begin{assumption}
    加权矩阵${{\boldsymbol{W}}}_1$和 ${{\boldsymbol{W}}}_2$ 是对称矩阵，且$ {{\boldsymbol{W}}}_2$非奇异。 \label{assum_dca1}
\end{assumption}
```

假设 3.1：加权矩阵 \mathbf{W}_1 和 \mathbf{W}_2 是对称矩阵，且 \mathbf{W}_2 非奇异。

定理用法和假设类似：

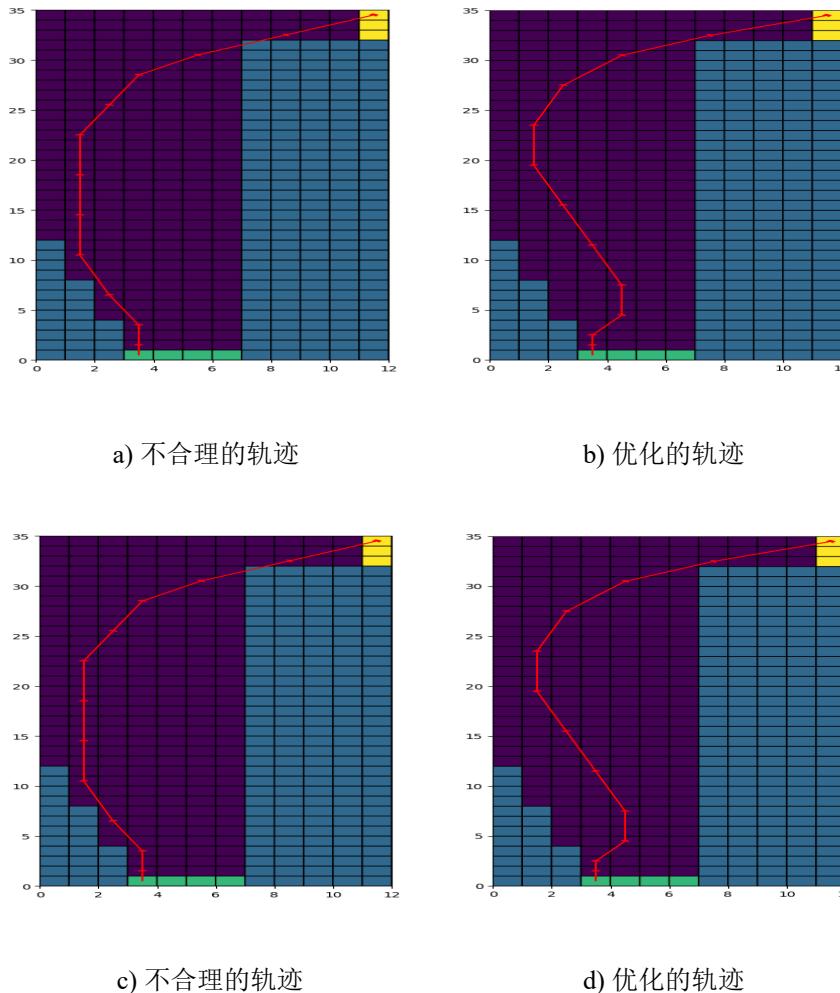


图 3-7 子图包使用测试

```
\begin{theorem}
如果假设\ref{assum_dca1}成立,  $\boldsymbol{F}$  满足式\eqref{eq_F}的定义, 且 $\{\boldsymbol{W}_1\}$ 非奇异, 则有 $0 \leq e(\boldsymbol{F}) < 1$ , 其中 $e(\boldsymbol{F})$ 是 $\boldsymbol{F}$ 的特征值。 \label{the_dca2}
\end{theorem}
```

定理 3.1: 如果假设3.1成立, \boldsymbol{F} 满足上式的定义, 且 \boldsymbol{W}_1 非奇异, 则有 $0 \leq e(\boldsymbol{F}) < 1$, 其中 $e(\boldsymbol{F})$ 是 \boldsymbol{F} 的特征值。

注 3.1: 定理环境的编号可自定义, 但通常不需要再进行设置, 因为模板文件 scutthesis.cls 文件已经定义好。

2022 年 5 月更新:

根据最新的博士论文送审结果, 定理等环境统一把原来的斜体改成正体。在此引用一下参考文献^[12]的内容:

`amsthm` 提供了 `\theoremstyle` 命令支持定理格式的切换，在用 `\newtheorem` 命令定义定理环境之前使用。`amsthm` 预定义了三种格式用于 `\theoremstyle{plain}` 和 LATEX 原始的格式一致；`definition` 使用粗体标签、正体内容；`remark` 使用斜体标签、正体内容。

以上部分在 `scutthesis.cls` 文件最后一部分设置。

`amsthm` 还提供了一个 `proof` 环境用于排版定理的证明过程。`proof` 环境末尾自动加上一个证毕符号：

证明：显然有

$$E = mc^2$$

证毕 □

`proof` 的大更多用法见参考文献[12]。`scutthesis.cls` 文件的最后，跟所有定理环境一样，只是把英文“Proof”改成中文“证明”。

3.7 参考文献

再次强调，使用其他参考文献管理软件的用户以及不使用任何软件的“裸奔”的用户不需要关注任何关于 `zotero` 的东西。

关于参考文献这块，很多同学有疑问。只有记住一点：不管用什么参考文献管理工具，最终目的是生成一个 `bib` 文件，`bib` 文件里是特定格式的文献信息。`bib` 文件当作文本打开，里面就是文献的元数据。

通常学位论文参考文献是基于 BibTeX 进行的，本模板使用的是 BibLaTeX，或者叫 Biber。关于这部分知识可参考文献[12-13] 的第六章，6.1 节参考文献和 BIBTEX 工具。所以使用 TeXstudio 或者 vscode 的时候需要注意调整正确的参数进行编译。

引用前手动加空格，如：

引用前没有加空格[12-13] 的第六章，引用后面有空格。

引用前手动加空格 [12-13] 的第六章，引用后面有空格。

手写方括号 [6]。引用后面没空格。

生成方括号 [14]。引用后面没空格。

参考文献引用和著录是基于 ZOTERO 这个软件进行的。视频教程见[14]。此外，为了符合毕业论文撰写规范，需设置参数。按照视频教程安装完必要的插件（如 Better BibTeX）后，在编辑->首选项进行设置。图3-8到图3-18所示的是我的 zotero 软件设置。

其中最重要的是3-17的设置要排除的选项，多余的显示会让审稿人反感，按照论文撰写规范进行即可。在毕业论文撰写时，在编辑->首选项->Better BibLTeX->Fields中，Fields to omit from export 填 month,abstract,note,extra,file,keywords,type,url,doi，就是在参考文献著录中排除这些多余的项，避免过于复杂。而在写本模板使用说明时，没有排除 url，因为很多参考资料是网页。

使用zotero，有时候科学上网很重要。

在 zotero 软件点击文件-> 导出文献库，如图3-19所示，再在导出对话框图3-20选择导出格式为 Better BibLaTeX，同时勾选 Keep updated 选项保持自动更新，再点击 ok，在弹出的对话框图3-21确定保存路径和文件名，例如我的是 MyLibrary.bib，这也是我整个读书生涯的文献库 bib 文件。如果写小论文的话通常导出格式是 BibTeX 或者 Better BibTeX（这里按照期刊的要求来即可，文献管理软件的好处就是快速自动生成一个文件库）。关于 BibTeX 和 BibLaTeX 的区别这里不做展开。

得到文献库后，在 scuthesis.tex 文件第九行使用\addbibresource 命令，添加文献库。引用某文献时秩序在 zotero 选中某文献条目，然后按 Ctrl+Shift+C，复制引用关键字（Citation Key）到剪切板（快捷键可自定义）。然后在 tex 文件编辑界面直接粘贴，默认的时上标形式，若需要非上标形式，可以改为\parencite{xxx}，其中 xxx 是 Citation Key。这里的操作和认为设置的首选项参数有关，需要在编辑->首选项->导出界面的默认格式一栏选中相应的项，同时在编辑->首选项->高级->快捷键设置为默认值。

2020 年 12 月 2 日测试：下载最新 zotero，从知网和谷歌捕获文献（刚打开网页最好稍等一会儿再点击插件，谷歌可能需要现人机验证），对文献[15]、[16] 进行引用。

2021 年 9 月 14 日测试：使用 endnote 的用户也可以利用导出的 bib 文件生成参考文献著录信息，导出选项是 bibTeX，貌似没有更多导出设置选项。导出设置没有 zotero 那么灵活丰富，得到 bib 文件后要引用某论文需要自行查找标签（label，也有软件叫引用关键字 Citation Key）{xxx} 然后手打\cite{xxx}。欢迎熟悉 endnote 的同学来信告诉我更好的办法。

2023 年 3 月 8 日测试：参考文献管理软件经常更新，但还是那句话，无论什么工

具，最终得到 bib 文件即可，在期刊的文章页或者谷歌学术搜索页，只需要复制/下载 bibtex 的内容。得到这些元数据后甚至自己往 bib 文件里加都可以。

2023 年 11 月测试。论文写完记得断掉 bib 文件自动更新，在 zotero 的插件 Better BibTeX 自动导出设置里删除不希望再继续同步到项。否则更改软件中的文献后，论文的 bib 文件也同步更改，但有时候这不是想要的。

另外有同学反映，换了电脑后重新导出的 bib 文件 Citation Key 值不同，记得设置好 Better BibTeX 之后，在著录条目界面全选著录（或仅选想更新的著录）然后右键选 Better BibTeX 更新 refresh 一下。然后在 Automatic export 选项点击 Export now 立即更新 bib 文件（按理说勾选了自动更新选项他会自动更新，但为了确保万无一失还是点一下）。

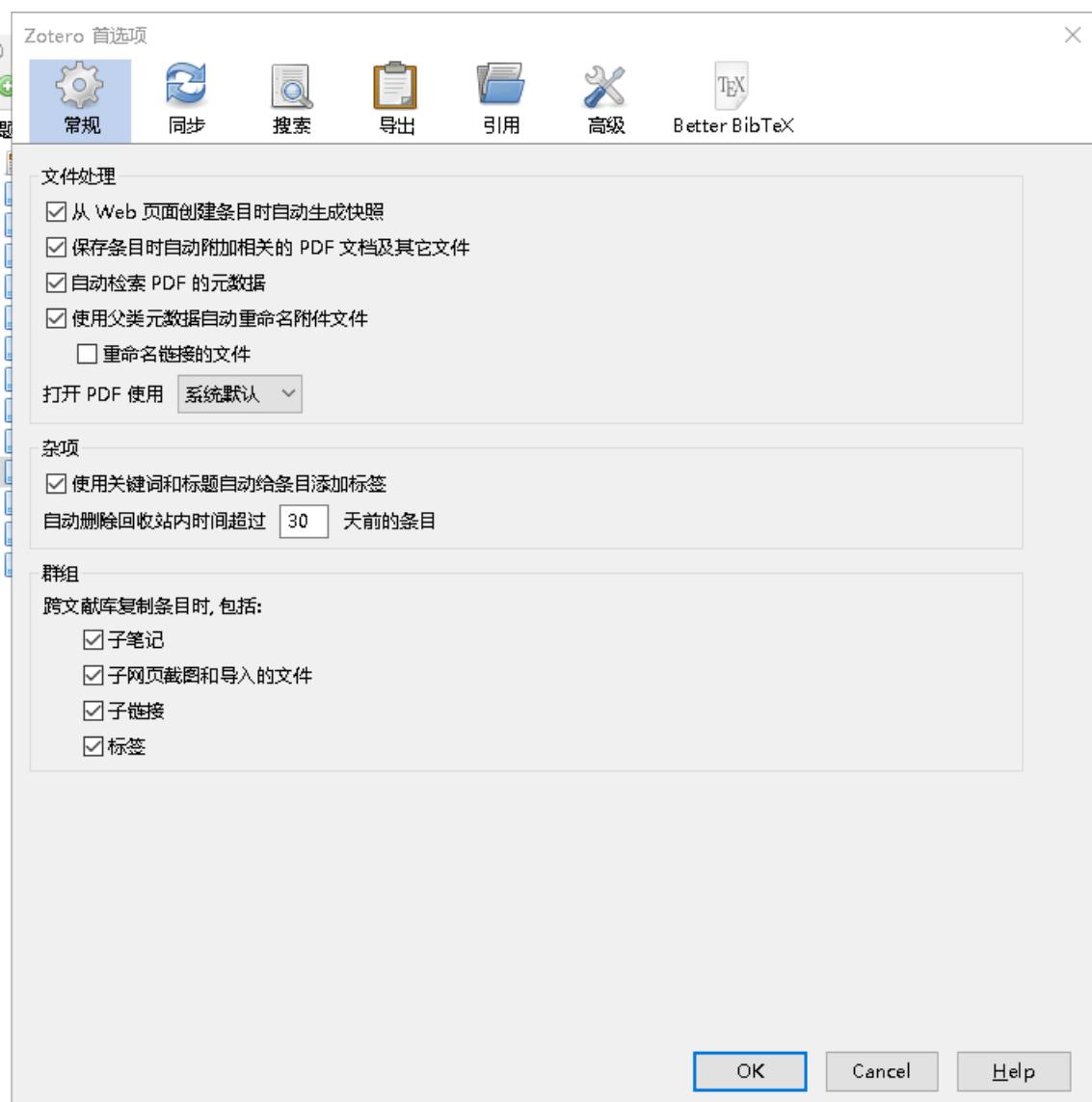


图 3-8 常规

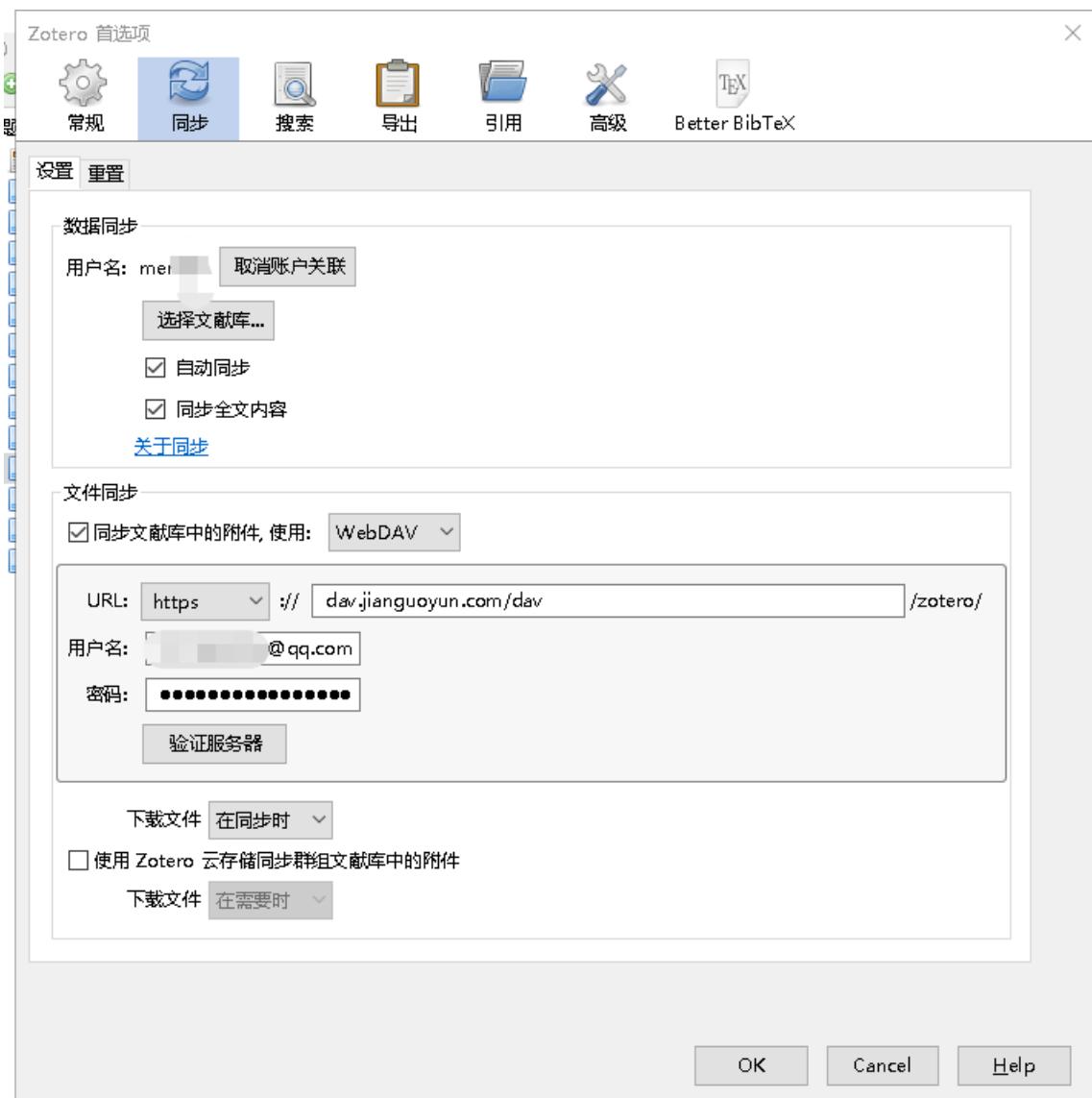


图 3-9 同步 1

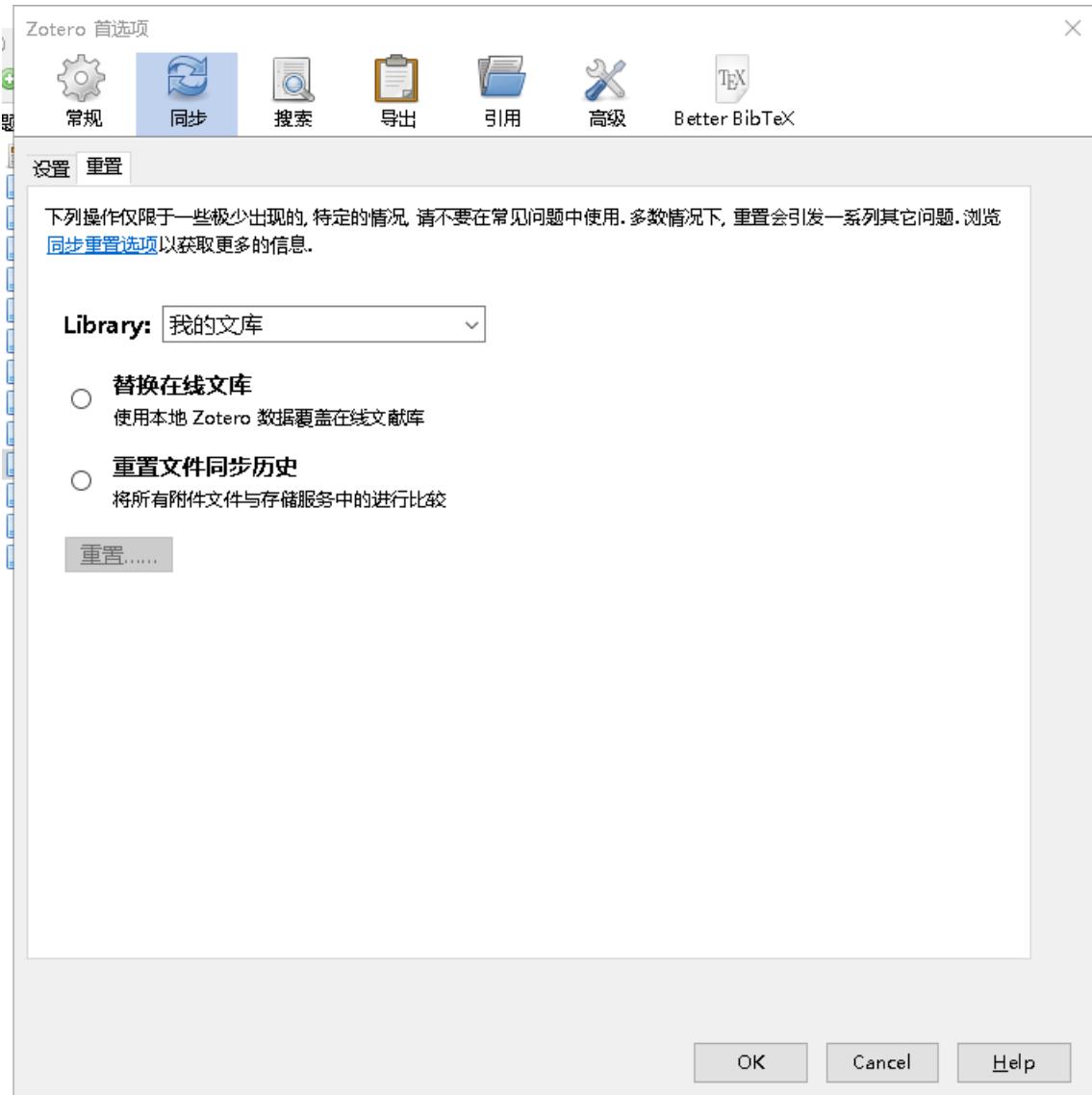


图 3-10 同步 2

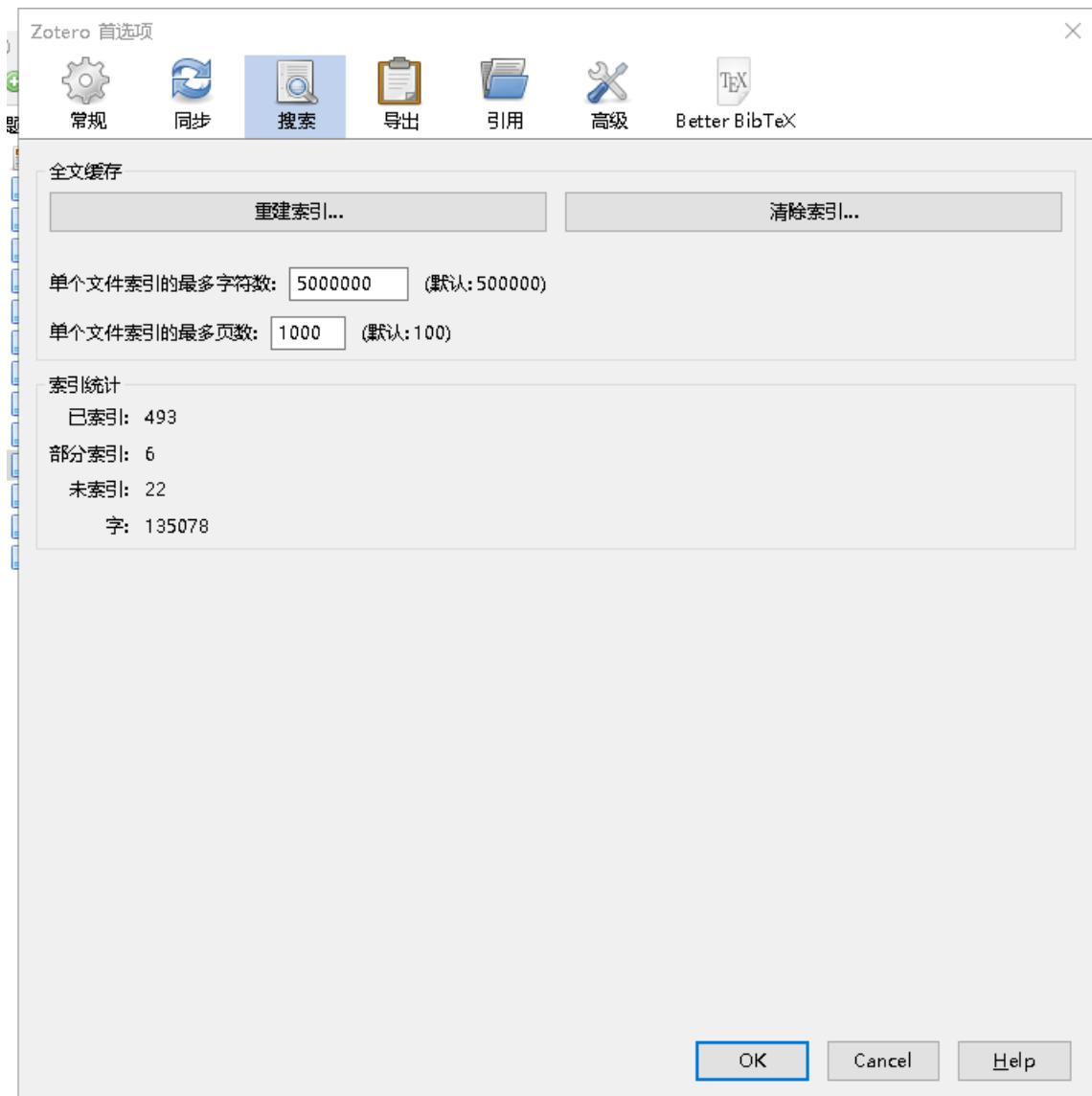


图 3-11 搜索

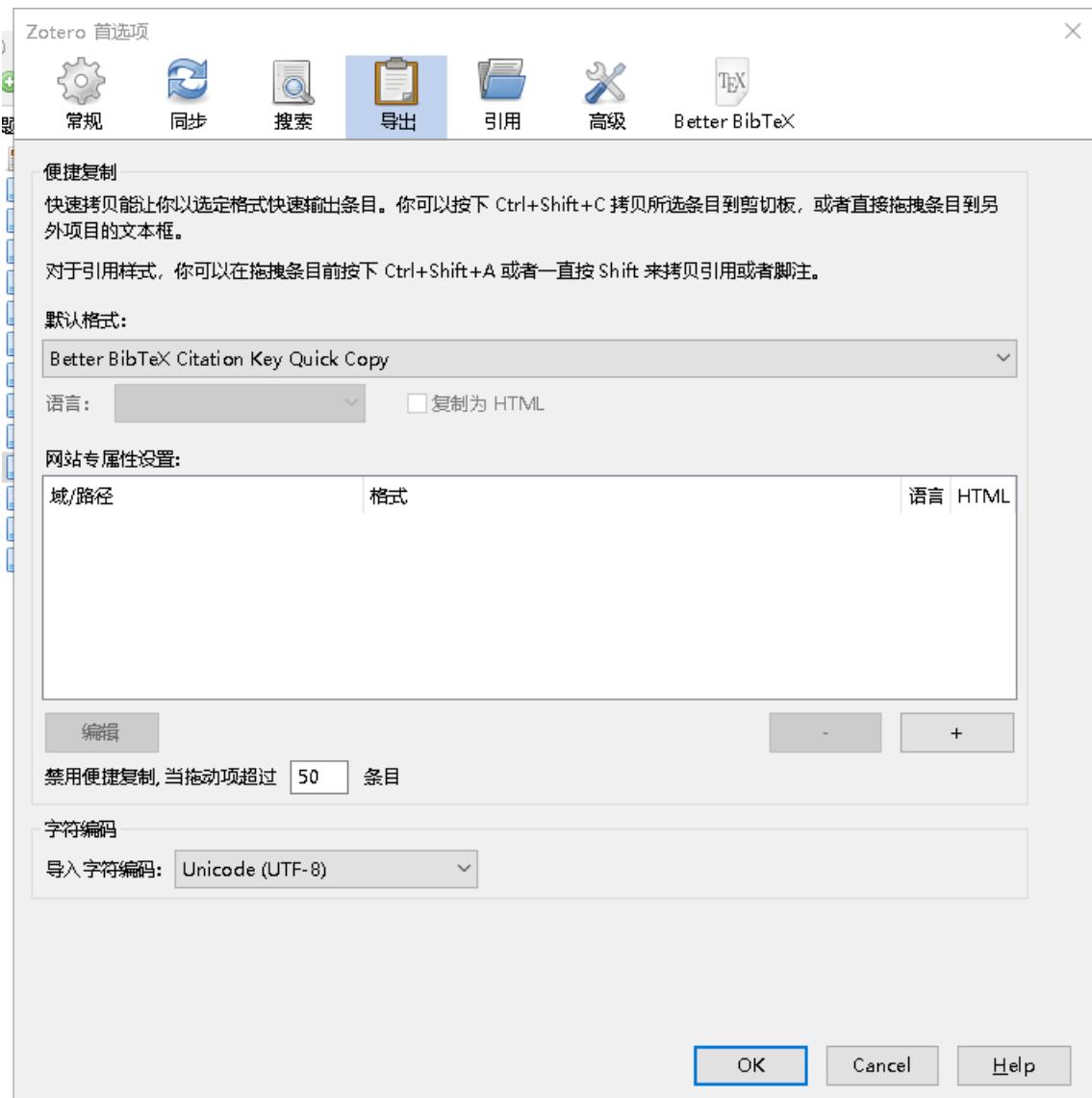


图 3-12 导出

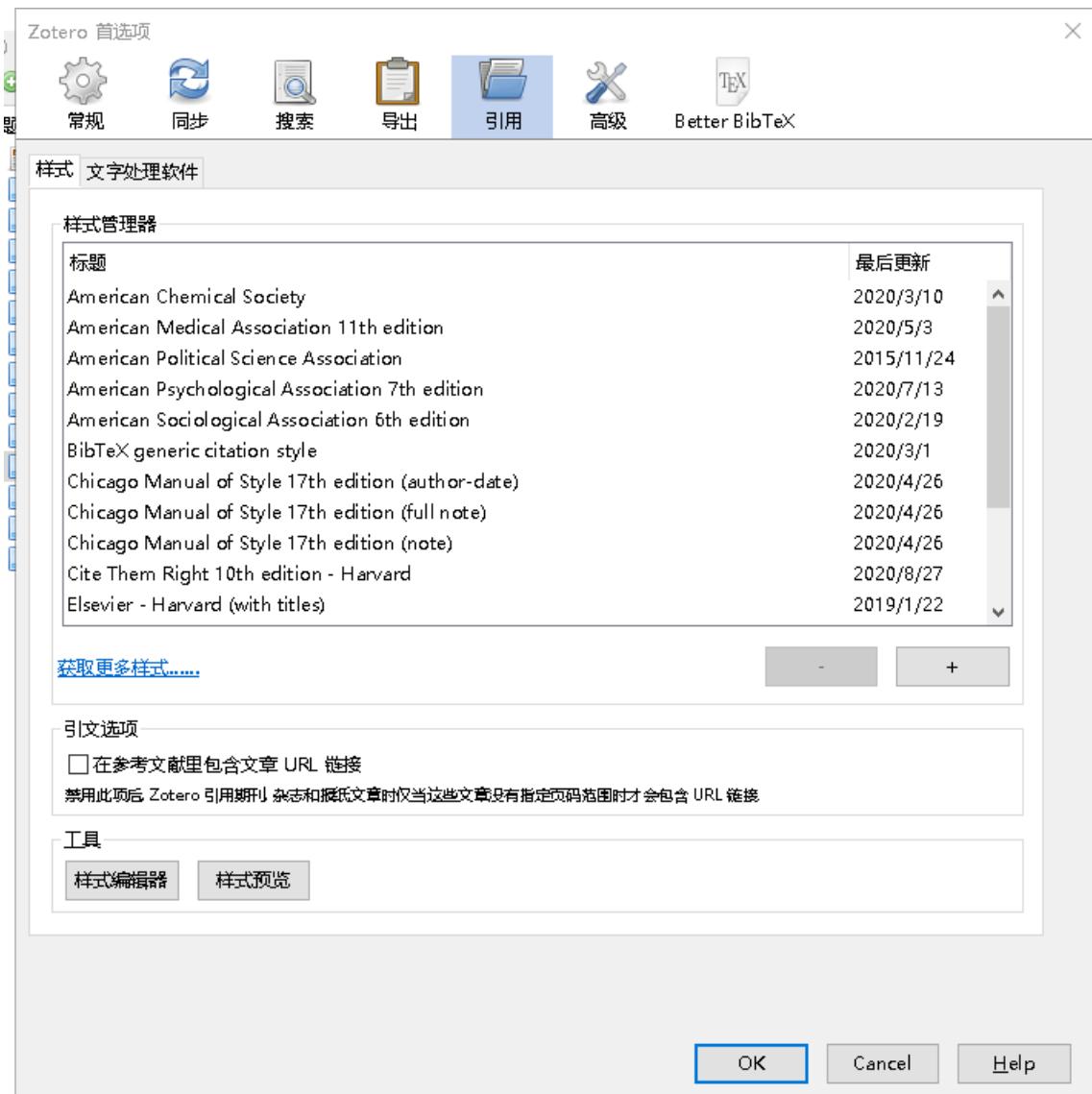


图 3-13 引用

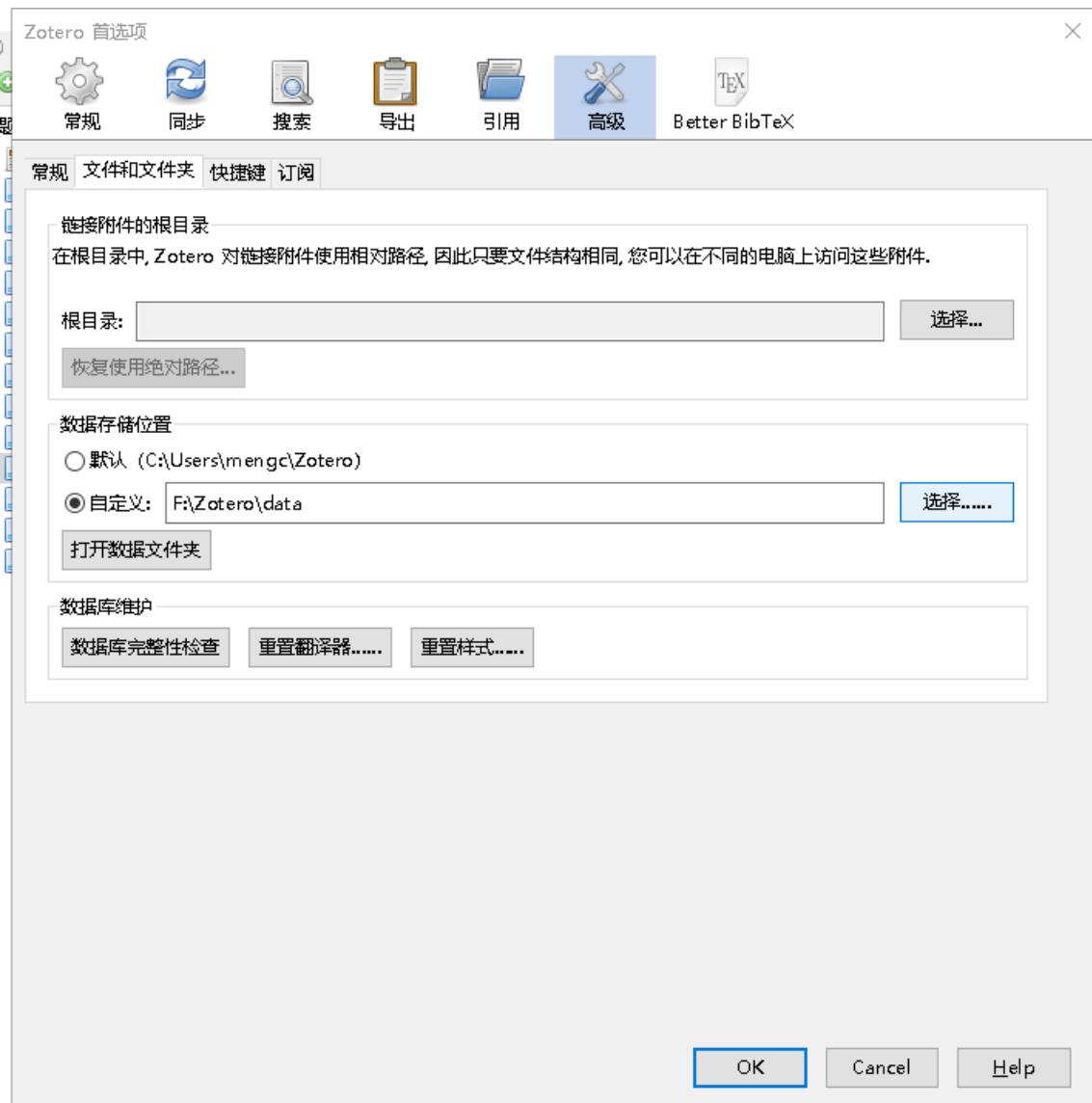


图 3-14 高级 1

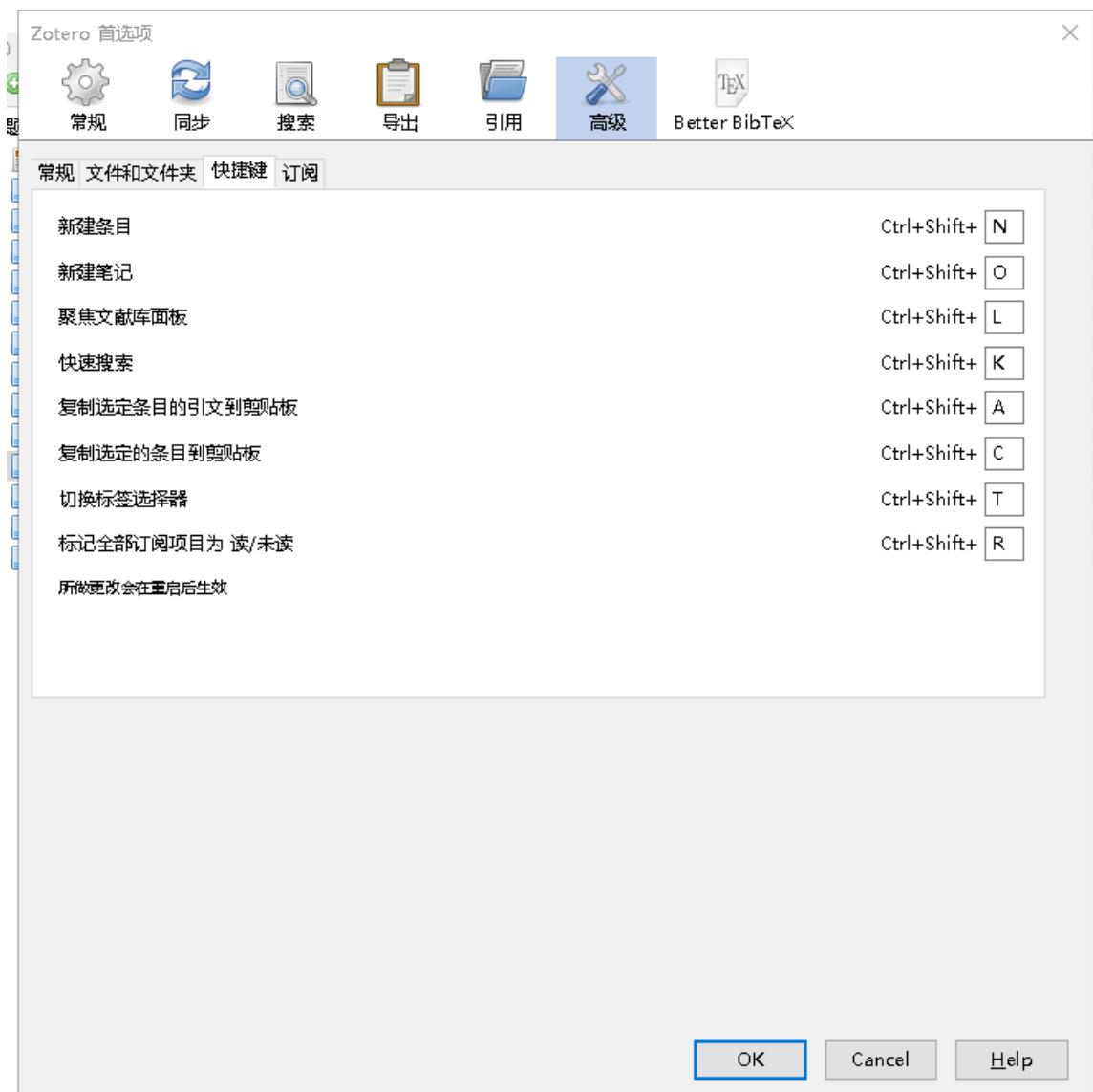


图 3-15 高级 2

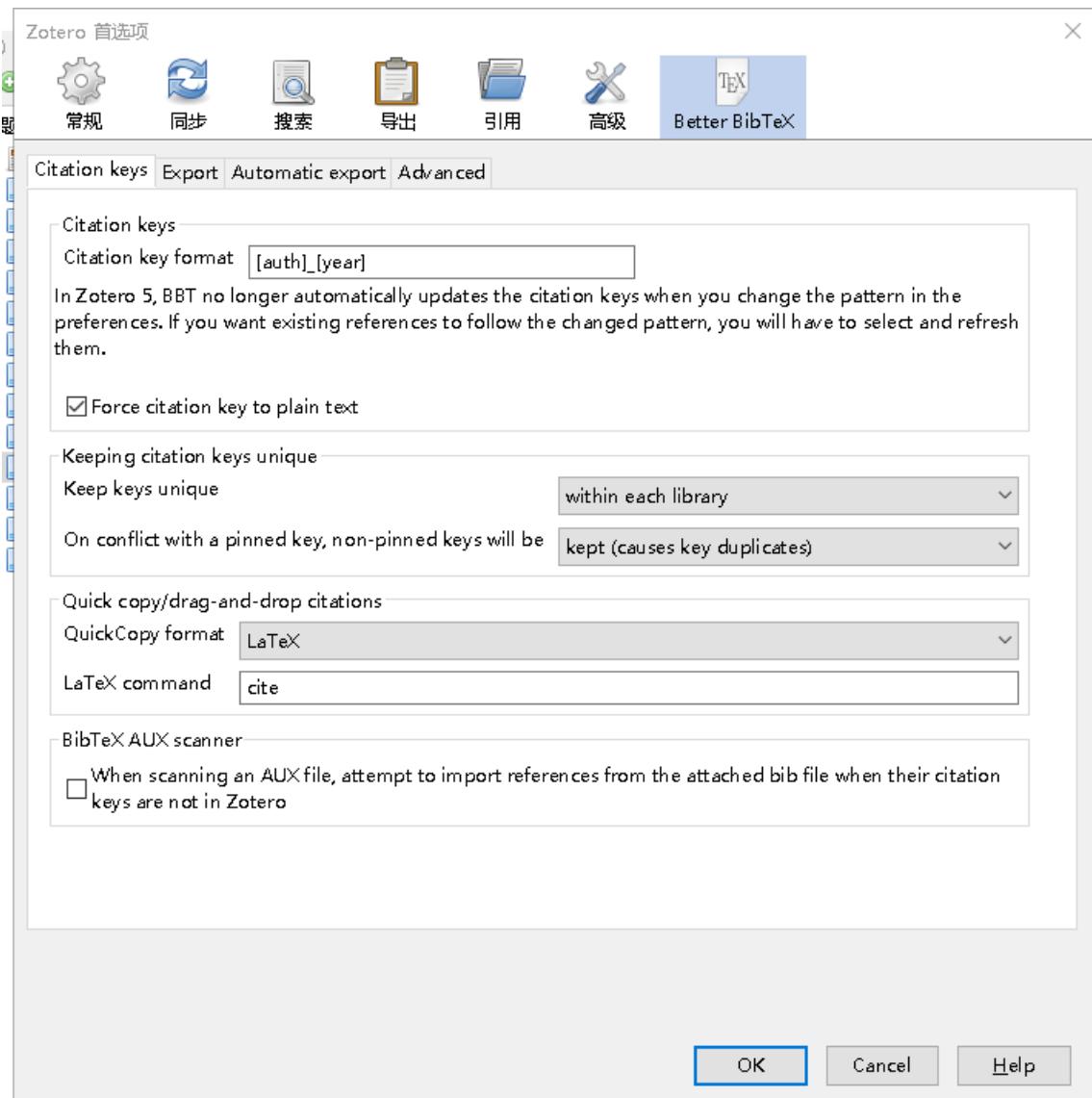


图 3-16 Better BibTeX1

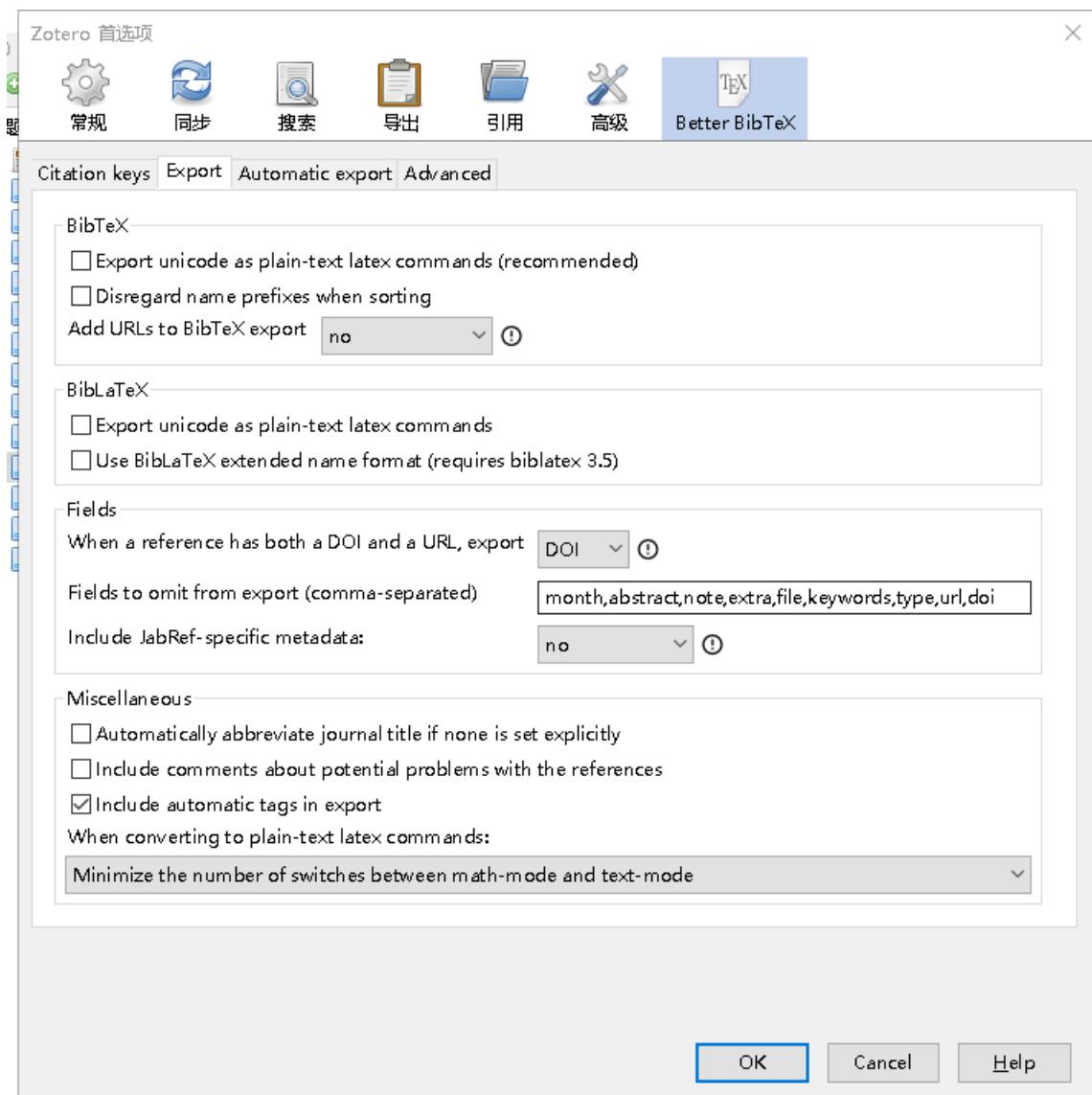


图 3-17 Better BibTeX2

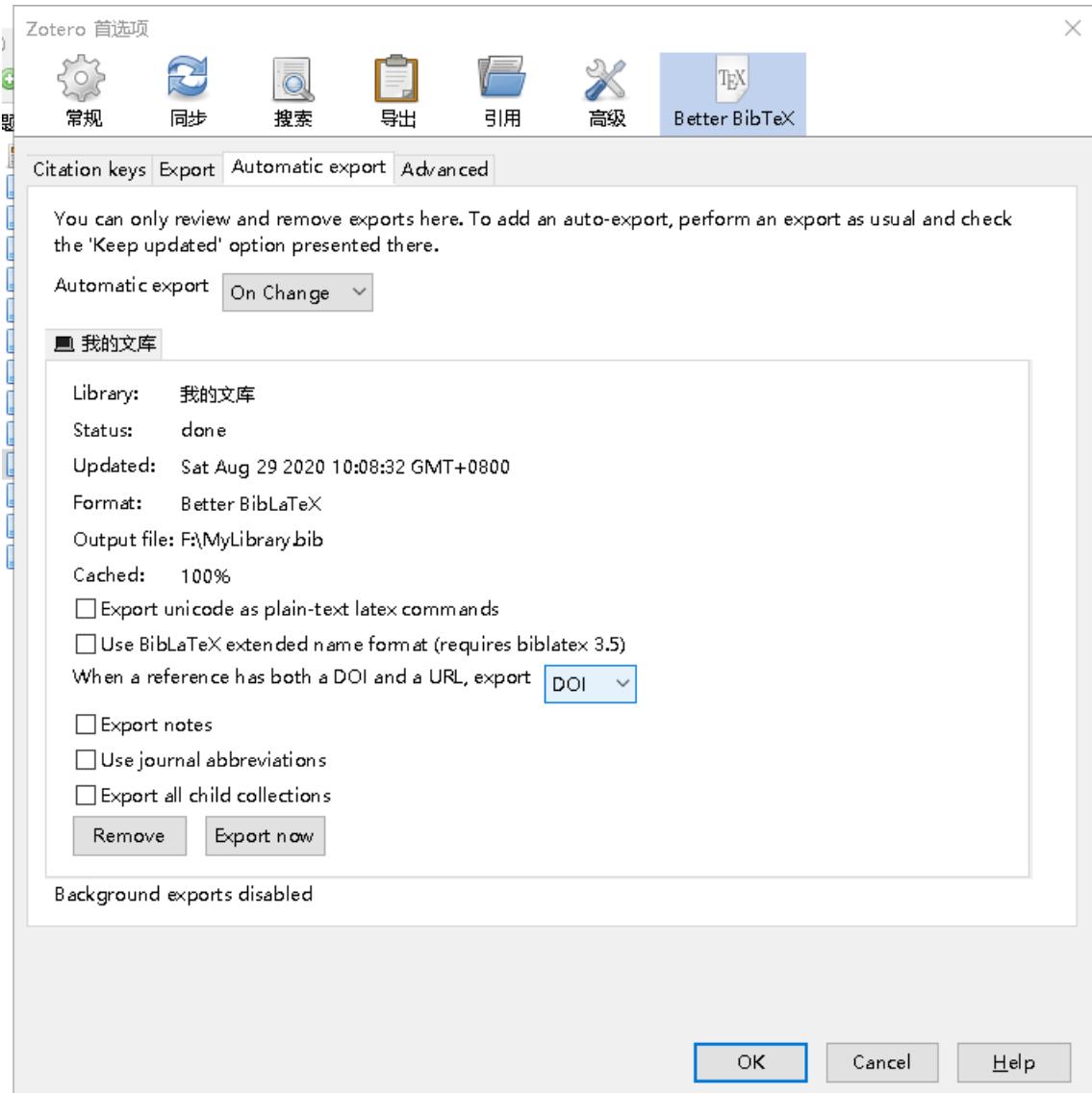


图 3-18 Better BibTeX3

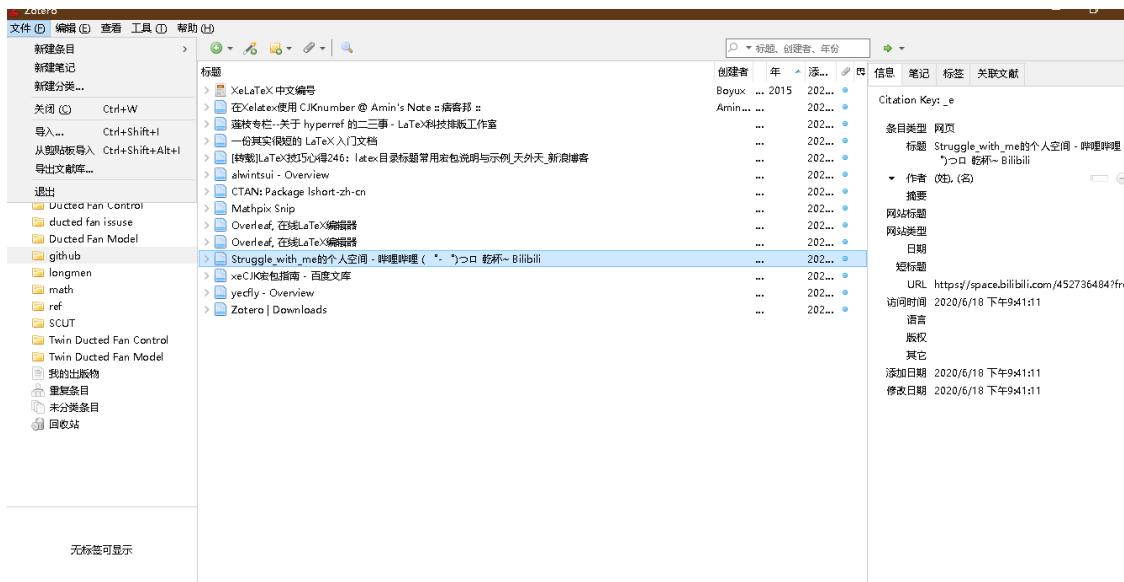


图 3-19 导出文献库

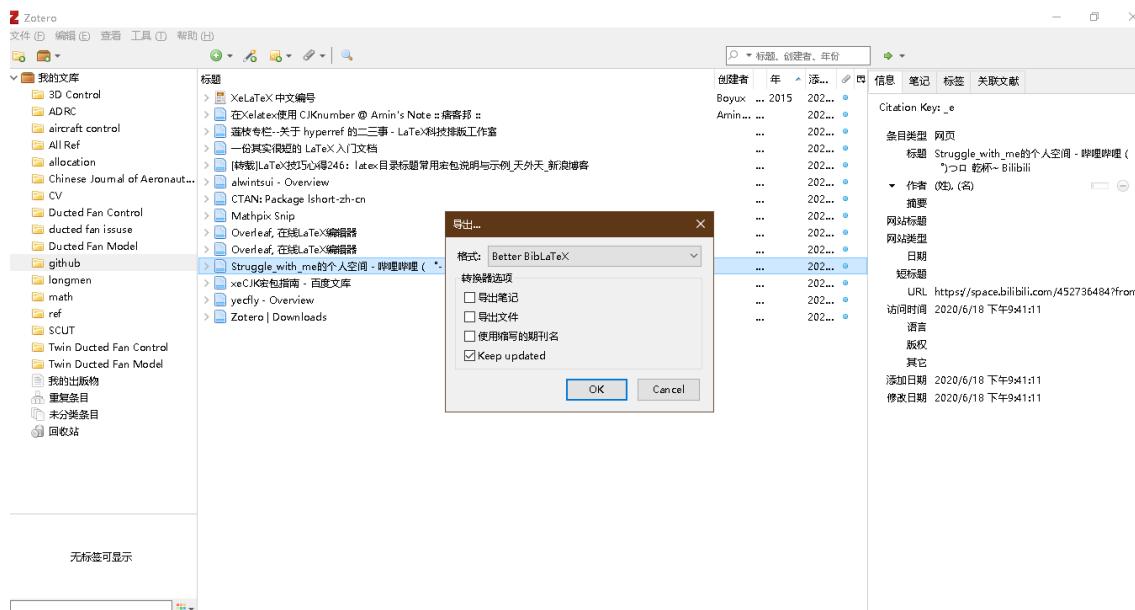


图 3-20 导出格式

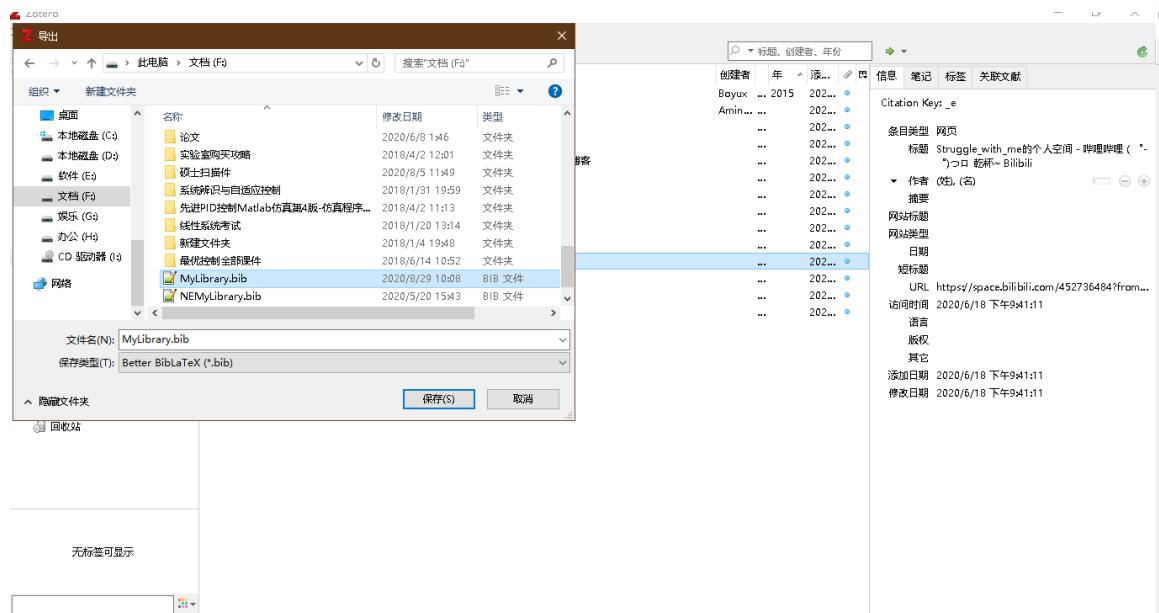


图 3-21 导出文件名

第四章 列举环境

以下资料来自宏包说明和网络，翻译不一定正确：

在 LaTeX 中有三种基本的列举(列表)环境，即 `enumerate`(编号)、`itemize`(分条目) 和 `description`(描述) 环境。调整 latex 的列表环境时，使用 `enumitem` 宏包可以方便的调整间距(注意区分包名和环境名)和自定义编号样式。

4.1 调整间距

三种基本环境无论哪一种，间距的调整都是一样的。调整间距的参数命令包括两类：垂直间距和水平间距。各种距离的定义如图4-1所示。下图的来源一直找不到，可能是旧版本的宏包说明，新版已经删掉了下面的注释了。

现先总结出所推荐的间距设置，无编号的：

```
\begin{itemize}[topsep = 0 pt, itemsep= 0 pt, parsep=0pt, partopsep=0pt, leftmargin=36 pt, itemindent=0pt, labelsep=6pt, listparindent=24pt]
    \item 第一项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
          内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
    \item 第二项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
          内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
\end{itemize}
```

效果：

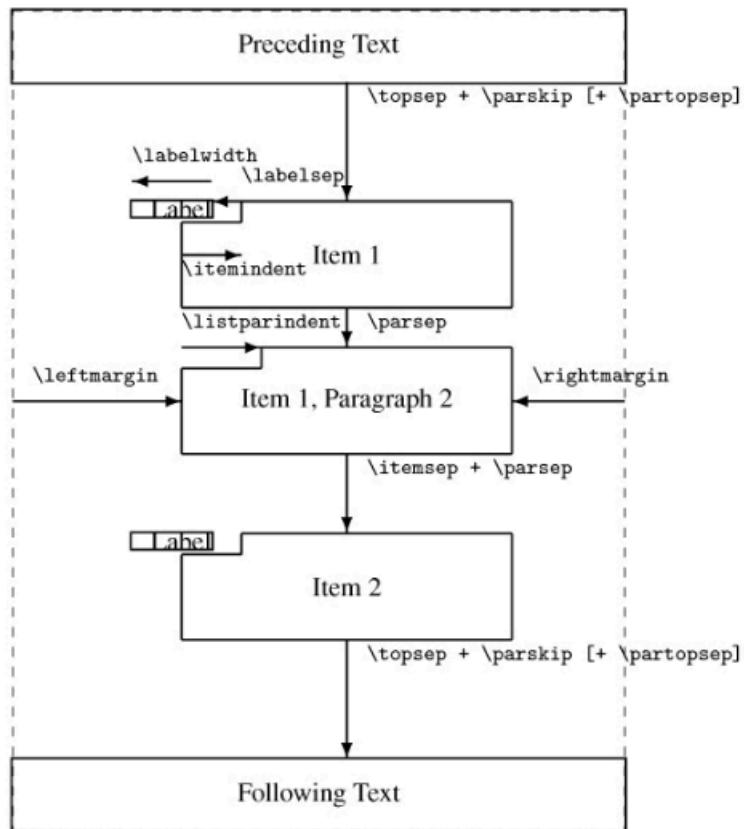
- 第一项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
- 第二项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容

有编号的：

```
\begin{enumerate}[topsep = 0 pt, itemsep= 0 pt, parsep=0pt, partopsep=0pt, leftmargin =44pt, itemindent=0pt, labelsep=6pt, label=(\arabic*)]
    \item 第一项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
          内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
    \item 第二项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
          内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
\end{enumerate}
```

效果：

- (1) 第一项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容



`\topsep` rubber space between first item and preceding paragraph.

`\partopsep` extra rubber space added to `\topsep` when environment starts a new paragraph.

`\itemsep` rubber space between successive items.

`\parsep` rubber space between paragraphs within an item.

`\leftmargin` space between left margin of enclosing environment (or of page if top-level list) and left margin of this list. Must be non-negative. Its value depends on the list level.

`\rightmargin` similar to `\leftmargin` but for the right margin. Its value is usually 0pt.

`\listparindent` extra indentation at beginning of every paragraph of a list except the one started by `\item`. Can be negative, but is usually 0pt.

`\itemindent` extra indentation added to the horizontal indentation of the text part of the first line of an item. The starting position of the label is calculated with respect to this reference point by subtracting the values of `\labelsep` and `\labelwidth`. Its value is usually 0pt.

`\labelwidth` the nominal width of the box containing the label. If the natural width of the label is $\leq \labelwidth$, then by default the label is typeset flush right inside a box of width `\labelwidth`. Otherwise, a box of the natural width is employed, which causes an indentation of the text on that line. It is possible to modify the way the label is typeset by providing a definition for the `\makelabel` command.

`\labelsep` the space between the end of the label box and the text of the first item. Its default value is 0.5em.

图 4-1 enumitem 包对各种间距的定义

内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容

(2) 第二项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容

内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容

下面两节分别讨论参数设置规则。

4.1.1 垂直间距

摘抄宏包说明：

- `topsep` 控制列表环境与上文之间的距离。第一项和前一段之间的空间。
- `itemsep` 条目之间的距离
- `parsep` 条目里面段落之间的距离
- `partopsep` 条目与下面段落的距离。当环境开始一个新段落时，额外的空间被添加到 `\topsep`。

论文中希望上述距离都为 0pt，如：

```
\begin{itemize}[topsep = 0 pt, itemsep= 0 pt, parsep=0pt, partopsep=0pt]
    \item 第一项。
    \item 第二项
    \item 第三项。
\end{itemize}
```

效果为：

- 第一项。
- 第二项
- 第三项。

4.1.2 水平间距

水平间距调整比较复杂，对照宏包说明给出的图，下面内容参考了宏包原文和网络资料：

- 为页面的左边距) 和该列表的左边距之间的空间。必须是非负数。它的值取决于表，则为页面的左边距) 和该列表的左边距之间的空间。必须是非负数。它的值取决于列表级别。
- `rightmargin` 列表环境右边的空白长度。类似于 `\leftmargin` 但用于右边距。它的值通常是 0pt。
- `labelsep` 标号与列表第一项文本左侧的距离。标签框的末尾和第一项的文本之间的空间。它的默认值为 0.5 em。
- `itemindent` 条目的缩进距离。添加到项目第一行文本部分的水平缩进的额外缩进。通过减去 `labelsep` 和 `labelwidth` 的值，相对于该参考点计算标签的起始位置。它的值通常是 0pt。注：理解这个变量时，查看图4-1的顺序应该按照箭头从左到右，先 `leftmargin` 再 `itemindent`，然后再 `labelsep`，最后 `labelwidth`。即箭头的起始点是

基准点。若 itemindent=0pt，则 leftmargin-labelsep-编号长度的结果就是编号起始位置。

- labelwidth 包含标签的框的标称宽度。如果标签的自然宽度为 <labelwidth>, 则默认情况下，标签在宽度为 (labelwidth) 的框内右对齐排版。否则，使用自然宽度的框，这会导致该行上的文本缩进。可以通过为 \makelabel 命令提供定义来修改标签的排版方式。
- listparindent 条目下面段落的缩进距离。除了以 litem 开头的段落之外，列表的每个段落的开头都有额外的缩进。可以为负数，但通常为 0pt。

无编号的水平间距，给出两张方案

第一种：

- 第一项。内容
- 第二项。内容

第二种：

- 第一项。内容
- 第二项。内容

推荐第一种。

有编号的水平间距，下面给出三种方案：注：labelsep 是某一项文字和编号框的距离，一般就设为一个空格 6pt，要使编号左侧缩进两格，itemindent-labelsep 要等于编号长度。注意编号是右对齐，向左扩展的。

第一种方案是整体右移两格，文字距离编号一个空格，然后第二行文字和第一行对齐：

- (1) 第一项。内容
- (2) 第二项。内容

第二种方案是和论文撰写规范的格式一样，注意不是论文撰写规范规定的格式，规

范里没有规定这些格式。如：

(1) 第一项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容

(2) 第二项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容

第三种方案是整体右移两格，文字距离编号一个空格，第二行文字不再右移：

(1) 第一项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容

(2) 第二项。内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容
内容内容内容内容内容内容内容内容内容内容

推荐第一种。

4.2 enumerate 标签样式

除上述小括号数字的编号方法外，还有斜体字母等。在使用 `enumerate` 的时候，label 的问题就是使用计数的字符，是阿拉伯数字、罗马、中文、还是希腊字符的问题。

4.2.1 小括号阿拉伯数字

- 1) 第一项。
- 2) 第二项
- 3) 第三项。

4.2.2 斜体字母

- a. 第一项。
- b. 第二项
- c. 第三项。

4.2.3 大写罗马字母

- (I) 第一项。
- (II) 第二项
- (III) 第三项。

结 论

本文主要是展示如何使用修改“祖传模板”得到的新模板，在使用时直接替换成自己的论文内容即可。

本模板难免有不足之处，主要是我本人的论文涉及的格式有限，有些地方没探索到自然就没去设置。比如附录，附录的图文并茂等等，我本人是没有研究的，这里仅仅做了一些初步的工作，不过对很多同学来说本模板是够用的。希望有能帮助到华工的同学们，有不足之处请多多理解，可以通过邮件联系我，我会尽量回复。

参考文献

- [1] Alwintsui - Overview[EB/OL]. GitHub. <https://github.com/alwintsui>.
- [2] Yecfly - Overview[EB/OL]. GitHub. <https://github.com/yecfly>.
- [3] Hassanalian M, Abdelkefi A. Classifications, Applications, and Design Challenges of Drones: A Review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 91: 99-131.
- [4] Pflimlin J M, Binetti P, Trouchet D, et al. Aerodynamic Modeling and Practical Attitude Stabilization of a Ducted Fan Uav[C]//2007 European Control Conference (ECC). Kos, Greece: IEEE, 2007: 4023-4029.
- [5] Pflimlin J M, Soueres P, Hamel T. Position Control of a Ducted Fan VTOL UAV in Cross-wind[J]. International Journal of Control, 2007, 80(5): 666-683.
- [6] Fan W, Xiang C, Xu B. Modelling, Attitude Controller Design and Flight Experiments of a Novel Micro-Ducted-Fan Aircraft[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2018, 10(3).
- [7] Manzoor T, Xia Y, Zhai D H, et al. Trajectory Tracking Control of a VTOL Unmanned Aerial Vehicle Using Offset-Free Tracking MPC[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020.
- [8] Smeur E J J, de Croon G C H E, Chu Q. Cascaded Incremental Nonlinear Dynamic Inversion for MAV Disturbance Rejection[J]. Control Engineering Practice, 2018, 73: 79-90.
- [9] Wang X, van Kampen E J, Chu Q, et al. Stability Analysis for Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(5): 1116-1129.
- [10] Likhachev M, Gordon G, Thrun S. ARA*: Anytime a* with Provable Bounds on Suboptimality[C]//: vol. 16. 2003.
- [11] Härkegård O, Glad S T. Resolving Actuator Redundancy—Optimal Control vs. Control Allocation[J]. Automatica, 2005, 41(1): 137-144.
- [12] CTAN: Package Lshort-Zh-Cn[EB/OL]. <https://ctan.org/pkg/lshort-zh-cn>.
- [13] 一份其实很短的 LaTeX 入门文档[EB/OL]. 始终. <https://liam.page/2014/09/08/latex-introduction/index.html>.
- [14] Struggle_with_me 的个人空间 - 哔哩哔哩 (°- °) つロ 乾杯 ~ Bilibili[EB/OL]. <https://space.bilibili.com/452736484?from=search&seid=12208069428001748893>.
- [15] Renduchintala A, Jahan F, Khanna R, et al. A Comprehensive Micro Unmanned Aerial

- Vehicle (UAV/Drone) Forensic Framework[J]. Digital Investigation, 30: 52-72.
- [16] Milz D. Design and Evaluation of a Unified Control Framework for Electric Vertical Take-off and Landing Vehicles[D]. Technical University of Munich, 2020.

附 录 1

在论文撰写规范中，下面两段话让人费解：

1. 对需要收录于学位论文中但又不适合书写于正文中的附加数据、方案、资料、详细公式推导、计算机程序、统计表、注释等有特色的内容，可做为附录排写，序号采用“附录 1”、“附录 2”等。
2. 公式序号按章编排，如第一章第一个公式序号为“(1-1)”，附录 2 中的第一个公式为“(2-1)”等。

论文撰写规范要求的附录和通常书籍上使用附录 A、附录 B 等编号的不一样，容易和正文混淆。特殊的要求和代码的耦合，使我不得不使用比较笨的方法来设计附录部分的模板。这部分还需要有附录需求的同学来完善，为了目录中美观且不命名冲突，还是不在附录使用图表。

1.1 测试一级标题 section

1.1.1 测试二级标题 subsection

1.1.1.1 测试三级标题 subsubsection

测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试
测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试测试测试测试测试
测试测试测试测试

$$\begin{cases} \dot{v}_1(t) = v_2(t) \\ \dot{v}_2(t) = R^2 \left(-\zeta_1 [v_1(t) - v_c(t)]^\alpha - \zeta_2 \left[\frac{v_2(t)}{R} \right]^\beta \right) \end{cases} \quad (1-1)$$

$$\begin{cases} \dot{v}_1(t) = v_2(t) \\ \dot{v}_2(t) = R^2 \left(-\zeta_1 [v_1(t) - v_c(t)]^\alpha - \zeta_2 \left[\frac{v_2(t)}{R} \right]^\beta \right) \end{cases} \quad (1-2)$$

1.2 测试测试测试

1.2.1 测试测试测试

测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试
 测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试

附 录 2

在论文撰写规范中，下面两段话让人费解：

1. 对需要收录于学位论文中但又不适合书写于正文中的附加数据、方案、资料、详细公式推导、计算机程序、统计表、注释等有特色的内容，可做为附录排写，序号采用“附录 1”、“附录 2”等。
2. 公式序号按章编排，如第一章第一个公式序号为“(1-1)”，附录 2 中的第一个公式为“(2-1)”等。

论文撰写规范要求的附录和通常书籍上使用附录 A、附录 B 等编号的不一样，上述要求最终的效果是这些编号容易和正文的混淆。特殊的要求和代码的耦合，使我不得不使用比较笨的方法来设计附录部分的模板。这部分还需要有附录需求的同学来完善，为了目录中美观且不命名冲突，还是不在附录使用图表。

2.1 测试测试测试

2.1.1 测试测试测试

测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试测试

$$\begin{cases} \dot{v}_1(t) = v_2(t) \\ \dot{v}_2(t) = R^2 \left(-\zeta_1 [v_1(t) - v_c(t)]^\alpha - \zeta_2 \left[\frac{v_2(t)}{R} \right]^\beta \right) \end{cases} \quad (2-1)$$

$$\begin{cases} \dot{v}_1(t) = v_2(t) \\ \dot{v}_2(t) = R^2 \left(-\zeta_1 [v_1(t) - v_c(t)]^\alpha - \zeta_2 \left[\frac{v_2(t)}{R} \right]^\beta \right) \end{cases} \quad (2-2)$$

攻读博士/硕士学位期间取得的研究成果

一、已发表（包括已接受待发表）的论文，以及已投稿、或已成文打算投稿、或拟成文投稿的论文情况（只填写与学位论文内容相关的一部分）：

序号	作者（全体作者，按顺序排列）	题目	发表或投稿刊物名称、级别	发表的卷期、年月、页码	与学位论文哪一部分（章、节）相关	被索引收录情况
1						
2						

注：在“发表的卷期、年月、页码”栏：

1. 如果论文已发表，请填写发表的卷期、年月、页码；
2. 如果论文已被接受，填写将要发表的卷期、年月；
3. 以上都不是，请据实填写“已投稿”，“拟投稿”。

不够请另加页。

二、与学位内容相关的其它成果（包括专利、著作、获奖项目等）

致 谢

这次你离开了没有像以前那样说再见, 再见也他妈的只是再见
我们之间从来没有想象的那么接近, 只是两棵树的距离
你是否还记得山阴路我八楼的房间, 房间里唱歌的日日夜夜
那么热的夏天你看着外面, 看着你在消逝的容颜
我多么想念你走在我身边的样子, 想起来我的爱就不能停止
南京的雨不停地下不停地下, 就像你沉默的委屈
一转眼, 我们的城市又到了夏天, 对面走来的人都眯着眼
人们不敢说话不敢停下脚步, 因为心动常常带来危险
我多么想念你走在我身边的样子, 想起来我的爱就不能停止
南京的雨不停地下不停地下, 有些人却注定要相遇
你是一片光荣的叶子, 落在我卑贱的心
像往常一样我为自己生气并且歌唱
那么乏力, 爱也吹不动的叶子

作者姓名

2020 年 7 月 10 日

于华南理工大学