

倾转旋翼机

飞行控制

QINGZHUAN XUANYIJI

FEIXING KONGZHI

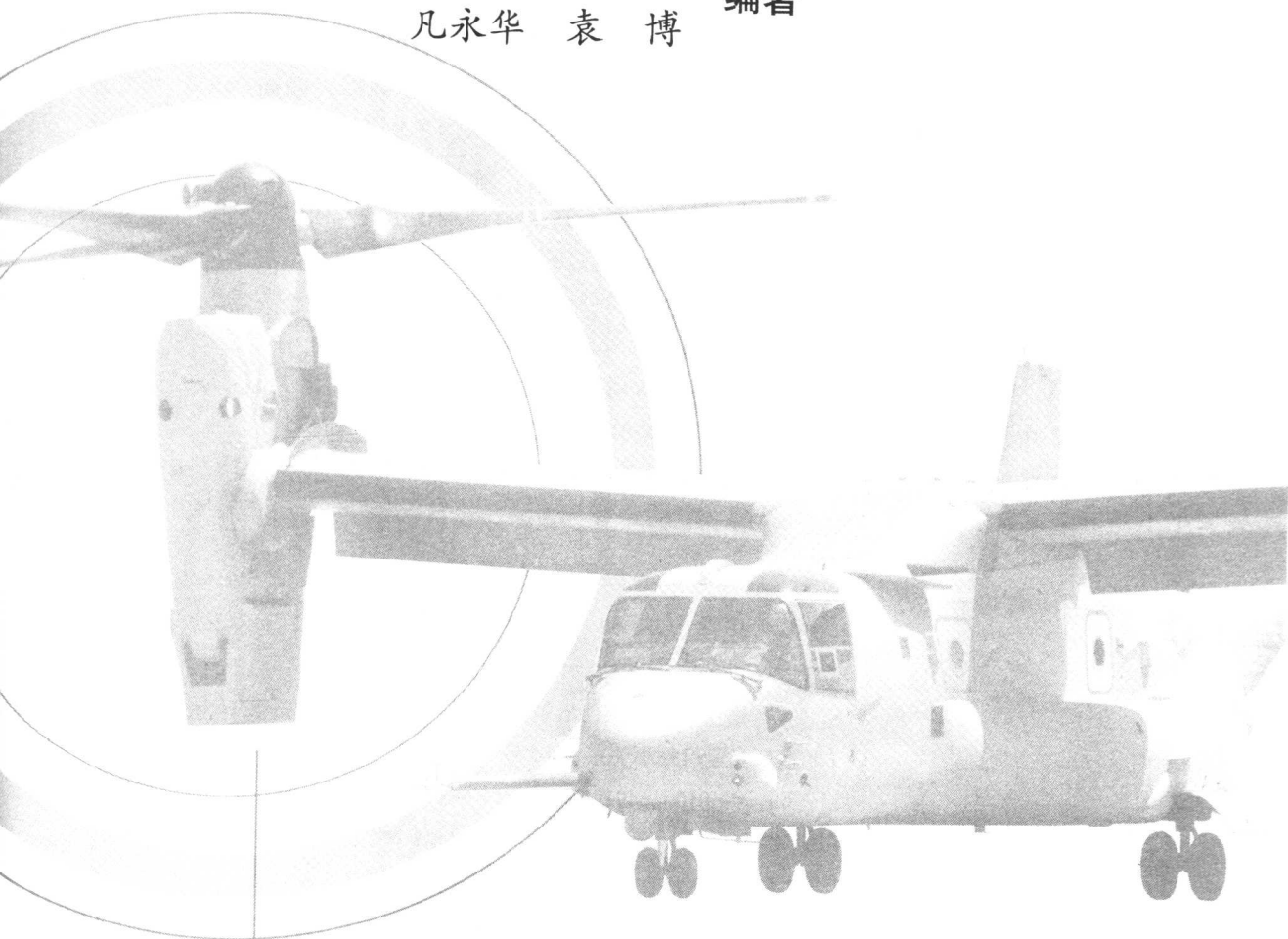
杨 军 吴希明 编著
凡永华 袁 博



航空工业出版社

倾转旋翼机飞行控制

杨 军 吴希明 编著
凡永华 袁 博



航空工业出版社

内 容 提 要

本书系统、全面地介绍了倾转旋翼机的发展、操纵与控制特性、数学模型建立与分析、飞行控制系统的设计方法。全书共分 12 章, 主要内容包括倾转旋翼机的操纵与控制关键技术、倾转旋翼机六自由度建模、倾转旋翼机动态分析、飞行控制系统设计及六自由度仿真、飞行控制系统现代设计方法等。

本书可供从事飞行器控制与飞行器设计相关专业的科研人员参考。

图书在版编目 (C I P) 数据

倾转旋翼机飞行控制/杨军等编著. —北京: 航空工业出版社, 2006. 6

ISBN 7 - 80183 - 734 - 7

I. 倾... II. 杨... III. 倾转翼飞机—飞行控制
IV. ①V275②V249

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2006) 第 048981 号

倾转旋翼机飞行控制

Qingzhuan Xuanyiji Feixing Kongzhi

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

发行部电话: 010 - 64919539 010 - 64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2006 年 6 月第 1 版

2006 年 6 月第 1 次印刷

开本: 787 × 1092 1/16

印张: 12.25

字数: 218 千字

印数: 1—1500

定价: 28.00 元

前 言

倾转旋翼机技术是当今世界直升机技术的突破性创新发展的体现，是一项高科技前沿领先技术。开展对倾转旋翼机等新型飞行器基础前沿技术研究具有重大的现实意义，不但可以提高我国国防建设水平，而且还将在我国经济建设中发挥重要作用。目前，美国、欧共体、日本、俄罗斯都在竞相发展倾转旋翼机，我们必须抓住这个技术发展上的历史机遇，迎头赶上，使我国在世界新世纪航空事业发展浪潮中，取得与大国地位相称的技术成就。

倾转旋翼机通过改变螺旋桨短舱转角，拉力矢量可以在 $0^{\circ} \sim -90^{\circ}$ 范围内转动，使它同时具有直升机垂直起降、空中悬停能力和固定翼飞机的高速巡航能力。与普通直升机相比，它具有更高的巡航速度和更强的空中输送能力；与普通固定翼飞机相比，它具有短距/垂直起降能力，不需要正规的跑道，因此，它更能满足不同任务的需求。但是由于倾转旋翼机在控制模式上既有拉力矢量控制又有空气舵控制，使得操纵控制变得非常复杂。从某种程度上说，如何解决拉力矢量/空气舵组合控制是倾转旋翼机飞行控制系统的关键技术之一。

倾转旋翼机采用拉力矢量与空气舵组合控制的关键技术难点主要表现在：

(1) 倾转旋翼机的拉力矢量控制下的数学模型描述。倾转旋翼机在控制方式上，既有空气舵控制又有拉力矢量舵控制；在飞行模式上既有直升机模式又有固定翼飞机模式，同时又存在着两者之间的过渡模式，因此，用统一的数学模型描述，即在拉力矢量控制下倾转旋翼机的六自由度建模，不但是倾转旋翼机的关键技术，而且还是进行倾转旋翼

机飞行控制系统设计的前提。

(2) 倾转旋翼机的飞行控制问题。应用控制理论进行带拉力矢量的控制律、气动舵面与拉力矢量控制偏角的权限分配及多余度可靠性、控制模态切换等一系列有关设计工作。

本书针对倾转旋翼机关键技术难题着重开展了倾转旋翼机统一建模与飞行控制系统设计和仿真工作。另外,初步尝试了利用现代控制理论设计倾转旋翼机飞行控制系统的研究工作。研究工作填补了国内在该领域的空白。该书不但可以作为该领域内专业研究人员的参考书籍,也可以为推力矢量控制飞行器设计人员提供借鉴。

本书是在“863”计划的支持下完成的,中航二集团602所徐敏、胡向东和赖水清等同志,以及西北工业大学的朱苏朋、朱学平、罗绪涛、樊方星等同志为此付出了辛勤劳动,在此一并表示感谢。本书的研究工作只是初步的,加之国内外相关资料相对较少,因此,文中所提观点难免偏颇,欢迎批评指正。

编 者

2006年5月12日

目 录	
第 1 章 绪论	(1)
1.1 倾转旋翼机概述	(1)
1.2 倾转旋翼机发展概况	(6)
1.3 倾转旋翼机关键技术分析及本书重点	(11)
第 2 章 倾转旋翼机操纵特性与控制方案	(13)
2.1 倾转旋翼机操纵机构	(13)
2.2 倾转旋翼机操纵控制方案	(18)
2.3 操纵特性分析	(20)
2.4 倾转旋翼机过渡段过渡转换方案	(21)
第 3 章 倾转旋翼机的数学模型	(24)
3.1 坐标轴系定义及其变换	(24)
3.2 倾转旋翼机静力特性分析	(29)
3.3 倾转旋翼机的六自由度模型	(32)
3.4 倾转旋翼机过渡段小扰动线性化模型	(34)
第 4 章 倾转旋翼机动态特性分析	(41)
4.1 直升机主要运动模态	(41)
4.2 固定翼飞机运动模态	(43)
4.3 倾转旋翼机纵向运动模态分析	(45)
4.4 倾转旋翼机横侧向运动模态分析	(54)
4.5 倾转旋翼机运动耦合分析	(62)



第 5 章 倾转旋翼机飞行控制系统	(64)
5.1 倾转旋翼机自动驾驶仪结构及原理	(64)
5.2 倾转旋翼机增稳系统	(65)
5.3 倾转旋翼机姿态角控制回路	(69)
5.4 倾转旋翼机纵向高度控制回路	(69)
5.5 倾转旋翼机速度控制回路	(70)
5.6 倾转旋翼机飞行控制系统设计方法	(70)
第 6 章 倾转旋翼机姿态角运动控制	(73)
6.1 俯仰角控制系统	(74)
6.2 倾转旋翼机横向通道设计	(78)
6.3 倾转旋翼机偏航通道设计	(81)
第 7 章 倾转旋翼机质心控制系统与分析	(85)
7.1 倾转旋翼机高度控制与稳定系统	(85)
7.2 倾转旋翼机速度控制回路	(92)
第 8 章 倾转旋翼机六自由度仿真与分析	(100)
8.1 过渡段定功率转换仿真	(100)
8.2 倾转旋翼机由直升机模式到平飞模式过渡仿真	(109)
8.3 仿真分析	(115)
第 9 章 倾转旋翼机飞行控制系统参数空间法设计	(116)
9.1 参数空间法的概述	(116)
9.2 多模系统参数空间方法	(117)
9.3 连续区间线性系统参数空间方法	(120)
9.4 利用参数空间法设计控制器	(121)
9.5 倾转旋翼机参数空间法设计	(124)
9.6 结论	(130)



第 10 章 倾转旋翼机飞行控制系统变结构设计方法	(131)
10.1 变结构控制的定义	(131)
10.2 滑模变结构控制的基本原理	(132)
10.3 变结构系统的不变性和抖振问题	(138)
10.4 倾转旋翼机飞行控制系统变结构设计	(142)
10.5 结论	(147)
 第 11 章 LQR 理论在倾转旋翼机飞行控制系统设计中的应用	 (148)
11.1 线性二次型控制理论	(148)
11.2 线性二次型控制器设计步骤	(160)
11.3 倾转旋翼机横侧向运动 LQR 控制器设计	(161)
 第 12 章 倾转旋翼机飞行控制系统模型跟踪设计方法	 (165)
12.1 问题的提出	(165)
12.2 线性模型跟随设计方法的基本原理	(165)
12.3 倾转旋翼机横侧向通道飞行控制系统设计	(171)
12.4 倾转旋翼机横侧向飞行控制系统仿真分析	(172)
12.5 结论	(178)
 参考文献	 (179)
 后记	 (187)

第1章 绪 论

随着科学技术的发展,现代战争对舰载飞机的需求越来越多,但是舰艇受到空间、场地限制,不可能拥有较长的跑道,所以具有垂直/短距起降功能的倾转旋翼机越来越受到人们的关注。由于倾转旋翼机起降时不需要正规的跑道,因此,在处理应急突发事件中可以完成固定翼飞机无法完成的任务;倾转旋翼机的垂直起降、悬停功能和低空飞行能力,可以实现兵力快速部署,同时,倾转旋翼机又具有比直升机更强的巡航能力和运载能力,因此,在未来战争尤其登陆作战中将发挥重要的作用。此外,倾转旋翼机在民用方面也有很高价值,在抢险、救灾、海上救援等特殊情况下,可为伤员的救助节省时间。所以倾转旋翼机受到美国各军兵种的青睐。图1-1所示就是美国空军最新的 CV-22 型倾转旋翼机。



图1-1 CV-22 型倾转旋翼机示意图

1.1 倾转旋翼机概述

1.1.1 倾转旋翼机的定义

所谓倾转旋翼机是一种独特的飞行器,它可以像螺旋桨飞机一样快速有效地



向前飞行，同时，也可以像普通直升机一样垂直起降、悬停。倾转旋翼机在每一个翼尖安装了一个旋翼/螺旋桨，旋翼可以在很大范围内旋转，这些旋翼以及它们的发动机和减速器一般安装在翼尖的吊舱内，这个吊舱可以从水平位置（飞机或巡航模式）旋转到垂直位置（直升机和悬停模式）。

在直升机模式下旋翼提供全部的升力和高度控制，在悬停时需要的发动机功率最高，当飞行器转换到飞机模式时，由于机翼提供了大部分的升力，发动机的功率和推力可以减小，因此，倾转旋翼机具有非常有效的巡航性能。图1-2给出了倾转旋翼机飞行示意图。



图1-2 倾转旋翼机飞行示意图

1.1.2 倾转旋翼机与直升机的区别

尽管倾转旋翼机能像直升机一样具有优良的操作性和机动性，但是，倾转旋翼机还具有其他直升机不具备的能力，因此，把倾转旋翼机看成直升机是一种误导，甚至还会带来技术上的错误。

直升机的机翼是它的旋翼，旋翼在飞行器的上方旋转，当旋翼在空气中旋转时，它能够产生升力，使飞行器静止在地面上方，这个过程称为悬停。直升机的控制由改变翼片在旋转时的倾斜程度来提供。同时，通过增加或减少所有翼片的倾角，直升机能够实现垂直的起降。这个过程称为总距控制。

在翼片旋转过程中，通过改变桨盘的倾角或单个翼片在选定的点上倾斜程度增加或减少升力，直升机能够控制它在地面上的运动，这个过程称为周期变距控制。总距控制和周期变距控制的结合能使直升机具有优良的性能。



直升机的推力基本上是指向上方的，直升机向前飞行是通过桨盘平面向前倾斜，从而使推力向期望的飞行方向倾斜来实现。倾斜推力方向是产生前向推力的一种效率很低的方式。因此，它需要很大的动力来达到高速度同时保持水平飞行。

直升机的特点以及旋翼系统的高拉力和旋翼需要更高的速度一起造成了对直升机速度的限制。

倾转旋翼机完成起飞和悬停飞行控制方式和直升机完全一样。旋翼系统升起、同时进行总距控制和周期变距控制，这样使倾转旋翼机具有优良的悬停和低速飞行性能。

除此之外，这种飞行器能偏转它的旋翼从垂直方向到水平方向来提供推力，同时依靠机翼提供升力，在这种方式下，倾转旋翼机克服了直升机的许多弱点：

- (1) 高旋转系统拉力；
- (2) 高速飞行时高燃料消耗；
- (3) 噪声大。

倾转旋翼机具有普通单旋翼直升机、串列式旋翼系统、固定翼飞机所不具有的一些特点。其中典型特点如下：

- (1) 反向旋转的旋翼消除了单旋翼直升机由于扭矩产生的偏航运动；
- (2) 相互连接的驱动轴可以将力分配到两个旋翼，当一个发动机损坏后，排除了单发动机工作时推力不对称现象。

1.1.3 倾转旋翼机与固定翼飞机的区别

固定翼飞机仅靠机翼产生升力，当机翼以足够快的速度穿过空气时，就能够产生足够的升力来克服飞行器的重力。固定翼飞机采用螺旋桨和喷气式发动机保持必要的速度来维持飞行。在低速时飞机机翼失速不能够维持升力，固定翼飞机通过采用副翼、升降舵、方向舵来控制飞行方向。

在飞机模式下，倾转旋翼机的性能与典型的固定翼飞机相同。向前飞行时，倾转旋翼机由机翼提供升力，它的速度由涡轮轴发动机驱动旋翼来保持，它的控制由副翼、升降舵、方向舵来完成，功能完全像普通的固定翼飞机。然而，在低速或悬停时，倾转旋翼机能旋转吊舱（即推力方向）从水平位置到垂直位置——这是普通固定翼飞机所不能完成的。

此外，由于倾转旋翼机的旋翼比普通的固定翼飞机的螺旋桨或喷气发动机更大，因此，旋翼能够产生与固定翼飞机发动机同样大小的升力，而所需要的转速



较低。较低的翼尖速度使得它在巡航飞行时非常安静，即使在高速飞行时也不例外。

1.1.4 倾转旋翼机的优点

通过上述对比分析，可以看出倾转旋翼机具有以下优点。

(1) 总体性能

倾转旋翼机具有直升机和飞机的操纵特点。倾转旋翼机有很大的操作包线，它从盘旋到达 300kn 的飞行速度或海拔超过 20000ft^① 的高度都能有效地运转。倾转旋翼机的包线超过了直升机和涡轮螺旋桨飞机的包线。

倾转旋翼机有飞机的巡航速度和航程，同时具有比其他短距离起飞的飞机更好的机动性和能效比。倾转旋翼机的一些特点如下：

①既有直升机的垂直 / 短距起降和悬停功能，又有固定翼飞机的高速飞行、巡航能力；

②范围广且灵活的操作性；

③柔和且容错性好的控制系统；

④相互连接的回转轴提供了发动机在所有飞行模式下的安全；

⑤容易进行后退和侧向飞行；

⑥安静的巡航飞行和低噪声信号。

(2) 机动性

在倾转旋翼机有效载荷范围之内，倾转旋翼机能够执行目前由直升机执行的任何任务，同时还能执行目前由固定翼战术运输机执行的一些任务。倾转旋翼机是最适合执行那些由于时间和距离受到限制而需要垂直 / 短距离起飞和降落的任务。

(3) 安静性

倾转旋翼机减小了回转轴的转动速度，并且采用了非常低的推力作为循环推力，所以，在巡航飞行中比直升机和飞机更安静。

(4) 多任务的适应性

倾转旋翼机通过不同的设计，并且提高配置可适应不同的任务。如：通过提高它的速度、航程、机内的货运能力，可以成为一个优秀的空中加油、搜索和救

^① 1ft = 0.3048m。



援、控制和指挥平台等。

表1-1列出了美国政府、贝尔-波音公司和商业分析公司估计V-22可以有效地执行的不同任务。

表1-1 V-22可有效执行的任务

应用场合	具体任务
特种战争	特种操作 电子战反潜战 地雷战
精确攻击/外科手术式打击	中等规模的空中攻击 战术机动 先进旋翼攻击 武装直升机/近距离空中支援 空中加油
救援	搜索和营救 战术营救 医疗转移 人员紧急转移
通信	前线空中控制 地面、地下/水下目标的监视协调 水平面上目标监视 地面战术空运系统
智能	观测, 武装侦察 早期空中预警系统 信号收集, 集团军监视
运输	舰队后勤运输, 水面船只甲板货运 紧急空运操作, 中型空中救援系统 轻型紧急冲突运输, 国内行政运输
支持	导弹定位支持, 远程支援



1.2 倾转旋翼机发展概况

1.2.1 倾转旋翼机发展历程

倾转旋翼机的发展道路十分坎坷,在过去的半个多世纪里,共开发研制过43种不同的型号,但多数以失败而告终。只有美国贝尔公司成功地研制出了第一架倾转旋翼机——XV-3,它于20世纪50年代根据美国军方的计划开始研制,共制造了两架试验机,一直到1965年先后进行了200多次的飞行试验,完成了110次飞行模式的转换,验证了倾转旋翼机概念的可行性。XV-3获得了较高的水平飞行速度和优良的垂直飞行性能。它的试验表明倾转旋翼机飞行是可行的,但是,XV-3还存在诸如在转换到悬停状态的过程中,需要较大的动力变化;在由直升机模态转换到固定翼飞机模态的过程中有严重的机头下倾、控制响应灵敏性较差、控制调整效果不佳等问题。

针对XV-3存在的问题,1972年,美国国家航空航天局和陆军开展了一项全新的以涡轴发动机驱动的倾转旋翼机计划,用4000万美元研制XV-15试验原型机。贝尔公司于1973年获得此项合同,它生产的两架XV-15原型机,一直试验到1994年,试验中换了3次发动机,最后选择了莱康明公司功率为1155kW的T53-TLCIK-4K涡轴发动机。在XV-15中,采用了机翼和水平稳定器相结合的垂直/起降(V/TOL)飞机的特性和更好的控制系统;通过增加尾翼来抵消螺旋桨的不稳定性,通过增加螺旋桨桨盘的弹性来增加螺旋桨的控制效果,XV-15取得的技术成就是短距起降时的最大起飞质量为6804kg,水平飞行速度为555km/h,最大俯冲速度为639km/h,能悬停,并能以74km/h的速度后退飞行。1981年,一架XV-15原型机在巴黎航展上连续11天的飞行表演,给世人留下了深刻印象,促进了美国V-22计划的诞生。

1986年,美国政府实施了“多军种先进垂直起落飞机”计划,该计划的原型机最早称作JVX,后定名为V-22“鱼鹰”,由贝尔和波音直升机公司联合研制。第一架V-22原型机于1988年5月出厂,1989年3月首飞,并于同年9月实现了模式转换飞行。该飞机原型机共生产了6架,试验工作一直进行到1997年。1994年9月,美国国防部批准V-22投产,1996年6月,美国政府批准了5年的低速生产合同,1997年5月,首架MV-22B开始生产,1999年5月交付使用。

V-22的机体结构大部分采用新型复合材料,它的两个旋转螺旋桨各有3片



桨叶，两副旋翼反向旋转并且可折叠。V-22的最大特点是可由前飞状态转换到倾斜或悬停状态，其旋翼螺旋桨倾转角度为 97.5° ，同时，如果1台发动机停车，交叉梁可保证2副旋翼螺旋桨都转动。V-22的固定机翼为悬臂式上单翼，等剖面翼型，略微前掠，并可转动 90° 放置，以减少停放空间，便于在航空母舰上使用。由于采用了这种结构，V-22与一般的直升机相比有着速度高、航程远的显著优点。V-22的空机质量为15032kg，最大短距起飞质量27442kg，最大内部载运能力9072kg，最大外挂能力为6804kg，最大巡航速度为638km/h，满载起飞航程3336km。V-22的起落装置为液压操纵可收放的前三点起落架，动力装置为两台艾利逊T406-AD-400（501-M80C）涡轴发动机，单台额定功率为4586kW。由于采用了这种低转速、大功率的发动机，因而噪声很低，这对军用、民用都很有价值。

V-22的良好性能引起了美国军方的极大兴趣，各军种纷纷订货，并提出了各自不同的设计要求，海军陆战队订货425架，设计型号是MV-22A，用于取代正在服役的CH-46和CH-53直升机，要求能以463km/h的速度飞行，活动半径370km，能运输24名全副武装的陆战队士兵，有4540kg的外挂载荷能力。美军在New River海军陆战队航空站已建成一支MV-22中队，经过1年的训练，到2004年12月，该中队开始作战评价试验。如果项目按计划进行，2006年将建成第一支“鱼鹰”作战中队。

美空军的型号是CV-22A，将用它为特种作战部队提供新的全球范围作战能力。要求能在任务半径为1297km的范围内运输12名特种兵，或能在463km/h的速度下，运送1300kg物资飞行1297km，订货50架。空军CV-22型的设计评审工作于1998年12月完成。1999年4月，贝尔公司生产的第7架和第9架V-22被改装成美国空军特种作战机型。CV-22的首架生产样机于1999年10月首飞，2000年交付美国空军，截至2005年9月，美国空军已拥有两架CV-22，它们部署在爱德华空军基地作为试验平台。美国空军官员称，CV-22型飞机由驻柯特兰空军基地的第58特种作战联队使用，该联队负责训练CV-22飞行人员。海军需求的48架型别定为HV-22A，用于取代目前在海军服役的HH-53直升机，要求能以463km/h的速度飞行，执行战斗、搜索和救援任务，作战半径852km，要到2010年交货；HV-22A还可用于电子战和舰队支援；海军还提出一种反潜型SV-22A的方案，用于取代目前的固定翼飞机S-3“海盗”、SV-22A、美海军反潜型，除了航空母舰可以搭载外，巡洋舰、驱逐舰也可使用。



尽管美陆军没有直接对 V-22 进行订货,但对 V-22 的性能也表现出了极大的兴趣。目前,美陆军已向西科斯基公司、波音公司、贝尔-波音公司和边疆飞机公司 (Frontier Aircraft) 授予了“垂直起降联合重型升力” (VTOL JHL) 旋翼机项目的“方案设计和分析” (CDA) 合同。贝尔-波音公司将为“联合重型升力” (JHL) 旋翼机项目完成其倾转四旋翼机 (QTR) 的方案设计和分析。目前贝尔-波音公司正在完成其 QTR 的风洞试验和其他开发工作。QTR 有 2 副机翼,每个机翼翼端安装一台涡轴发动机及其桨叶,除此之外, QTR 很像双发的 V-22 “鱼鹰”。据公司官员说, QTR 的优势包括高速度、大得多的航程、更大的载荷以及更好的高空性能。根据合同,今后 18 个月贝尔-波音公司将完成其 QTR 设计的尺寸、优化和分析,确定项目未来开发中的要求和可行性。JHL 的基本设计技术数据为:能够在半径为 463km 的范围内机动的一部未来作战系统 (FCS) / 轻型装甲车;有 8 种型号,包括:载重 16~26t;任务半径 389~926km。

同时, UAV (Unmanned Air Vehicle) 无人驾驶倾转旋翼机也一直在研究中。目前,美海军开始了一项被称为“试验垂直多用途无人机” (XVU2AV) 的研究计划,由海军研究办公室 (ONR) 出钱。该项目的目的包括寻求扩大无人机系统在海军领域的使用范围。为满足海上驻扎的关键要求,对该机的能力要求包括:能装入国际标准集装箱内;巡航速度至少达到 426km/h;能在 4 级海况下使用;能携带 1360kg 的载荷。最终方案的首飞在 3 年之内完成。2005 年 10 月,美国陆军第 2 架 X-50A “蜻蜓” (Dragonfly) 无人机在美陆军位于亚利桑那州的尤马试验场开始试飞。X-50A 项目由美国国防预先研究计划局 (DARPA) 和波音公司承担。该机采用大弦长旋翼,可在飞行中锁定,实现从旋翼飞行状态到固定翼飞行状态的转换。在后一种飞行状态下,锁定的旋翼/机翼,机身和安装在机头的鸭翼共同产生升力。这种布局概念被称为“鸭式旋翼/机翼” (CRW)。同时,贝尔直升机达信公司已着手试验从贝尔-波音 V-22 “鱼鹰” 直升机上控制“鹰眼”垂直起飞与着陆无人机 (VUAV)。如果试验顺利,贝尔可能最早在 2006 年底开始“鱼鹰”与“鹰眼”倾转旋翼机联合试验飞行。该机用于美国海岸警卫队的“深水”现代化项目进行风险降低研究以及为未来用户验证“鹰眼”的性能。贝尔官员还称,他们正在探索将两种美国陆军直升机 OH-58D 及其计划替代机型武装侦察直升机 (ARH) 无人化。

此外,现在 V-22 已向民用型发展,BA609 倾转旋翼机就是军转民的一个成功之作,主要采用 V-22 军用型的设计技术。BA609 民用倾转旋翼机是一种较小



的飞机。由于从 V-22 项目获得了更成熟的技术, 所以, BA609 技术更加精湛。它使用了一个较大的螺旋桨, 这样在固定翼飞机和直升机模态可用较低的转速。它还可以满载后总质量达到 7300kg。两台 PT-6 涡轮轴发动机, 每台将提供 1850hp^① 的功率。不同的型号允许运载 6~9 名乘客。它也可以用于紧急患者救助运载工具。609 改进型 HV-609 可用于海岸保卫服务, 可用于搜寻、救护。

1.2.2 倾转旋翼机技术概述

倾转旋翼机利用推(拉)力矢量(Thrust Vectoring Control, TVC)技术能够出色地完成垂直/短距起降(Vertical/Short Takeoff Landing, V/STOL)和高速的巡航飞行。因此, 拥有了推力矢量飞机具有较高的敏捷性机动能力, 飞行范围也逐渐向低速甚至失速范围扩大。在过失速情况下, 飞机的三轴操纵效能明显降低甚至失效, 而利用几乎不受失速影响的发动机推力矢量控制来部分或全部替代飞机的气动操纵面, 则会保证飞机过失速情况下的操纵性。

在低速飞行的起飞和降落阶段, 飞机的气动操作面的效率将大大地降低, 拥有推力矢量推进系统的倾转旋翼机具有可以克服重力的拉力、操纵力和力矩。所以, 飞机飞行速度得到了扩展。以推力矢量为技术基础的倾转旋翼机飞行范围也大大地扩展。图 1-3 是推力矢量飞机的飞行包线的示意图。

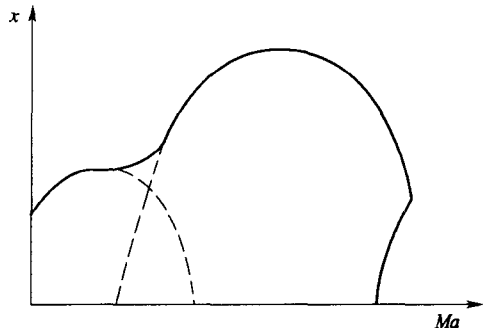


图 1-3 推力矢量飞机飞行包线

尽管拉力矢量控制在飞机的控制与操纵方面存在诸多有利因素, 但由于拉力矢量本身的非线性特性, 使飞机的控制操纵性变得更加复杂。国外学者针对倾转旋翼机复杂的动力学特性和操纵特性, 提出了不同解决问题的方法。

(1) 倾转旋翼机非线性控制问题

针对倾转旋翼机的非线性特性, 美国乔治亚技术学院的 Dr. Anthony J. Calise 和 Rolf T. Rysdyk 对倾转旋翼机的过渡控制提出了自适应非线性控制方法, 该方法

① hp——马力, 1hp=745.7W。