

V-22 “鱼鹰” 倾转旋翼机研制历程与关键技术

Development Process and Key Technologies of the V-22 Osprey Tilt-rotor Aircraft

蔡婧¹ 蔡汝鸿² / 1 中国商飞上海飞机设计研究院 2 中航工业直升机设计研究所

摘要: 倾转旋翼机具有速度快、噪声小、航程远、载重大和耗油率低等优点, 本文介绍了贝尔直升机公司V-22“鱼鹰”倾转旋翼机从原理验证阶段的XV-3机到方案验证阶段的XV-15机, 再到实用工程研制阶段的V-22“鱼鹰”机循序渐进的研制历程, 并叙述了倾转旋翼机研制中的几项关键技术。

Abstract: Tilt-rotor aircraft has advantages in rapid speed, low noise, long range, and high carrying capacity and low fuel consumption. This paper introduced the gradual development process for V-22 Osprey tilt-rotor aircraft of Bell Helicopter Company from the XV-3 in the principle validation phase to XV-15 in conceptual verification phase, and to V-22 Osprey in practical engineering development phase, and at last several key technologies of the tilt-rotor aircraft were described.

关键词: 倾转旋翼机; V-22“鱼鹰”; 研制历程; 关键技术

Keywords: tilt-rotor aircraft; V-22 Osprey; development process; key technologies

0 引言

直升机由于具有不需要机场而能垂直起降、悬停、前后侧飞等优良的品质, 在军事和民用中获得广泛应用。但是受直升机旋翼气动学的固有限制, 其飞行速度很难超过360km/h, 限制了直升机的发展。从20世纪40年代起, 人们就在探索研究一种既具有直升机垂直起降、悬停、前后侧飞能力, 又具有固定翼飞机航程远、高速度飞行性能的飞行器。曾探索过复合式直升机、前行桨叶概念、X翼方案、旋翼折叠方案、倾转旋翼机等多种新原理构型旋翼机。经过几十年的试验研究, 目前成功投入实际使用的只有美国贝尔直升机公司的倾转旋翼机方案。

倾转旋翼机是在类似于固定翼飞机的机翼两翼尖处各装一套可在水平位置与垂直位置之间转动的旋翼螺旋桨组件。当旋翼螺旋桨组件轴线处于垂直

位置时, 倾转旋翼机就相当于双旋翼横列式直升机, 可垂直起降、悬停和前后侧飞; 当旋翼螺旋桨组件轴线处于水平位置时, 倾转旋翼机就相当于固定翼飞机, 能进行高速、远航程飞行。因此, 倾转旋翼机在具有直升机垂直起降、悬停等飞行的优点基础上又增加了固定翼飞机高速飞行与远航程的优点。V-22倾转旋翼机与直升机和涡轮螺桨固定翼飞机飞行包线比较如图1所示^[1,2]。

1 循序渐进的研制历程

美国贝尔直升机公司研制倾转旋翼机的历程是循序渐进的, 即从倾转旋翼机原理开始到方案研究, 再研

制实用的倾转旋翼机, 再在倾转旋翼机技术成熟的基础上研制发展民用倾转旋翼机BA609、无人驾驶倾转旋翼机“鹰眼”以及大型四旋翼倾转旋翼机等, 还考虑研究武装型和预警型倾转旋翼机^[1]。

1.1 原理验证阶段与XV-3机

XV-3是贝尔直升机公司的倾转旋

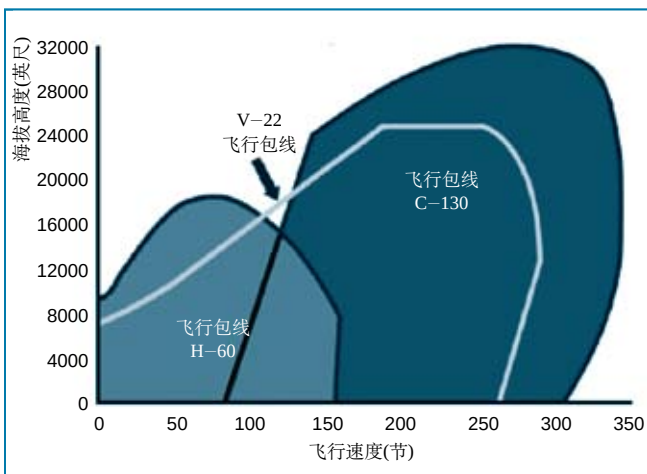


图1 V-22倾转旋翼机与直升机和涡轮螺桨固定翼飞机飞行包线比较



图2 二桨叶旋翼的XV-3以定翼机方式飞行

翼机原理验证机,如图2所示^[3],其主要用途是验证倾转旋翼机的原理,设计比较简单,采用了当时现有的技术和部件,只生产了两架。使用一台安装在座舱后面的活塞式发动机作为动力,驱动装在机翼翼尖的两副旋翼。旋翼桨叶与直升机桨叶类似,扭转较小,旋翼直径相对较大,不适宜作为固定翼飞机平飞的螺旋桨。起落架为滑橇式。XV-3性能指标不高,最大速度与直升机接近,为291km/h。

从1955年8月第1架XV-3首飞到1966年5月第2架XV-3坠毁的11年里,用XV-3进行了大量的风洞试验、地面与飞行试验,证实了倾转旋翼原理能应用于垂直起落运输机,并验证了其技术优点,为后来的XV-15和V-22计划提供了数据基础。

1.2 方案验证阶段与XV-15

为了较为全面地了解和掌握倾转旋翼机技术,贝尔直升机公司曾研制过贝尔266和贝尔300倾转旋翼机方案^[3],贝尔266的研制工作进行不到2年因经费受限而终止,贝尔300后以大功率的T-53涡轴发动机替换了PT-6发动机而演变为XV-15(贝尔301)机。美国国家航空航天局(NASA)和美国陆军对XV-15计划的要求是验证倾转旋翼机方案的可行性和任务适用性。方案可行性验证的目标是证实旋翼/发动机短舱/机翼的动力稳定性,确定安全飞行包线,评估操纵品

质,研究对突风的敏感性,研究桨盘载荷与桨尖速度对旋翼下洗、噪声以及悬停飞行的影响。任务适用性验证的目标是评估倾转旋翼机技术是否能满足军用和民用运输的需要。

虽然XV-15只是倾转旋翼机方案验证机,但在技术上比XV-3已有了很大

的进步。XV-15采用两台涡轴式发动机,比XV-3装机功率增加近7倍,两台发动机分别装在两机翼尖的发动机短舱内,实用型的V-22就延用了这种布局。旋翼直径相对较小,桨叶具有大扭转角,既适合直升机的垂直飞行状态,又适合定翼机的高速水平飞行状态。起落架为可收放前三点式,适合滑跑起落与高速飞行。性能指标与定翼机相差不多,最大飞行速度为674km/h,实用升限为8840m。由于XV-15是方案验证机,所以仅生产了2架^[4]。

从1977年5月第一架XV-15首飞到其1992年8月坠毁的15年间,除完成了大量的风洞试验、地面与飞行试验,验证性能、操纵品质、噪声和下洗流等试验外,还进行了生存性、舰载相容性、货物吊运、武器发射、空中加油与受油、地形跟踪飞行以及其他机动飞行等军民适用性试验。试验结果表明,XV-15满足最初制定的研究计划的全部目标。

1.3 实用工程研制阶段与V-22机

贝尔直升机公司与波音公司合作,在XV-3和XV-15研制试验取得成功的基础上,于1983年开始研制满足美国国防部“三军联合先进垂直起落飞机(JVX)”要求的实用军用型V-22“鱼鹰”倾转旋翼机,模型如图3所示。V-22外形与常规固定翼飞机差不多,旋翼螺旋桨和发动机组件装在机翼两端,可在水

平和垂直位置之间转动 $97^{\circ}30'$ 。起落架为前三点式双机轮的收放起落架。旋翼直径和桨叶扭转角经过优化,既适合垂直飞行又适合水平飞行,也就是说既是旋翼又是螺旋桨,称作旋翼螺旋桨,简称旋翼螺旋桨。且为了适应舰载,桨叶和机翼都能折叠。41%的机体采用先进复合材料制成。驾驶舱配有耐坠毁装甲座椅,机舱可乘坐24名全副武装的士兵或运载12副担架,机舱后部有跳板式舱门,可装运军用车辆。最大起飞重量为274442kg,最大平飞速度为509km/h,实用升限为7925m,航程为953km^[1]。

V-22进行了静力、疲劳、飞行包线等常规试验,舰载、空中加油、吊挂、两栖攻击等作战使用试验和可靠性、维护性、可用性等试验。为确保使用安全,V-22经受的试验范围广、项目多、时间长。虽然V-22在研制试验过程中发生了4次重大事故,但事故的原因与倾转旋翼机的原理无关,所以V-22的研制是成功的。因此,美国国防部于2005年9月28日正式批准了V-22的全速生产计划。

2 研制中的关键技术

倾转旋翼机因既有旋翼螺旋桨又有机翼,并且要实现旋翼螺旋桨从垂直位置向水平位置或从水平位置向垂直位置的倾转,不仅具有固定翼飞机和直升机的各种技术难点,同时还具有倾转旋翼机独有的技术问题,其结构、气动力和操纵技术比一般飞机或直升机复杂得多。主要的关键技术包括以下几项。

2.1 旋翼—机翼的气动干扰问题

倾转旋翼机的气动干扰问题涉及到旋翼—机翼、旋翼—旋翼、旋翼—机身、旋翼—尾部等多个方面,其中以垂直飞行和悬停时旋翼—机翼的气动干扰最为重要,对倾转旋翼机有效载荷影响最大。旋翼—机翼间的气动干扰主要



图3 V-22模型在NASA艾姆斯研究中心40×80英尺风洞中试验

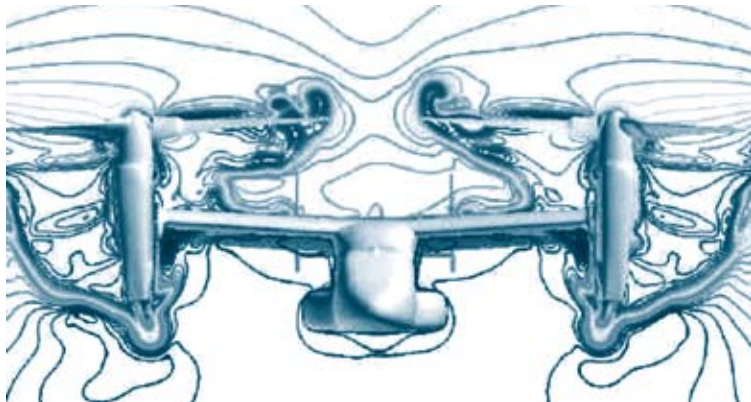


图4 V-22机气流流场图

表现在两个方面:一是机翼由于旋翼的尾流冲击引起下洗载荷,二是机翼对旋翼气动性能的影响,如图4所示,这两者都对倾转旋翼机的有效载荷产生较大影响^[5]。

通过研究掌握了气动干扰下的气动特性,对旋翼与机翼进行气动优化设计,可使倾转旋翼机在下降时不易进入涡环状态,增加过渡状态的飞行速度范围以及前飞时降低气动废阻等^[6]。研究方法包括:一方面采用计算流体动力学或修改完善后的气动分析软件进行气动特性理论计算分析,另一方面可进行风洞吹风试验掌握气动干扰下的气动特性。

2.2 旋翼倾转过程中的气动特性

倾转旋翼机垂直飞行和悬停时的气动特性与横列式直升机相似,巡航飞行时与涡轮螺旋桨飞机类似,这两种状态下气动特性的解决都有可以借鉴的成果或经验,但旋翼螺旋桨在倾转过程中气动特性的确定是倾转旋翼机独有的关键技术之一,V-22机从垂直起飞向平飞过渡的示意图如图5^[7]。

目前,旋翼螺旋桨倾转过程中气动特性的确定通常用理论计算和试验测定相结合的方法来进行。在建立数学模型时,首先要解决旋翼螺旋桨桨叶翼型的非定常动态气动特性,即翼型气动力随迎角变

化的动态响应问题;其次是旋翼螺旋桨的非定常诱导速度的确定,即诱导速度随旋翼螺旋桨气动力变化的动态响应问题。目前虽然建立了各种各样的数学模型,但都不很成功,难以适用于旋翼螺旋桨倾转过程的非定常动力、扭矩、表面压力以及诱导速度等物理量的测定。

2.3 倾转旋翼机结构设计

倾转旋翼机既要适应直升机模式的垂直起降和空中悬停,又要以固定翼飞机模式进行高速巡航飞行。以直升机模式飞行时要产生升力,旋翼螺旋桨起直升机旋翼的作用,而以飞机模式飞行时,旋翼螺旋桨又要产生拉进力,起螺旋桨的作用。如何协调这两种飞行状态,使旋翼螺旋桨达到一个较理想的设计效果是一个关键问题。因此,倾转旋翼螺旋桨系统的桨叶形状、翼型、扭转角等与常规的旋翼系统有较大差异,桨叶展长一般较短,扭转

角很大并且呈非线性,当旋翼螺旋桨作为螺旋桨使用时才可能获得较好的气动力效果^[8]。此外,由于在机翼两翼尖处安装旋翼螺旋桨系统和发动机短舱,且旋翼螺旋桨轴相对机翼要倾转,对机翼强度和气动力弹性稳定性提出了很高的设计要求。同时,还要考虑以飞机模式飞行时,桨叶挥舞可能引起的安全问题及旋翼—机翼气动力状态问题,因此机翼的设计也是一个技术难题^[9]。

2.4 倾转旋翼机的动力学问题

倾转旋翼机的动力学分析是倾转旋翼机发展的技术难题之一^[10]。倾转旋翼机的特殊设计带来的桨叶挥舞/摆振耦合、桨叶之间通过桨毂的相互运动、动力耦合等问题都无法用传统的直升机旋翼动力学方法进行分析。装在机翼翼尖的旋翼螺旋桨系统和发动机短舱的振动、旋转及倾转都对机翼的静态和动态特



图5 V-22机从垂直起飞向平飞过渡的示意图

性、气弹响应和稳定性及寿命产生重大影响。这些问题都要依赖于建立新的理论,采用新的方法来解决。由于倾转旋翼机的运动和振动部件多,不仅将普通螺旋桨飞机和横列式直升机的振动问题集于一身,还包括它们之间的振动耦合。另外,飞行模式较多和旋翼转速变化较大引起倾转旋翼机的振动模态特别多。这些振动模态可能与机身、机翼或其他部件的固有频率相接近,或者在某些飞行条件下,一些振源的振动模态正好与倾转旋翼机的某些固有频率接近,将引起共振现象。通过动力学分析,来正确预估这些振动模态,并通过控制旋翼螺旋桨转速、飞行速度、飞行状态等来避免引起共振也是困难的。

旋翼螺旋桨与机翼匹配设计得不好,就会产生旋翼螺旋桨/机翼耦合的动力不稳定性问题^[11]。这主要是因为旋翼螺旋桨与发动机短舱安装在机翼的翼尖,机翼支撑刚度相对降低,高速飞行时容易造成旋翼螺旋桨与机翼耦合的颤振问题,导致了倾转旋翼机的飞行速度受到限制。XV-3倾转旋翼机曾在飞行中反复遭遇机翼/旋翼塔柱/旋翼稳定性问题,其飞行试验几乎花了3年时间才取得有限进展。1956年7月,第1架XV-3因旋翼空中不稳定而坠毁。为了消除XV-3的不稳定性,在机翼处增加了外支撑来提高机翼刚度,用半刚硬的2片桨叶旋翼取代了全绞接式的3片桨叶旋翼。

2.5 倾转旋翼机飞行力学与操纵问题

由于倾转旋翼机的应用范围和飞行领域比常规直升机广泛,因而其飞行力学模型也复杂得多。特别是在倾转过程中,当旋翼螺旋桨轴的方向和旋翼螺旋桨转速发生较大变化时,导致倾转旋翼机的升力、拉力及力矩发生较大变化。在非定常非线性气动因素的影响下,传统的直升机飞行力学分析方法可能失效,需

要建立新的分析模型和方法。

倾转旋翼机的操纵模式也极其复杂。一方面要根据直升机模式的飞行任务与飞机模式的飞行任务,以ADS-33的要求进行飞行品质研究;另一方面还要进行飞行动力学研究,特别是建立低速状态、气动干扰下的飞行动力学方程,以建立基本并准确的飞行控制率^[12]。

此外,倾转旋翼机飞行状态在一个很大的范围内变化,为确保飞行员在正常的负荷下工作和飞行安全,需要设计一套自动操纵系统来辅助飞行员的驾驶工作,需要对飞行控制规律进行全面深入的研究,并进行必要的验证。自动操纵系统技术已成为能否成功研制倾转旋翼机的关键因素之一。

AST

参考文献

- [1] S Markman. Straight up: a history of vertical flight[M]. Schiffer Publishing Company. 2007.
- [2] Dugan, Daniel C. Designing the V-22 tiltrotor—a flight test pilot's perspective[J]. Vertiflite. 1998,44(3):32–36.
- [3] T H Thompson. The bell helicopter XV-3 and XV-15 experimental aircraft [R]. AIAA 90-3265, 1990.
- [4] M D Maisel, D J Giulianetti, D C Dugan, P Yaggy. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight[J]. Ross & Perry, Incorporated. 2001,7.
- [5] J C Narramore, M K Farrell, W K Grauer. Aerodynamic evaluation of the V-22 Osprey wing section[R]. The American Helicopter Society 50th Annual Forum, Washington DC, 1994,5.
- [6] R Blyth, A Brand, R Kisor, T MacDonald. V-22 Low-Speed/High Rate of Descent (HROD) test results[R]. The

American Helicopter Society 60th Annual Forum, Baltimore, MD, 2004,6.

[7] M C Savage, M K Farrell, W K Grauer, M A McVeigh. V-22 flight test aerodynamic refinements[R]. The American Helicopter Society 49th Annual Forum, St. Louis, Missouri, 1993,5.

[8] J C Narramore. Airfoil design, test and evaluation for the V-22 tilt rotor vehicle[R]. The 48 Annual Forum of the American Helicopter Society, St. Louis, Missouri, 1992,5.

[9] W J Kesack, G N Bachman. Static testing of V-22 airframe structure[R]. The 46th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, D. C., 1990,5.

[10] M A Rangacharyulu, M J Moore. Flight vibration testing of the V-22 tiltrotor aircraft[R]. The 47th Annual Forum of the American Helicopter Society, Phoenix, Arizona, 1991,5.

[11] D Popelka, J Bilger, M Scheffler. Correlation of stability test results and analysis for the 1/5 scale V-22 aeroelastic model. The 41st Annual Forum of the American Helicopter Society, Fort Worth, Texas, 1985,5.

[12] K W Goldstein, L W Dooley. V-22 control law development[R]. The 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, D.C., 1986,6.

作者简介

蔡婧,高级工程师,主要研究方向为飞机结构设计与优化。

蔡汝鸿,高级工程师,主要研究方向为直升机发展史、科技情报研究。