

文章编号:1000-6893(2005)01-0036-04

## 转换式高速直升机 RD15 方案

王焕瑾, 高 正

(南京航空航天大学 旋翼动力学国家级重点实验室, 江苏 南京 210016)

### The Scheme of High-Speed Helicopter RD15

WANG Huan-jin, GAO Zheng

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**摘 要:** 首先对目前各种类型的高速直升机进行了分析,在此基础上提出了一种旋翼/机翼转换式高速方案;然后对此方案的旋翼系统的气动特性和关键技术——直升机/飞机模式转换过程中盘翼的仰角、桨叶的长度、转速以及桨距等参数的变化进行了理论和试验研究,提出了高速直升机 RD15 的总体方案,并设计了直升机/飞机模式转换过程。计算表明,该方案在直升机/飞机模式相互转化过程中升力、功率和操纵的改变能够实现平滑连续并保持操稳性。

**关键词:** 高速直升机;直升机/飞机模式转换过程;盘翼/旋翼系统;RD15 总体方案

**中图分类号:** V211 **文献标识码:** A

**Abstract:** The scheme of High-Speed Helicopter RD15 is presented based on the research of the existing schemes and their key technology. Besides calculation of the diskwing/rotor system and transfer process between the helicopter mode and the airplane mode, experiments are carried out to verify the calculation method and the feasibility of the scheme. The test model of diskwing/rotor and a test-rig are specially designed and built on this purpose. The lift and power are measured for different wind speeds, rotating speeds, and the angles of attack of the diskwing/rotor. It is confident that the mode transfer process is available since the changes of the fundamental parameters, such as the pitch angle of diskwing, the diameter, the collective pitch and the rotating speed of the rotor, go on smoothly and continuously.

**Key words:** high-speed helicopter; transfer process between the helicopter mode and the airplane mode; disk-wing/rotor system; scheme of RD15

最大巡航速度是直升机性能的一个重要指标。多年来的探索和创造实践形成了后来高速直升机发展的 3 种主要技术途径——复合式、倾转旋翼/机翼式、旋翼/机翼转换式。

复合式直升机在普通直升机上加装机翼,在悬停和低速时以直升机模式运行,速度提高到一定程度后旋翼进入自转状态。随着速度的增大,旋翼逐渐卸载,机翼逐步承载。20 世纪 50 年代,由理查德·法力主持设计和制造的 Rotodyne 是其典型代表<sup>[1]</sup>。经过多年的研究<sup>[2,3]</sup>,复合式已经成为提高直升机飞行速度的主要技术途径之一。

曾经名噪一时的美国 V-22 倾转旋翼式飞行器,采用可以倾转的旋翼系统,悬停和低速时类似于旋翼,高速时成为拉力螺旋桨。V-22 的确提高了前飞速度,但是桨盘载荷高于常规直升机,悬停时产生太强的下洗流,人、货不能靠近;且自转下降

率过大,难以实现安全自转着陆。

要在前飞状态下消除不对称气流只能使旋翼停转,这就是旋翼/机翼变换式高速直升机概念的核心。波音公司正在研制一种“鸭式旋翼-机翼”飞行器——CR/W。它采用桨尖喷气驱动桨叶,高速水平飞行时,旋翼停转成为机翼。据波音公司介绍,这种飞行器的平飞速度可以接近高亚音速。其小型无人驾驶型已进行了试飞。

前述 3 种类型的高速方案中,倾转旋翼式飞行器发展较为成功也倍受注目。但它的结构、操纵的复杂性及较低的重量效率等问题也显得更为突出。相对来说,复合式直升机通过旋翼与机翼的组合,后行桨叶的气流分离和前行桨叶的激波被缓解,速度得到显著提高。而且,由于旋翼被卸载,振动水平显著降低。但是,旋翼的旋转仍然是气流不对称的根源,若要真正实现直升机的高速,最终还是要通过停转旋翼,从直升机模式完全转换成飞机模式。一旦旋翼停转等技术取得突破,旋翼/机翼变换式将会成为新一代的名符其实的

高速直升机。

## 1 RD15 方案总体参数确定

### 1.1 RD15 方案概述

经过对众多转换式高速方案的研究,作者以旋翼/机翼转换式方案为立足点,结合矢量推力技术<sup>[3]</sup>,借鉴莫达斯(MODUS)公司的盘翼概念以及M85方案中桨毂整流罩作为机翼的设想,设计了一种盘翼转换式高速直升机方案。

该方案用带有曲度的盘翼做为高速前飞时的升力面。“盘翼”上装有4片能沿径向伸出和缩入的桨叶。这些桨叶的位置在外,具有较高的圆周速度,因此能产生足够大的升力,实现垂直起落和悬停。在悬停及低速飞行时,盘翼与桨叶一起旋转。桨叶采用单片控制技术,来提供俯仰和滚转的操纵力矩。矢量推力涵道螺旋桨将平尾、垂尾、尾桨和推进器的作用紧凑地结合起来<sup>[3]</sup>以配平旋翼的反扭矩并实施航向操纵;升力过渡通过调整转速、桨距和桨盘迎角来实现。大速度时转为飞机模式,小桨叶缩进“翼盘”中,盘翼停转,完全由圆盘形机翼产生升力,彻底消除前行桨叶激波和后行桨叶失速对前飞速度的限制。机身尾部的矢量推力涵道螺旋桨,提供飞机模式时的前飞推力;垂直舵面和一部分平尾布置在涵道内,提供航向和俯仰操纵,涵道前部的差动平尾,提供滚转和俯仰力矩。

这种高速型直升机从直升机模式转入飞机模式的工作过程是:垂直起飞—悬停—进入前飞并使盘翼迎角逐渐增加,在前飞速度达到 $V_0$ 之前迎角增加至 $\alpha_0$ ;随着前飞速度继续增加,降低盘翼转速以保持总升力;前飞速度达 $V_1$ ,转速降低到 $n_1$ ,桨盘迎角为 $\alpha_1$ 时进入自转;继续增大飞行速度并降低转速,至 $V_2$ 时桨叶开始缩回;桨叶完全缩进,盘翼停止旋转,以固定翼模式飞行。

### 1.2 RD15 方案总体参数确定

高速直升机的关键问题是选择机翼、旋翼以及转速等参数,以保证:旋翼、机翼相互转化时的废重量尽可能小;直升机模式、飞机模式相互转化过程平滑连续、保持操稳性。为了得到旋翼系统的气动模型并证明转换过程的可行性,作者采用文献[4]中的气动模型与盘翼气动模型相结合建立了盘翼-桨叶系统的升力和功率计算模型;并对本方案旋翼系统的气动特性和升力过渡过程进行了实验研究<sup>[5]</sup>,专门设计和制作了试验装置。

盘翼系统试验模型由上下两个翼盘、盘翼托

架、桨叶和安装桨叶所用的承载梁组成。圆盘翼特别设计为曲面形状<sup>[5]</sup>。桨叶是复合材料的,分为两组,分别用于驱转状态试验和自转状态试验。

试验结果表明:

1) 悬停状态下,桨叶越短,升力随转速增加的斜率越小,这可以用桨叶的三维效应及桨尖损失更大来解释。

2) 盘翼的升力和阻力都随风速而增大;升力随仰角增大显著,但阻力随仰角变化不大。

3) 盘翼/桨叶组合体的吹风试验结果表明,盘翼仰角对升力、功率的影响随风速的增加而增加;在桨叶长度较大时,这一特点更为明显。

4) 从自转状态的试验结果可以看出,随风速增加,自转的稳定转速变化不大,但升力随风速增大。

5) 经过对试验数据的分析,发现盘翼升力系数比预想值小,而桨叶之间的气动干扰受桨叶长度的影响程度比预估的要大。

图1、图2是计算值和试验数据的对比。可以看出,计算方法有较好的准确性,可以用于高速方案设计计算。图2中试验自转性能略低于理论计算值,是由于变速器及自转离合器存在较大的运转阻力所致。

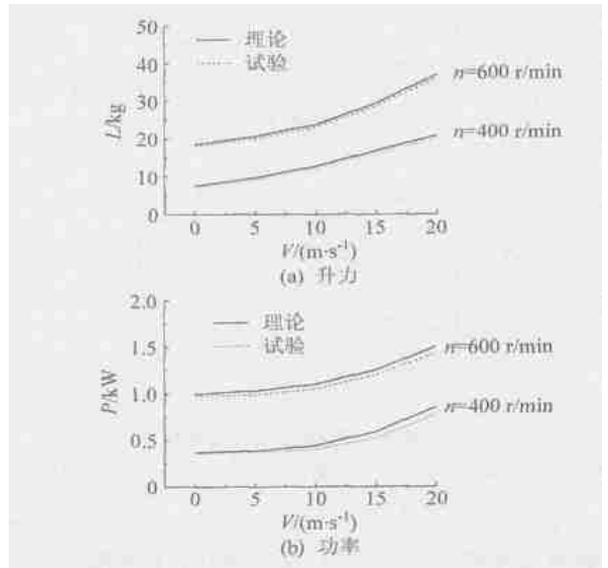


图1 盘翼/桨叶组合体吹风试验与理论计算结果对比  
(桨叶长度450mm,桨叶桨距 $8^\circ$ ,盘翼仰角 $3^\circ$ )

Fig. 1 Comparison between experiment and calculation of diskwing/rotor at different wind speeds

由于有了试验验证的计算模型,就可以比较可靠地计算升力系统的力及力矩了。进而可以进行总体参数和模式转换过程的设计。图3示出了RD15盘翼的升力和阻力特性。

该方案为总重184kg的无人机。在确定了

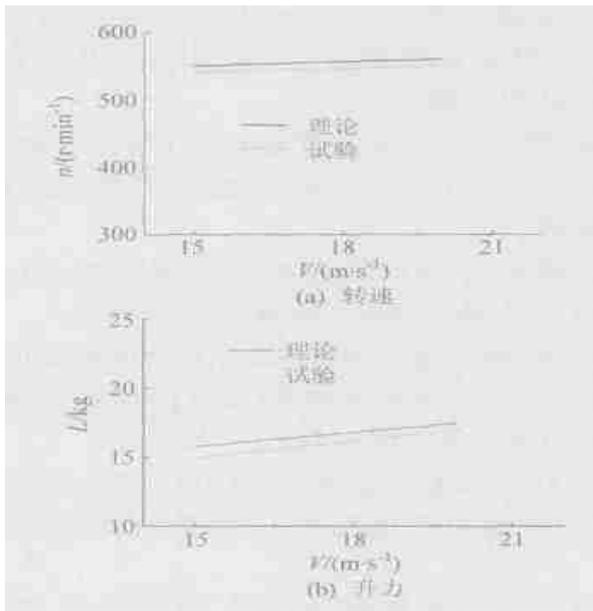


图2 自转状态的试验与理论计算结果对比  
(桨叶长度450mm,桨叶桨距 $3^\circ$ ,盘翼仰角 $5^\circ$ )

Fig. 2 Comparison between experiment and calculation in the state of autorotation

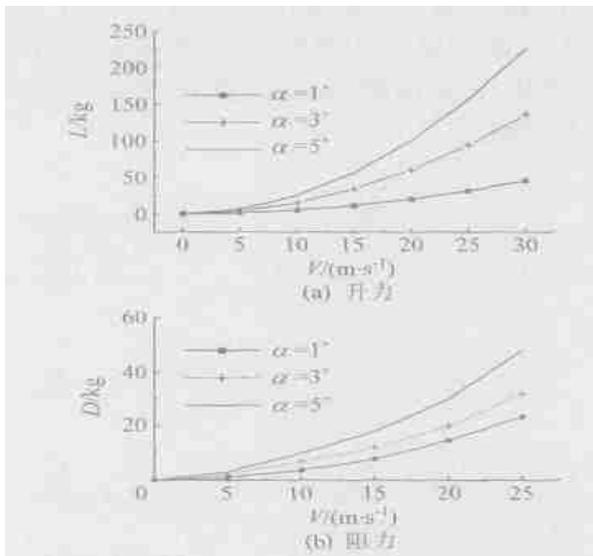


图3 盘翼的升阻特性(为盘翼仰角)

Fig. 3 Diskwing lift and drag vs wind speed at different nose up angles

机身的基本构型后,采取文献[6]的计算模型计算了机身气动力及力矩。由于矢量推力的研究尚未成熟,此处涵道螺旋桨的气动计算采用文献[7]的工程计算模型。有了全机的气动模型,又建立了平衡方程。经过对机身、旋翼系统、平尾、垂尾以及矢量推力的涵道螺旋桨等各气动部件进行气动力及力矩的计算并进行了参数调整之后,初步确定了总体参数。在对悬停、前飞过渡状态和飞机模式前飞各状态的功率进行计算后,选择了 UAV 发动机公司的 AR801 转子发动机。涵道内布置

了两侧平尾和三片垂尾,以提供配平和操纵力矩。总体参数见表1,总体三面图如图4。

按照模式转换过程中升力、功率、操纵平滑连续和保持操稳性的要求设计了状态转换过程(表2)。飞行过程中的参数变化及转换节点的升力和功率如图5所示。

表1 RD15 高速直升机方案的总体参数

Table 1 Parameters of high-speed helicopter RD15

总体参数	
盘翼直径/m	3.2
桨叶长度/m	1.2
桨叶宽度/m	0.16
桨叶片数	4
悬停时转速/( $r \cdot \min^{-1}$ )	455
差动平尾面积/( $m^2$ )	0.15
涵道内平尾面积/( $m^2$ )	0.27
垂尾面积(3片)/( $m^2$ )	1.2459
机身长/m	5.3
发动机/功率/kW	AR801/53-68
涵道直径/m	1

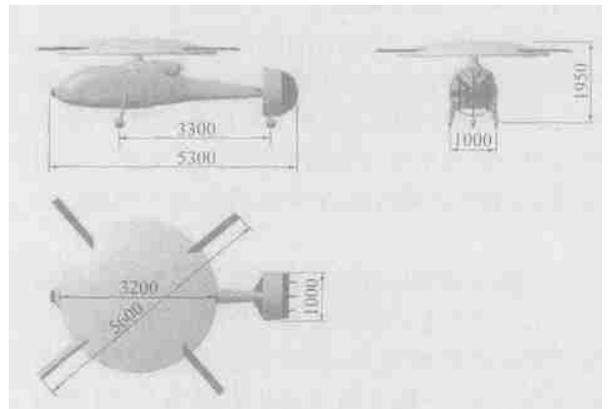


图4 RD15 无人机三面图(单位:mm)

Fig. 4 Sketch of RD15 (Unit: mm)

表2 状态转换过程特征

Table 2 Characteristics of the transfer process

特征点	速度/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	桨距/ ( $^\circ$ )	转速/ ( $r \cdot \min^{-1}$ )	盘翼仰角/ ( $^\circ$ )	桨叶状态
A(悬停)	0	7	455	0	全长
B(前飞)	5	6	420	3	全长
C(前飞)	10	5	420	4	全长
D(前飞)	15	4	400	4.5	全长
E(前飞)	20	3	340	5	全长
F(前飞)	25	5	340	5	2/3长
G(前飞)	29	5	200	5	2/3长
H(前飞)	33	5	200	5	1/3长
I(前飞)	36	0	停转	5	缩回

从图6可以看出,随着飞行速度的增加,转换过程中操纵量变化平缓,转速单调下降,直至为

零, 桨叶最后完全缩进, 盘翼作为升力装置承担高速前飞所需的升力。从图 5 中可以看出, 在前飞过程中旋翼产生的升力和所需的功率一直下降,

案实际可行。

### 参 考 文 献

[1] Miller G. On fairey wings[J]. Helicopter World, 1999, 18 (10) :19 - 21.

[2] Clucci F. Vectored thrust ducted propeller compound [J]. Vertiflight ,2000, 46(4) :11 - 13.

[3] Harold E. Lemont technologies for future vertical flight concepts[A]. American Helicopter Society 56th Annual Forum [C]. American Helicopter Society ,Virginia, 2000. 1 - 9.

[4] 王焕瑾, 高正. 直升机旋翼桨叶动态气动载荷计算方法[J]. 南京航空航天大学学报, 1999 年, 31(1) : 54 - 60.  
Wang H J, Gao Z. A method for calculation of unsteady aerodynamic load on rotor blade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics [J], 1999, 31 (1) : 54 - 60. (in Chinese)

[5] 王焕瑾. Rotorcycle 的气动设计及其“高速型”方案的可行性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2002.  
Wang H J. Aerodynamic design of rotorcycle and research on the feasibility of its high-speed scheme [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)

[6] Prouty R W 著. 高正, 陈文轩, 施永立 译. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 北京:航空工业出版社, 1990.  
Prouty R W. Helicopter performance, stability and control [M]. PWS Press. 1986.

[7] 李建波, 高正. 直升机机动飞行仿真的气动建模及实验研究[J]. 航空学报, 2003, 24(2) :116 - 118.  
Li J B, Gao Z. Aerodynamic modeling and experiment for simulation of helicopter maneuver flight [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(2) :116 - 118. (in Chinese)

#### 作者简介:

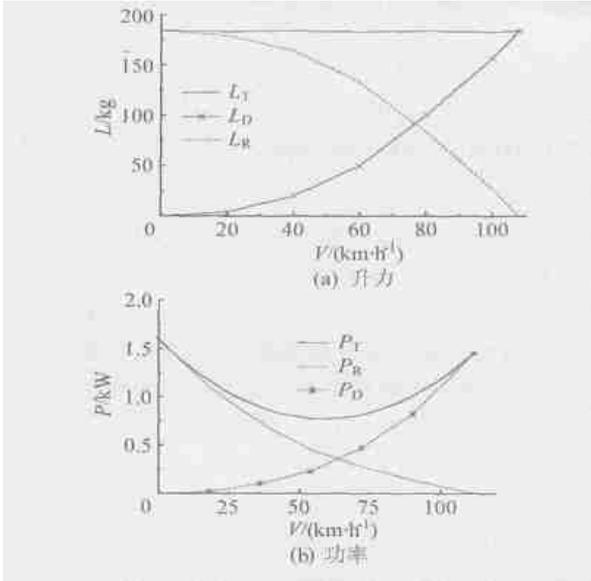


王焕瑾(1973 - ) 女, 博士后, 研究方向: 直升机空气动力学、飞行力学、直升机设计。E-mail: whj@nuaa.edu.cn 电话: 025-84892120。



高正(1938 - ) 教授, 博导, 主要研究方向为: 直升机飞行力学、直升机空气动力学、直升机设计等。

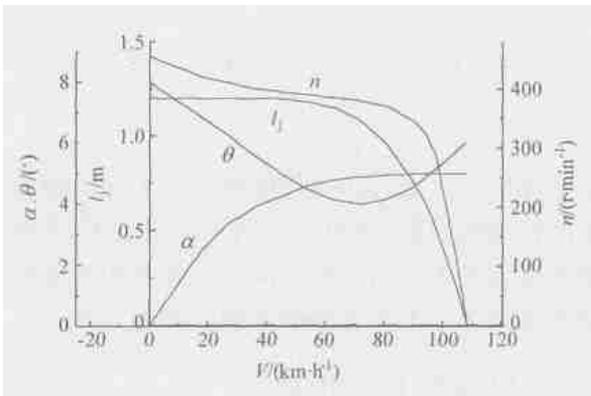
(责任编辑: 刘振国)



注:  $L_T$  为总升力;  $L_D$  为盘翼升力;  $L_R$  为桨叶升力  
 $P_T$  为总功率;  $P_D$  为盘翼功率;  $P_R$  为桨叶功率

图 5 直升机/飞机模式转化过程中升力和功率的变化

Fig. 5 Change of the lift and power during the transfer process



注:  $\alpha$  为盘翼仰角,  $\theta$  为桨距角,  $l_j$  为桨叶长度

图 6 转换过程中的参数变化

Fig. 6 Changes of the parameters during the transfer process

而盘翼产生的升力和所需功率一直上升, 而总升力保持不变; 总功率平滑改变。所以说, 转换过程中升力和功率能够平滑过渡, 操纵过程连续, 该方