

# 变前掠翼无人机翼身连动机构设计

王 旭, 刘文法, 米 康, 陈 鹏, 任智静

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘 要:**针对变前掠翼无人机设计了一种翼身连动机构,使无人机能够根据任务需求,在直机翼、前掠翼、三角翼之间进行气动布局转换,从而在整个任务飞行过程都能达到性能最佳。该连动机构为一环形卡槽式结构,在连接翼梁的卡槽两端布置有 4 个油腔,通过电磁活门控制高压油液驱动翼梁旋转,从而完成机翼的转换。该结构使翼升力在翼根的应力集中通过环形槽两侧的作用点被分散,避免了因翼根加固所导致的结构增重。

**关键词:**无人机;变前掠翼;翼身连动;液压控制;结构设计

**DOI:**10.3969/j.issn.1009-3516.2009.03.001

**中图分类号:** V22;TH12      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1009-3516(2009)03-0001-04

变前掠翼无人机是一种新的设计理念<sup>[1-3]</sup>,依据不同任务需求选取最佳气动外形。这种无人机在起飞、着陆、巡航侦察时可选用直机翼构型,达到最大的升阻比<sup>[4]</sup>;在战斗飞行时可选用前掠翼构型,获得最佳的跨音速气动特性及最大的失速迎角<sup>[5]</sup>;在需要逃逸战区或对固定目标撞击轰炸时,可选用三角翼,获得最小阻力特性<sup>[6]</sup>。

翼身连动机构的设计是变掠翼无人机的一项关键技术<sup>[7-9]</sup>,其结构不仅要满足翼升力及变翼推力所产生的力矩作用,而且不能使机体结构增重<sup>[4]</sup>。本文针对可变前掠翼无人机设计理念及所建立的基本气动外形,完成了一种翼身连动机构的系统设计。

## 1 翼身连动系统的总体设计

本方案采用液压方式来驱动机翼的旋转。为保证左右机翼的协调变化,将从液压泵过来的高压油经一量比为 1:1 的比例器分别流向左右 2 个机翼的动作筒,并在机翼锁的装置处使其产生机械连接。

首先,经比例器的高压油分别流向左右 2 个机翼的液压分配机构,该机构中的各电磁活门由控制电路发出的电信号来控制。当机翼要完成某个动作时,首先向控制电路发出一个控制指令。控制电路将会发出相应的电信号,控制液压分配机构中各电磁活门的通断,从而使液压分配机构向液压动作筒不同的油腔分配高压油,使机翼产生相应的运动。翼身连动系统总体设计见图 1。

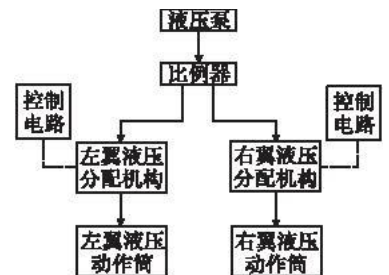


图 1 翼身连动系统总体设计

Fig. 1 General design of wing-body revolved mechanism

## 2 转轴系统

在本文所给出的方案中没有实际的转轴,而是在机翼主梁上安装弧形的滑块(滑块与机翼梁固接为一体),滑块能够在与机身固为一体的半圆弧滑槽(称为卡槽)中滑动。做

\* 收稿日期:2009-01-15

基金项目:国防预研基金资助项目(9140A25010406JB3205;9140A25010406JB3206)

作者简介:王 旭(1957-),男,陕西武功人,教授,博士,主要从事飞行器总体设计研究。E-mail: lwffly@tom.com

一个可以有效密封卡槽开口的盖板(与梁、滑块固接),这样卡槽、滑块、盖板就组成了一个有4个腔的特殊动作筒,见图2,其中 $M$ 、 $N$ 为滑块, $M$ 、 $N$ 镶嵌部位为卡槽。每个卡槽有2个进油口,分别对应环形动作筒的2个腔。对于左机翼来说,当①、③进油口进油时,机翼会向前掠角增大的方向转动;当②、④进油口进油时,机翼会向前掠角减小的方向转动。

每侧翼身连接处有2个卡槽,一个开口向下,另一个开口向上。机翼梁上的滑块嵌入在卡槽的滑槽中,机翼所有的载荷都会作用在卡槽上,通过卡槽传递到机身的箱形承力结构上。因此,滑块、卡槽以及卡槽与机身的连接处必须加强,使之有足够的结构强度来承担整个机翼的载荷。

### 3 液压控制系统

液压控制系统由发出控制信号的控制电路和执行元件的液压分配机构组成,两者共同控制机翼在直机翼、前掠翼、三角翼3个位置之间变化。

如图3所示,液压分配机构的中心元件是一可以 $360^\circ$ 旋转的旋转活门,它通过一根刚性杆与机翼梁的旋转中心相连,随着机翼的转动而旋转,感受机翼某时刻所在的位置,在整个翼身连动系统中可以起到闭环反馈的作用。

在旋转活门周围接有3组正对的油路1、4、2、5和3、6,当旋转活门旋转到该位置时,其可以被旋转活门接通,每条油路上都装有一个同名的电磁活门,以控制油路的方向。电磁阀7、8通过感受1 $^\#$ 到6 $^\#$ 电磁活门是否通电来调整滑阀的位置,以控制高压油通向使机翼前掠的2个腔或使机翼后掠的2个腔,同时使另外2个腔通回油路。0为总液压电磁活门,控制经比例器来的高压油能否进入液压分配机构。其工作原理见图4。

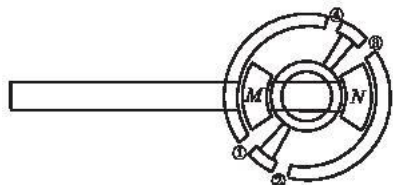
表1列出了当机翼做变翼动作时液压分配机构中各电磁活门的工作情况,“1/0”表示该电磁开关通/不通电及电磁活门处于打开/关闭位置。弧线箭头指示液压分配机构中旋转活门的位置变化。

表1 变翼时电磁开关的状态

Tab.1 States of electromagnetism switches when varying wing

电磁开关	1 $^\#$	2 $^\#$	3 $^\#$	4 $^\#$	5 $^\#$	6 $^\#$
A:直机翼—前掠翼	0	1	1	1	0	0
B:前掠翼—三角翼	0	0	0	1	0	1
C:三角翼—前掠翼	0	0	1	1	1	0
D:前掠翼—直机翼	1	1	1	0	0	0

控制电路见图5。控制电路采用了与、或、非3种逻辑门。整个控制电路中有2根电源线 $P$ 、 $Q$ 。 $A$ 、 $B$ 、 $C$ 、 $D$ 为4个可产生控制信号的信号发生器,分别对应机翼在直机翼、前掠翼和三角翼3种气动布局之间相互转换的4个过程: $A$ 表示直机翼—前掠翼, $B$ 表示前掠翼—三角翼, $C$ 表示三角翼—前掠翼, $D$ 表示前掠翼—直机翼。电源线 $P$ 为和 $A$ 、 $C$ 相对应的与门供电, $Q$ 为和 $B$ 、 $D$ 相对应的与门供电。 $Y$ 、 $X$ 即液压分配机构中的电磁阀7、8。当2 $^\#$ 通电而1 $^\#$ 、6 $^\#$ 都不通电或6 $^\#$ 通电时, $Y$ 开始通电,滑阀移动,高压油通向使机翼可以前掠的2个腔,同时使另外2个腔通回油路。当5 $^\#$ 通电而1 $^\#$ 、6 $^\#$ 都



2 滑块、翼梁、卡槽及环形动作筒  
Fig.2 Slide blocks, wing girders, locking grooves and annular

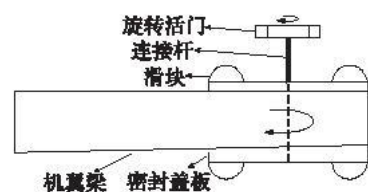


图3 旋转活门与机翼梁连接示意图  
Fig.3 Connection of circumvolve valve and wing girder

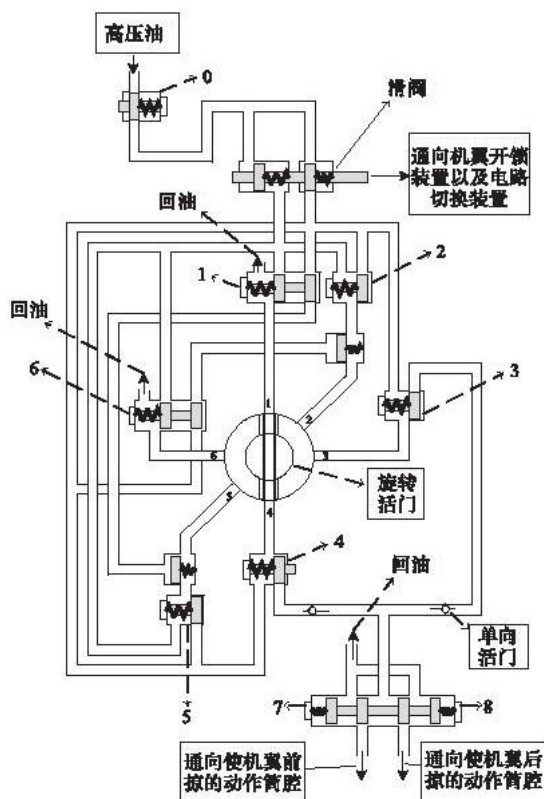


图4 液压油路图

Fig.4 Hydraulic pressure oil pathway

不通电或1<sup>#</sup>通电时,X开始通电,滑阀移动,高压油通向使机翼可以后掠的2个腔,同时使另外2个腔通回油路。

## 4 工作原理

当机翼完成预定动作后,液压分配机构由于闭环特性,无法再向液压动作筒供油,因此机翼不再转动。此时控制电路中的电信号并没有停止,液压分配机构中的电磁活门仍然处于机翼变化时的状态。为了保证机翼在完成预定动作后控制电路以及液压分配机构都能够恢复到正常状态,即所有的电磁活门都回到初始位置,图6设计了一个简单的供电机构。内圈O为总电源触头,固定不动。O以外的部分是一个可以绕中心旋转的齿轮形状元件(称为齿形件),齿形件上面分布有6个触头,均分为P、Q两组,交叉布置在齿形件的圆周上。假设开始时O与P相通,控制系统可以控制机翼完成A或C动作。当高压油克服弹簧弹力推动滑阀右移时,滑阀杆上的楔形滑块克服弹簧弹力缩回到杆中,无法拨动齿形件转动。当机翼完成预定动作后,在高压油与弹簧的作用下滑阀回到初始位置。同时楔形滑块拨动齿形件转动,使P断电,O接通Q,从而切断控制信号,使所有的电磁活门都回到初始位置。这时控制系统便可以控制机翼完成B或D动作。

假设飞机需要完成的下一个动作为A,则表明飞机完成的前一次动作为D,飞机当前为直机翼,总电源与电源线P相通,液压分配机构中的旋转活门处于接通1、4油路的状态。

首先,由控制电路中的A发出一个电信号,使与A相对应的与门输出为高电平,总液压开关以及2<sup>#</sup>、3<sup>#</sup>、4<sup>#</sup>电磁活门被打开。同时7、8处的电磁活门推动滑阀,使高压油通向使机翼前掠的2个腔。总液压开关打开后,高压油进入液压分配机构,到滑阀处推动滑阀克服弹簧弹力向右移动,并触动开锁信号发生装置,使之产生开锁电信号打开机翼锁,准备完成预定动作。

高压油按预定路线进入使机翼前掠的动作筒腔,产生一个扭矩推动机翼转动。与此同时,旋转活门随着机翼的转动而转动。当机翼转到接通2、5油路的位置时,通往动作筒的油路便自然被切断。而2、5油路的接通在A状态下使液压分配机构入口处的滑阀左右2个腔都成为高压油。滑阀在弹簧弹力的作用下回到初始位置,开锁信号断开,机翼被锁在预定位置。与此同时滑阀杆上的楔形滑块拨动齿形元件转动,从而切断OP,接通OQ,使液压控制系统做好完成B、D动作的准备,完成了由直机翼变为前掠翼的动作。液压分配机构中所有的电磁活门、滑阀均再恢复到初始状态。

## 5 结束语

本文针对变前掠翼无人机翼身连动机构进行了设计,提出一种翼身连动系统方案,包括机翼转动时的驱动方式和变翼时的控制系统(液压分配机构和控制电路)等,并对其可行性进行了初步验证。该设计方案具有如下优点:将与机翼固接为一体的上下4个滑块嵌入到与机身固接的上下2个卡槽中,结构紧凑,更有利于承受载荷;机翼梁嵌入到机身中的长度大,有2个受力点,比一根转轴的设计方案受力分散,可以承受更大的翼载荷;用液压来驱动机翼转动,采用环形动作筒,使高压油的压力直接作用在机翼梁上,避免了用连杆连接动作筒施力端与机翼受力点以驱动机翼转动,提高了翼身连动系统的可靠性。

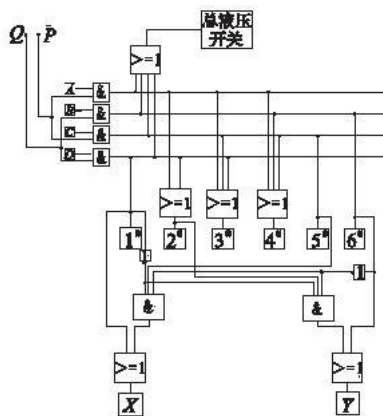


图5 控制电路  
Fig.5 Control circuitry

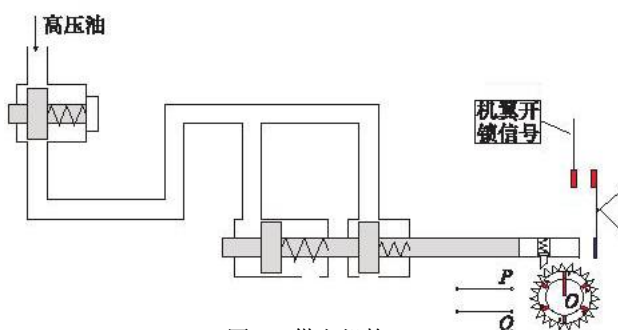


图6 供电机构  
Fig.6 Power supply institution

## 参考文献:

- [1] 朱自强, 王晓璐, 陈泽民, 等. 无人驾驶飞行器的气动特点和设计[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 161-174.  
ZHU Ziqiang, WANG Xiaolu, CHEN Zemin, et al. Aerodynamic Characteristics of Unmanned Aerial Vehicles and Its Shape Design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 161-174. (in Chinese)
- [2] 黄志澄. 无人机的发展及其气动设计[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(2): 1-8.  
HUANG Zhicheng. Development of Uninhabited Air Vehicles and Its Aerodynamic Design[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(2): 1-8. (in Chinese)
- [3] 刘文法, 王旭, 米康. 一种新的变前掠翼无人机气动布局概念研究[M]. 航空学报, 2009, 30(5): 1-5.  
LIU Wenfa, WANG Xu, MI Kang. A New Aerodynamic Configuration of UAV with Variable Forward-Swept Wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(5): 1-5. (in Chinese)
- [4] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997: 363-367.  
FANG Baorui. Aircraft Aerodynamic Configuration Design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997: 363-367. (in Chinese)
- [5] 刘文法, 王旭, 张乐. 变前掠翼气动布局纵向性能研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(4): 4-7.  
LIU Wenfa, WANG Xu, ZHANG Le. Longitudinal Characteristics of the Aerodynamic Configuration with Variable Forward-Swept Wing[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(4): 4-7.
- [6] 刘文法, 王旭, 米康. 前掠翼与后掠翼流动机理的数值研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2008, 9(6): 1-5.  
LIU Wenfa, WANG Xu, MI Kang. The Numerical Research on Flow Mechanism of Forward-Swept Wing and Backward-Swept Wing Configurations[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2008, 9(6): 1-5.
- [7] Brett A N, Robert L S. Classical Flight Dynamics of A Variable Forward-Sweep-Wing Aircraft[J]. Journal of Guidance, 1986, 9(2): 352-362.
- [8] Northrop Grumman Corporation. Aircraft with Variable Forward Sweep Wing; USA. US5984231[P]. 1999-11-16.
- [9] Shigeru Horinouchi. Variable Forward Swept Wing Supersonic Aircraft Having Both Low-Boom Characteristics and Low-Drag Characteristics; USA. US Fresh Patent 20050230531[P]. 2005-10-20.

(编辑: 姚树峰, 徐敏)

## A Design of Wing-Body Revolved Mechanism for UAV with Variable Forward-Swept Wing

WANG Xu, LIU Wen-fa, MI Kang, CHEN Peng, REN Zhi-jing  
(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038)

**Abstract:** The Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with variable forward-swept wing is a new design concept, which integrates the advanced aerodynamic characteristics of orthogonal wing, delta wing and the forward-swept wing. The best performances under different mission demands can be achieved through changing the wing position among the three said configurations. The design of wing-body revolved mechanism, as a key technique, must be hard enough to suffer the lift and moment during varying wing, moreover, the fuselage can not be overweight. Thus, a mechanism with an annular locking groove is proposed in this paper, the high-pressure oil controlled by electromagnetic valves can drive the wing revolution and disperse the stress concentration on root wing through the two sides of annular locking groove.

**Key words:** Unmanned Aerial Vehicle (UAV); variable forward-swept wing; wing-body revolved mechanism; hydraulic control; structure design