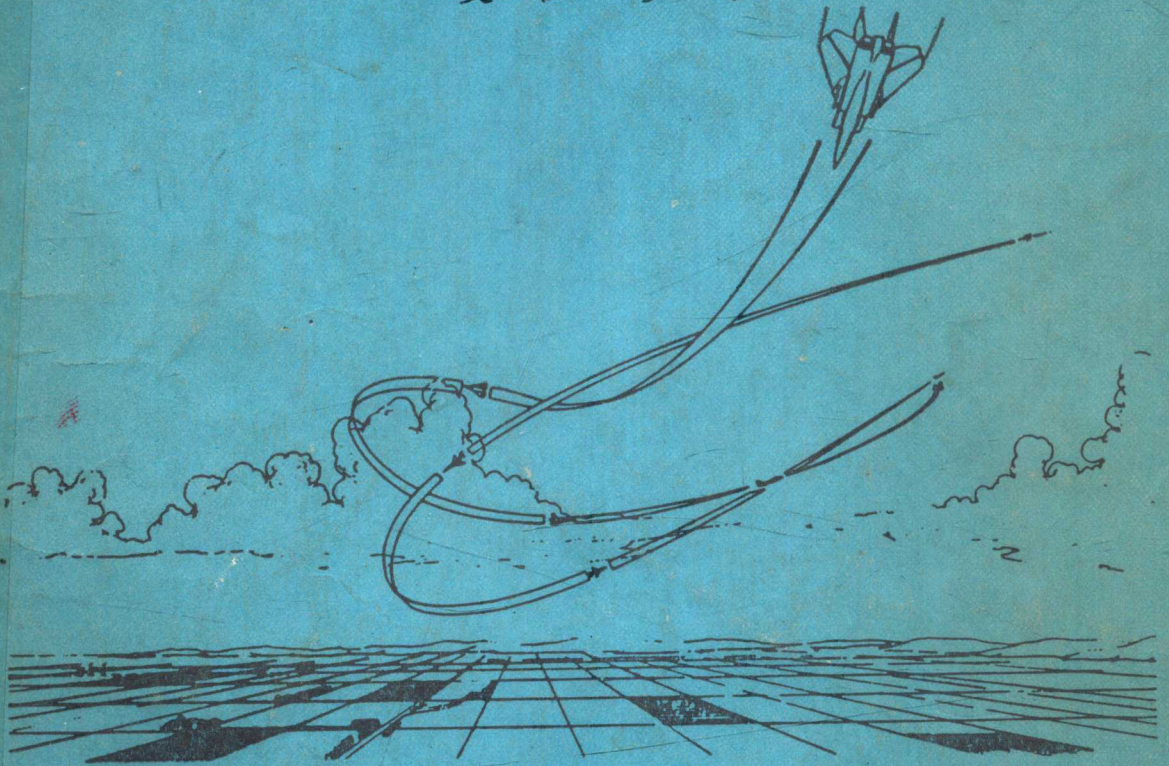


# 无人驾驶飞机的微机飞行控制系统

夏云程 罗 锋



南京航空学院

1990.1.



## 前 言

遥控飞机 Remotely Piloted Vehicles (RPVs) 的飞行控制系统设计已有一套完整的成熟的经验。并已生产了有良好控制功能的各种飞行控制系统，随着计算机技术的出现，微机飞行控制系统得到了飞速发展。

本文主要包括四个部分的内容：(1) 以美国“火蜂”无人驾驶飞机为例，说明从原来的模拟式控制系统到微机飞行控制系统的演变过程，对几种型号上采用的控制律、数字仿真、物理仿真、飞行试验进行了全面的讨论。(2) 将微机飞行控制系统原理应用到“FIREBRAND”和“HIMAT”飞机上的最新成果。(3) 详细列出了“火蜂”I232c型高机动靶机中所用的各个控制部件的技术数据。这对我国研究无人驾驶飞机的工程技术人员来讲是有一定参考价值的。(4) 介绍了我国自行研制的“长空”系列靶机的微机飞行控制系统。

由于水平所限，不妥和错误之处，望读者批评指正。

编者

1989.10.



\*30176251\*

676390

# 目 录

一、概述.....	1
二、历史背景.....	2
三、飞行控制原理的演变.....	5
1、KDA飞行控制系统.....	5
2、Q2C飞行控制系统(A/A37G-3A).....	6
3、BQM-34E/F飞行控制系统(DRW-33).....	7
4、TRA232型飞行控制系统.....	9
四、XQM-103微机飞行控制系统.....	11
1、遥控指令.....	11
2、飞行控制律.....	12
3、控制律研究.....	16
(1) 小扰动分析.....	16
(2) 六自由度仿真分析.....	18
(3) 硬件仿真.....	19
4、MFCS试验计划.....	20
(1) 小扰动分析.....	21
(2) 软件仿真.....	22
(3) 硬件仿真.....	22
(4) 飞行试验计划.....	22
五 MFCS控制原理的应用.....	28
1、高机动遥控研究机(HiMAT)备用飞行控制系统.....	28
2、FIREBRAND飞行控制系统.....	37
六、“火蜂”I232C型微机飞行控制系统.....	40
1、微机飞行控制盒(MFCB).....	42
2、软件.....	45
3、高度传感器.....	46
4、空速传感器.....	46
5、垂直陀螺.....	47
6、三轴速率陀螺.....	47
7、法向加速度计.....	48
8、侧向加速度计.....	48
9、舵机.....	48

10、雷达高度表.....	49
11、扩展选择.....	50
七、“长空”KJ-9系列飞行控制系统.....	51
1、典型的飞行轨迹.....	52
2、自动驾驶仪调节规律.....	53
3、超低空飞行高度精确度的保证.....	55
4、六自由度物理仿真试验.....	59
5、试飞结果.....	62
八、选择计算机时各种因素的权衡.....	62
九、结论.....	63



## 一、概 述

自三十年代利用无人机作为靶机以来，无人机的发展十分迅速，无人机的应用领域不断扩大。在军事上用于侦察、监视、通信、反潜、骚扰、诱惑、炮兵校正、电子对抗、战术空中格斗模拟和对地攻击……。在国民经济上用于大地测量、气象观察、城市环境监测、地球资源勘探、森林防火和人工降雨……。在科学研究上用于大气取样、新技术研究验证等等。总之，可以这样说，几乎可以执行有人驾驶飞机的一切功能，甚至可以执行有人驾驶飞机不能执行的功能。

“火蜂”无人驾驶飞机是得到美国海、陆、空三军支持，由美国特里达·瑞安公司研制的一种以涡轮喷气发动机推进的高速无人驾驶飞行器，在1951年3月进行了首次无动力滑翔飞行试验，当时的编号为Q-2A（空军编号）和KDA（海军编号），同年夏天，定型生产，这种最初型号的Q-2A和KDA共生产了1250架，分别在海、陆、空三军中使用。

自那时以来，为了适应不同军种、不同任务的要求，以及各国订货方的需要，在原型机的基础上，进行了各种改型，如主要用作靶标的124系列，用于完成侦察任务的147系列，具有多用途功能的234系列、255系列，用于侦察、电子战、对地攻击的多功能遥控飞行器、反舰导弹，以及为以色列提供的232型等各种系列。

由于“火蜂”无人驾驶飞机具有很多优点，因此受到了多方面的重视，使其成为世界上产量最多的无人驾驶飞机，据统计，在1978年1月底，美国三军以及其它国家用“火蜂”靶机进行武器系统的研制、试验和鉴定以及教练飞行的次数已达26900多次，预计到1992年，总产量将累积到7900架。

无人驾驶飞机飞行功能的日益增多，使飞行控制系统越来越复杂，特别是硬件方面，开始是利用具有代表性的现有的模拟式飞行控制系统附加上程序装置和导航计算机等设备，这就形成了一种混合硬件的复杂堆集，从成本、尺寸、重量以及可靠性来说这种复杂堆集，显然是极不理想的，而这些要求也正是在设计RPV<sub>S</sub>时要考虑的重要因素，随着电子技术的发展，便宜的微处理器可靠、灵活、高的精确度给RPV<sub>S</sub>飞行控制系统设计提供了良好的物质基础。因此，用微处理器作为飞控系统的硬件无疑是一个强有力的候选对象。但有限的计算能力限制了飞行控制规律的选择。

先前的模拟式系统控制原理，实践证明已经能对RPV<sub>S</sub>进行极好的控制，将这些控制原理应用到微机飞行控制系统，并连同计算的约束条件一起进行研究，这样就决定要采用多速率系统，虽然仍有计算约束条件，但可以分别处理，即增稳回路用高速率采样，指令回路则用较低速率采用。控制原理还要求所有指令信号通过积分器送入，这样就消除了不希望有的阶跃瞬变，并且自然地划分成慢速和快速回路。控制规律是预先编制在以微处理器为基础的计算机中，微处理器与接口部件合在一起称为微机飞行控制系

统Microprocessor Flight Control System(MFCS)。通过飞行试验证明MFCS具有极好的控制性能。1982年以后的“火蜂”飞机上都已装备了微机飞行控制系统。

我国自行研制的“长空”系列无人驾驶飞机，过去一直使用模拟式控制系统，但在CK-1E型超低空靶机上也首次采用了微处理器，飞行试验及靶试结果表明新设计的KJ-9E数模式飞行控制系统是成功的，同样具有极好的控制性能。

## 二、历史背景

在RPV<sub>S</sub>上想使用MFCS的考虑是在第二次世界大战之后开始的，当时研制的无线电控制的飞机被用来作为各类武器系统的靶机，具有代表性的是KDA，它是美国陆军使用的一种喷气式靶机，它只有十分简单的控制指令：爬升、俯冲、平直飞、左/右转弯，以及用来控制飞行速度的发动机转速增加/减少指令。大约生产了500架。因为它在遥控人员的控制下可以进行简单的机动，因此可看作是当代RPV<sub>S</sub>的先驱。在KDA飞行控制系统中的爬升或俯冲模态是采用具有固定的俯冲姿态基准的俯仰姿态指令模态，飞行经验指出，由于缺乏适当的可见飞机运动的各种信息，遥控人员在这些模态中很容易使飞机失速，因此遥控人员辨识上述问题将是以后飞行控制系统设计中的一个方向问题。

随着Q2C(BQM-34A, MQM-34D)的出现，进入了第二阶段的发展，Q2C飞机具有一个更加完善的飞行控制系统，它改善了操纵飞机的安全性。Q2C飞行控制系统在爬高和俯冲模态中应用了空速排定模态指令，而不是俯冲姿态指令，因此遥控人员的工作是减轻了。从飞机决不会失速而言，空速模态是一“安全”模态，然而爬升俯冲速率要取决于发动机的推力装置。Q2C飞控系统定名为A/A37G-3，一直生产到70年代初期。从50年代末期出现到70年代初期这段时间，为了增加功能进行了大量的修改并附加了一些装置。为扩展靶机功能而附加的典型装置有：

- 增加机动能力装置(IMK)，可提供大倾斜角转弯。
- 雷达高度表低高度控制系统(RALACS)装置，使具有在地形上空50英尺高度低空飞行的能力。
- 战术空中格斗模拟用的机动增强装置(MASTACS)，它可提供高“G”(5G)倾斜转弯并保持高度，或在控制人员的操纵指令下进行爬升或俯冲机动。
- 高级螺旋机动装置(ASMK)，它可控制飞机在一倾斜平面上进行高机动转弯。

这些附加的能力使靶机在一个有经验的遥控人员的操纵下完成复杂的机动飞行，遥控人员现在可以看作是一名“遥控飞行员”。作为这种能力的一个例子，我们用MASTACS装置来说明一下，这种系统是被设计成在空中作战状态时为有人驾驶飞机提供空中靶标用的，70年代早期，在太平洋导弹靶场，迎战F4飞机作格斗飞行，良



好的靶机机动性使得F 4飞行员跟踪该靶机觉得有困难，“遥控飞行员”在许多情况下可完全摆脱有人驾驶的F 4飞机。遗憾的是象这样的MASTACS系统没有进一步发展，仅仅属于样机阶段。但从它的研制工作得到的经验，在以后的飞控系统控制原理的发展中得到了应用。

随着60年代后期集成电路的出现，一种新的飞控系统硬件出现了，如A/A37G-8，这种系统在设计时就具有上述附加功能，而不须另外的附加装置，基本的飞控系统规律与A/A37G-3是相同的。

在60年代越南战争期间，对靶机进行了大量的修改，以便执行各种不同的任务，譬如，在高空和低空侦察，电子干扰（ECM）任务等等，这些任务要求飞机作程序飞行、自动导航、并受遥控人员的操纵。附加的这些装置，在某些情况下则成了连接数字计算机与模拟系统各种不同硬件的一种堆集物，这显然是不合适的。

在同一时期，要求研究BQM-34E超音速靶机，遥控人员针对飞机性能提出了许多问题，如机体受控制面的控制作用是很灵敏的，因此飞控系统必须设计成在任何遥控指令时确保飞机的安全，过去的经验表明，使用的逻辑必须是完美的，在某种意义上来说“无状态”模态一定不能出现，模态之间转换的瞬变过程必须得到安全的控制，这就导致了以后设计的基本特点之一，即通常需要的内回路要与控制面驱动器直接相连，但是所有指令回路要通过一个积分器，这样做可使指令模态改变引起的任何过渡过程永远与积分器同步，另外的特点是依靠限制所用的俯仰姿态指令的速率来有效的限制过载因子。

在1973年，一连串的MQM-34D靶机被修改，为的是提供一种增强的高“G”性能飞机，这个工作是依靠制造了一个新的发动机吊舱和装了一台J85发动机来实现的。因为增加了推力，使其能够在地形上空1500英尺高度承受7g的转弯，该靶机定名为MQM-34DI型。FCS是一种将ASMK进行修改后的A/A37G-3A，在上述研制工作中得到的经验对以后飞控系统的发展是非常宝贵的。靶机以7“G”转3圈的特性可以用来评价长远的影响，譬如陀螺垂直误差以前只能靠模拟来研究。

MQM-34DI型扩大了MQM-34D的速度包线，同时发现了或弄清楚了某些过去碰到过的气动力现象。因为有更动的压所以需要增加舵机的功率。同时还研制了偏航阻尼器和自动方向舵配平系统以便改善在转换过程中的高度保持和控制转弯进入或退出的瞬态过程。

1973年中期，一个外国政府需要一种类似于MASTACS方式的机动靶机，定名为TRA232型。当时A/A37G-3 FCS已经停产，因此决定修改A/A37G-8A FCS。根据BQM-34E，Q2C和MQM-34DI型方案获得的经验，决定将超音速靶机FCS中应用的一些原理用来设计新的系统，这就要求将A/A37G-8A中的大部分模拟板作较多的替换，而其它模拟板则稍作修改。结果是新系统满足了要求，并且仅在二次验收飞行后就被认可。考虑到更改的程度，没有采用试飞计划，而这个研制计划说明了，在良好的飞机性能数据的情况下，强有力的仿真能去掉大量的飞行试验。

在同一时期，制造了“罗盘罩(R)”高空侦察RPV(Compass Cope(R))，尽管它与MCF S没有直接连系，但它指出了PRV FCS必须提供一些附加能力，最重要的能力是能在一般跑道上用遥控指令或自动模式下进行起飞或着陆。这个系统装有一个机载计算机用来进行计算、余度管理和计算机辅助测试。“罗盘罩(R)”不必在空中再加油，在空中停留超过24小时，创造了RPV续航时间的新记录。

在1973年末期，有几个外国代理商表示对空中监视用的微型靶机有兴趣，那时的主要要求是比较小的目标有效反射截面，这是用牺牲飞机的静稳定性和性能来取得的。这种飞机后来就成了星式微型靶机(STARS)。尺寸、重量、动力限制和数据传输要求使新近发展的Inter 8080微处理器作为数据处理的一个主要候选对象，同时决定了这种飞机需研制数字式自动驾驶仪，不久就发现如果对数字系统不进行严格的分析，那末内回路计算速率对计算机来说是太高了，由于时间限制和缺乏分析工具，因此，决定用简单的模拟线路来实现内回路稳定功能，指令回路用数字计算机来处理，然后与模拟稳定回路来连接，这种飞机成功的用弹射器发射并用回收网回收，回收状态用了一个光学跟踪器和闭环终端制导，微处理器在这种应用中证明了它有巨大潜力，全数字控制系统的研制只是一个时间问题。

大约在同一时期，美国空军飞行动力实验室(FDL)拟订了一个计划，要研究RPV飞行控制系统的要求和未来的能力，采用的飞机是一种修改过的AQM-34H，并定名为XQM-103。因为它是一种研究计划，而且指令模态的特点既是比例式的又是综合式的，因此是从事研究数字RPV飞控系统的一个理想的地方。FDL为研制新的Inter 8080微处理器提供了资金，TRA得立特瑞安航空公司提供了飞行控制系统软件。为了增加计算速度开始了乘法功能硬件的研制。XQM-103计划的另一个优点是，为了试验新的硬件，保留了模拟系统，在飞行中转换到数字系统，这样虽然造成了转换产生的各种瞬变过程问题，但可由所选择的控制原理来消除。当时对该系统的硬件做了仿真以后，未进行飞行试验，XQM-103计划就中止了。为了继续MFCS的飞行试验，在白沙导弹靶场，将标准的MQM-34D靶机简化成二轴控制，新计划定名为“MFCS试验”，研制了一种新的数字系统与传感器之间的接口装置。不幸的是由于缺乏指令线路和合适的驾驶员显示装置，不得不禁用比例指令。试验计划要求最多作三次飞行，在三次飞行中要验证常规的靶机飞行模态，机动模态和予编程机动模态。结果，首次飞行就达到了上述三个要求，但有一个次要的问题造成了过早的回收，第二次飞行取得了完全的成功，这样所有的目的均达到了。



### 三、飞行控制原理的演变

MFC S控制原理的演变中所包含的各系统列表在图3-1, 左边一行表示继承发展的过程, 右边表示间接影响MFC S的各个系统, 下面比较详细的讨论左边一行的演变过程。

#### 1、KDA飞行控制系统

KDA飞行控制系统称作瑞安自动驾驶系统(RAPS-7), 本质上它是一个姿态控制系统, 并能在控制指令下保持当时的高度, 指令清单是基本的, 遥控人员(RCO)有下列指令:

- 平直飞——进入高度保持模态
- 爬升——控制爬升姿态
- 俯冲——控制俯冲姿态
- 右转——在高度保持状态下控制右倾斜
- 左转——在高度保持状态下控制左倾斜

另外一些指令是开环控制的:

- 转速增加——增加发动机每分钟转速(空速)
- 转速降低——降低发动机每分钟转速(空速)
- 左方向舵配平——以固定速率移动方向舵向左
- 右方向舵配平——以固定速率移动方向舵向右

俯仰和滚转轴的控制回路包括一个用速率反馈来提高稳定性的内回路和一个外部指令回路, 实现高度保持控制是与俯仰轴中的增量控制一样的, 在水平飞行时, 滚转轴的倾斜角要求到达零, 倾斜转弯是引入一个阶跃指令到滚转综合接口来实现的, 系统没有积分器, 因此离开要求值的稳态偏差在所有模态中均存在, 系统有一个自动“下滑”模态, 当发动机停车时自动进入这个模态, 在这种模态时, 升降舵被锁住, 但滚转通道仍工作。

从控制人员的观点来看, 该系统有许多不适当的地方, 机体的不对称性引入稳态倾斜角从而产生不对称的转弯, 用方向舵配平可以补偿这些偏差, 但使用的配平量是复杂

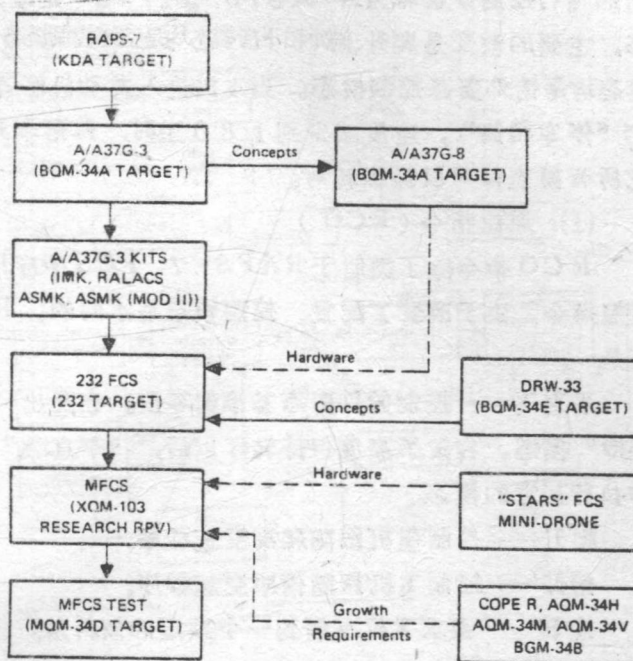


图3-1 飞行控制系统的演变

的，这是因为不正确的垂直陀螺直立位置而造成了垂直陀螺误差，而垂直陀螺又正是作为飞控系统中的一个主要传感器。另外，该系统还要严格限制在爬升或俯冲时进行转弯，爬升和俯冲模态也是俯仰姿态指令模态，因此控制人员缺乏适当的信息，飞机很容易失速。

## 2、Q2C飞行控制系统(A/A37G-3A)

Q2C是KDA的改进型靶机，在别的军种中也称BQM-34A和MQM-34D，鉴于KDA飞机的飞行经验，应该减轻遥控人员的工作，因此改进了指令模态的配置，新的飞行控制系统称为A/A37G-3。Q2C是地面发射的，有一个单独的“介除”模态。主要的改变是爬升、俯冲和下滑模态均是空速控制模态，空中发射和地面发射“介除”模态均是俯仰姿态控制模态。当飞机进入发动机停车空速模态时，接通低高度回收模态，即“停车爬高”，速度减少到180节时，降落伞开伞。除了“停车爬高”模态，在其它所有模态都可以操纵转弯。

### (1) 遥控指令(RCO)

RCO指令除了类似于RAPS-7 FCS中应用的一些指令外，另加了一个倾斜角超控指令。由于改变了配置，控制模态是不同的。RCO指令和构成的飞行控制系统模态是：

平直飞——控制俯仰姿态基准到零度。在发出“平直飞”指令后，飞机进入“高度保持”模态。在做了高度保持转弯以后，“平直飞”指令不会断开“高度保持”模态，除非执行其它的模态。

爬升——控制飞机跟随爬高空速程序。

俯仰——控制飞机跟随俯冲空速程序。

左转——要求飞机左倾到一个预定的倾斜角。

右转——要求飞机右倾到一个预定的倾斜角。

倾斜角超控——假定在高度保持时，介除高度基准，可操纵飞机倾斜到一个固定的45°倾斜角。

回收指令——接通回收系统控制规律。

### (2) 控制规律

A/A37G-3飞行控制系统控制规律如图3-2所示，俯仰通道与RAPS-7控制规律相比是更复杂了，用俯仰速率反馈增大短周期阻尼，姿态反馈增大长周期阻尼，附加的空速模态包含有一个空速模态的积分同步器，以消除稳态偏离误差和控制模态转换时的瞬变过程。由于“爬升”和“俯仰”指令执行了空速程序，爬升或俯冲速率取决于约定的空速和发动机转速值，在“高度保持”模态时，没有积分器，因此飞机有一个与接入高度有关的配平补偿，将升降舵设置在后缘上偏4°的零指令位置，使在一定程度上起到了缓和作用。滚转轴是一种具有滚转速率反馈以提高稳定性的滚转姿态控制系统，滚转速率增益是按校正的空速函数排定的，系统没有积分器，因此出现不对称时，存在倾斜角偏差，操纵转弯是用转弯倾斜指令来实现，即送入一个阶跃指令到滚转通道综合点，该阶跃指令是按高度的函数排定的，这样虽然解决了早期的A/A37G-3飞行控



制系统中的一些问题，但RCO仍需要知道“平直飞”、“爬升”和“俯冲”模态的一些特性，而且对于机体的不对称和方向舵配平缺乏合适的信息相联系在一起的侧向问题仍然没有得到解决，另外加入了一些装置后，还碰到了其它一些问题，因为另加一些装置产生了不希望的瞬变过程，并且附加上了与飞行状态和飞机结构成函数关系的稳定偏差。

### 3、BQM-34E/F飞行控制系统(DRW-33)

BQM-34E和BQM-34F是分别用于海军和空军的超音速靶机，这二种靶机使用的飞行控制系统均称为DRW-33，考虑到A/A37G-3的使用经验和超音速飞机对控制面偏转的灵敏性，将控制规律和FCS逻辑作了某些改进，DRW-33的主要特点是消除了从一种模态变到另一种模态时的转换瞬变过程，在模态转换时提供了平滑的瞬变过程，并且去除了同步问题，上述结果是由于在积分器上完成了模态转换而获得的，该积分器的权限是受限制的，并且输入积分器的信号也是有限的。在纵向通道的输入限制对

“俯仰姿态”模态要求的过载因子提供了一个间接的限制，另外一个重要的特点是对控制逻辑使用锁定继电器，在接收到一个确定的复位信号以前，锁定继电器一直保持在原来的置位状态（例如，一个置位和复位指令同时出现时，继电器会保持在原先的状态），使用锁定继电器消除了逻辑竞争和有助于阻止不明确的控制模态。

#### (1) 遥控指令(RCO)：

DRW-33的RCO指令比亚音速的BQM-34A使用的指令有更多的扩充，这样做是为了适应超音速飞行的状态，同时也使RCO操纵靶机更加灵活，取消了人工配平，采用自动方向舵配平使侧滑角配平到零。RCO指令如下：

平直飞——控制俯仰姿态基准到 $4^\circ$ ，5秒以后进入“高度保持”模态。

爬升——控制机头上仰的姿态，它是指令保持时间的函数。

俯冲——控制机头下冲的姿态，它是指令保持时间的函数。

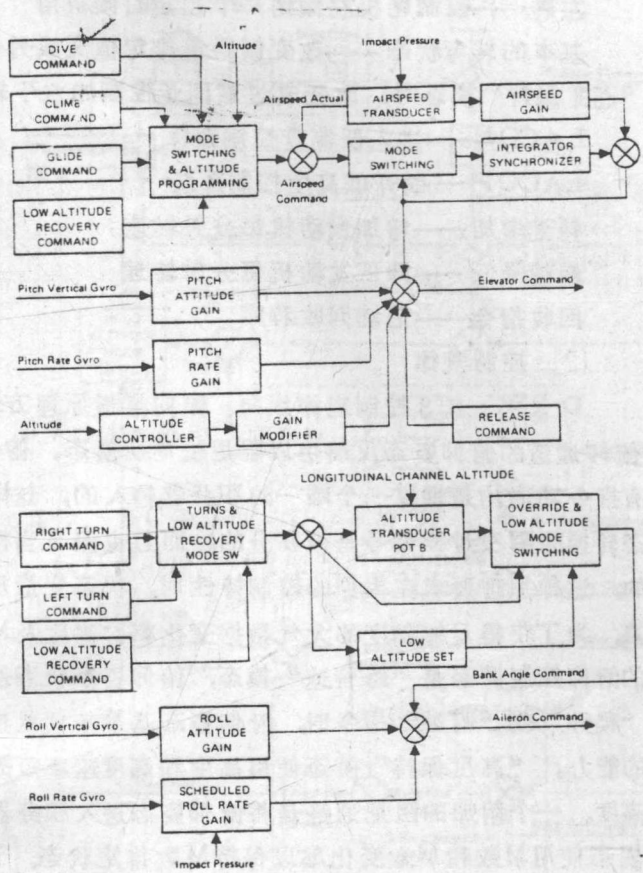


图3-2 A/A37G-3纵向侧向通道原理方块图

亚音速M数保持——当 $M < 1$ 时，保持亚音速M数排定值

超音速M数保持——当 $M > 1.05$ 时，保持超音速M数排定值

右转——控制靶机右倾到一个预定的倾斜角

左转——控制靶机左倾到一个预定的倾斜角

基本的转弯状态——改变倾斜角排定值变成另一更大的排定值进行控制，并且在“高度保持”模态时，改变成过载因子控制的水平转弯。

LACON——进入低高度控制系统

LACOF——断开低高度控制系统

转速增加——增加发动机每分钟转速

转速降低——降低发动机每分钟转速

回收指令——启动回收程序

## (2) 控制规律

DRW-3.3控制规律纵向、侧向通道原理方块图分别如图3-3和图3-4所示。俯仰通道的俯仰姿态反应用以阻尼长周期模态，俯仰速率反应用以阻尼短周期模态，所有指令功能均是通过一个唯一的积分器输入的，这样就确保在控制驱动器运动以前，模态转换的瞬变过程信号是被积分的，而且也保证当模态转换发生时，积分器也总是同步的，这种原理要求在相似的控制特性时，状态变量反馈的阶次要比A/A37G-3型更高。为了获得足够精度的大气数据变化率、高度及M数，使用了大气数据计算机。基本的俯仰控制模态是“跨音速”模态，俯仰姿态状态使用 $4^\circ$ 俯仰姿态控制。当发出一个“爬升”或“俯冲”指令时，俯仰姿态基准按预置速率进行改变，并且有时间比例控制的能力。“高度保持”模态使用高度和高度速率反馈，基准高度就是高度模态接入时的高度。一个附加的阻尼通路是将俯仰姿态送入积分器。“亚音速M数”和“超音速M数”模态使用M数和M数变化率以保持M数排定状态，该状态是作为高度的函数预先排定的。低高度控制模态是用于5000英尺高度以下飞行，该模态本质上是一种高度控制模态，高度基准是由RCO指令进行改变，在这些模态中，虽然可以用气压高度，但通常用雷达高度表。低高度控制是用一个RCO指令开始执行的，随后系统就在一个预置的较高的基准高度上飞行。如果使用雷达高度表，雷达信号必须是可靠的，否则这种模态是禁止的。在上述模态时，有三种指令用来控制飞机“爬升”、“俯冲”、“平直飞”。“爬升”指令将基准高度以指数形式变到上部的极限。“俯冲”指令控制高度基准到予置的下方的极限，“平直飞”指令保持现时的高度基准。

侧向通道用滚转速率反馈到付翼通道和航向速率反馈到方向舵通道以阻尼高频模态，滚转姿态反馈到付翼通道以稳定低频和指令模态。另外，当外挂油箱时，把侧滑反馈到方向舵以增大方向稳定性，当“航向保持”模态时，方向配平是用反馈侧滑角的积分到方向舵。基本控制模态用航向速率积分反馈到付翼以提供一种“导出”的“航向保持”模态，飞出一条直线轨迹。除了在转弯、退出转弯不久或在“解除”状态，通常都是这种模态。在标准转弯时，倾斜角指令是作为高度的函数排定的，转弯进入或退出的控制受到倾斜指令所用速率的限制。



## DRW-33 飞行控制系统

在规定的 SD-20196 的技术特性范围内控制 BQM-

34E/F 靶机，例如可要求靶机在“高度保持”模态，从模态开始到结束的 300 英尺宽的空中走廊中，除了在跨音速范围 ( $1.0 < M < 1.05$ ) 和失事 M 数以外，在其它任意 M 数下能做 5g 水平转弯。从这种飞行控制系统所完成的工作来看，某些能导致改善将来系统性能的重点是容易辨识的，其中之一就是加速飞行时产生的垂直陀螺的垂直误差是危险的影响，特别是在承受高“g”水平飞行转弯时对长周期模态性能，归根结底会有一个明显的影响。

### 4、TRA232 型飞行控制系统

232 型是为外国政府生产的亚音速机动靶机，系统动态性能的指标超过了当时现有的飞控系统的兼容能力，这些要求包括性能保证书，没有飞行试验阶段，只有二次验收飞行，在验收以前损失的飞行将不付给费用。由于这些严格的要求，决定大规模修改控制规律，该

亚音速靶机的硬件采用了 A/A37G-8A FCS，它的控制规律和逻辑是十分相似于 A/A37G-3，利用 DRW-33 系统中已获得成功应用的那些原理修改控制规律，这样就要求所有的指令回路通过一个积分器，附加的一些模态以便控制 RCO 控制模态转换时的瞬变过程，扩展的部分使能做要求的机动，增加了第三轴以改善荷兰滚模态阻尼并提供侧向配平，最后构成的 FCS 只使用了 A/A37G-8A 中很少一部份的原有模拟线路，有一块线路板没有修改，有二块线路板

稍为作了一点修改，有二块线路板作了大量的修改，设计和制造了四块新线路板，底板也作了大量修改，系统采用了三轴速率陀螺组件和一个侧向加速度计。在这种情况下，要求系统有高的置信度，为确保成功，进行了大范围的各种模拟试验。在第一次飞行中执行了所有的控制指令，目的是要难倒这个系统逻辑，然而系统获得了完满的成功。在第二次飞行

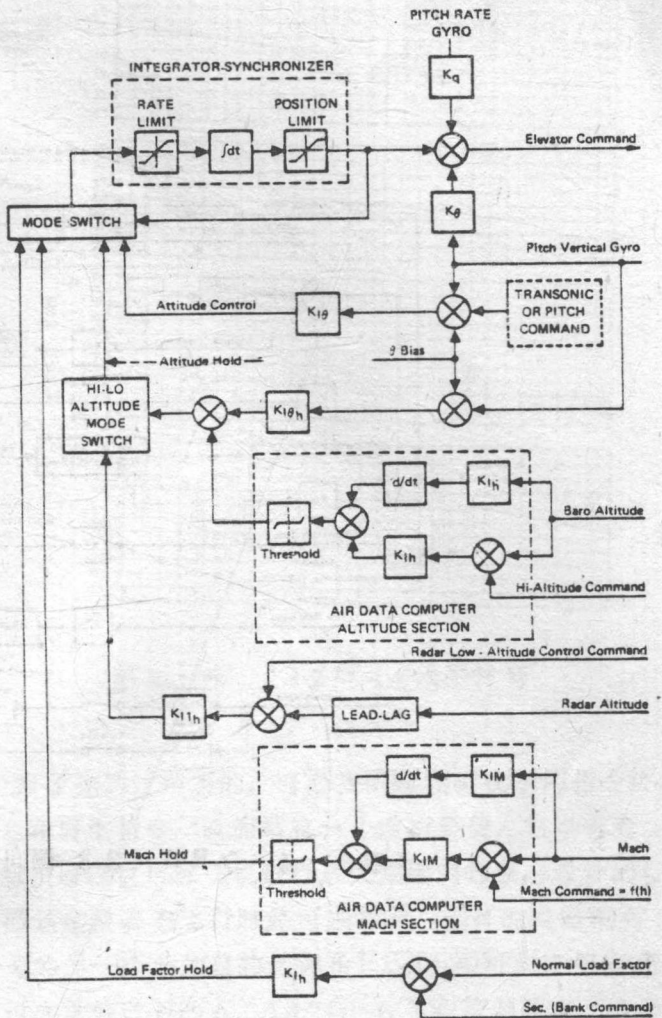


图 3-3 DRW-33 纵向通道原理方块图

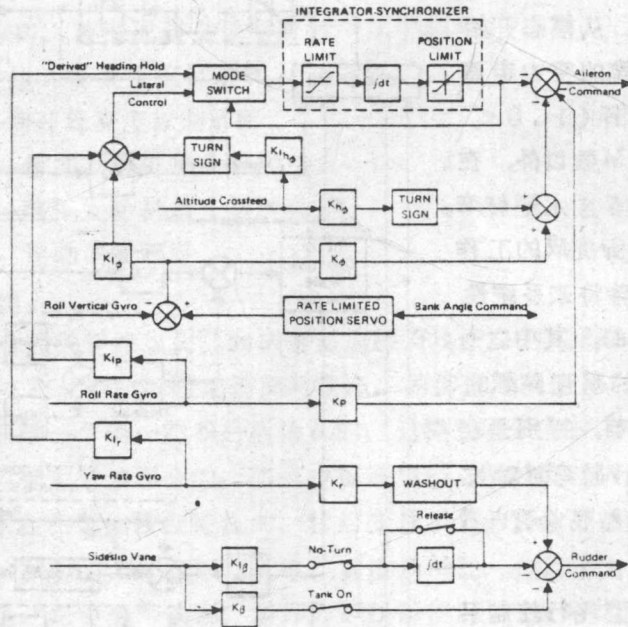


图 3-4 DRW-33 侧向通道原理方块图



中，一名新操作手来控制这架飞机也满足了所有的要求。在这次飞行中所进行的典型的高“G”转弯，飞行曲线示于图3-5，从该图中可看到精确的控制特性。第二次飞行后系统就交付使用了，自从那时开始一直成功的飞行，TRA 232型控制原理成了以后设计MFCS控制律的基础。

#### 四、XQM-103 微机飞行控制系统

XQM-103是由美国空军飞行动态实验室(FDL)使用的一种研究机，该机的最初研究目

标是解决RPV<sub>S</sub>的人-机接口要求。为了达到这种目的，有必要研究飞机在不同指令状态下的控制规律，指令允许有比例指令和离散指令，地面站有一个模拟座舱，它装有普通有人飞机上的各种显示器，以便领航员通过它可对飞机进行最大限度的控制，设计的FCS允许使用不同的控制模式，而这些模式在飞行时是可选择的，选择的模式既可是比例模式，也可是离散模式。该计划的另一个附加目的是评价RPV<sub>S</sub>中可能应用的现代电子硬件。采用的FCS是一种经过大量修改过的A/A37G-8飞行控制系统。由于应用微处理器的成功和一个简单的数字系统所具有的潜在的灵活性和成本低廉，使XQM-103计划成为研究微机能力的一种杰出的飞机。从生存的观点来说，现有的模拟式飞行控制系统，也使该计划是有吸引力的，因此有人提出建议，最后被人们接受了，就是将MFCS连接到现有的模拟系统并加入了在飞行中从一个系统转换到另一个系统的功能，对于二个系统传感器和执行机构是共同的，但是MFCS启动后必须完成所有的飞行控制功能。

##### 1. 遥控指令：

MFCT遥控指令模式是将亚音速靶机指令模式进行了扩充，并包含有XQM-103的比例控制能力，在MFCS中还有另外的比例指令，它们在下列表中用星号予以区别。

##### 纵向控制指令：

平直飞——当指令保持时，控制2°俯冲角姿态。指令解除时，接迎高度保持前的过渡状态。当高度速率小于10英尺/秒时，进入高度保持。

爬升——控制空速模式进入爬升空速排定值。

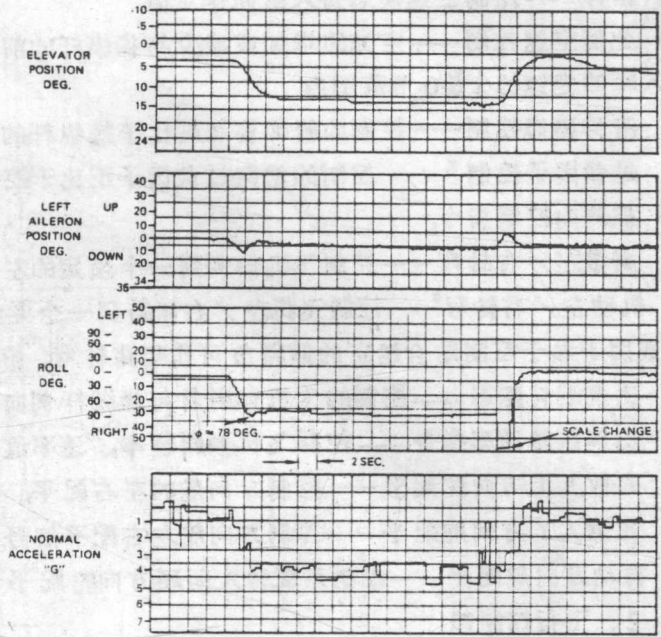


图3-5 232型4g水平转弯

俯冲——控制空速模态进入俯冲排定值

比例空速控制——空速的增加或减少与操纵杆的前后偏移成正比，控制限制在模态进入时的空速的 $\pm 50$ 节范围内

俯仰姿态控制——控制的俯仰姿态正比于操纵杆的前——后偏移

过载因子控制\*——控制的法向过载因子正比于控制杆的前——后偏移

横侧向控制指令：

离散左/右转弯——控制飞机倾斜到一个预定的左/右倾斜角

机动左/右转弯——控制飞机左/右倾斜到一个更大的角度以作机动飞行。在纵轴过载因子参予控制结合建立的倾斜角可作爬高转弯、俯冲转弯或高度保持转弯。

比例滚转姿态——控制的飞机倾斜角与操纵杆侧向位移成正比

比例滚转速率指令——控制飞机倾斜速率，速率值与操纵杆侧向位移成正比

离散人工方向舵配平——控制方向舵的左右配平，在指令保持期间以恒定速率进行

比例人工方向舵配平——控制方向舵左右配平信号与操纵杆旋转位置成正比

自动方向舵配平——控制系统转入闭环方向舵配平

## 2、飞行控制律

MFCS的控制规律是由232型FCS中的模拟式飞行控制系统规律的应用经验中得出的。飞行中指令状态之间的转换，特别是同时包括比例控制指令时，需要对状态转换瞬变进行精确的控制。由于232型FCS原理中的所有指令回路是通过一个积分器，因此满足上述要求。以前的经验已经指出，如果方向配平选择不当，尤其是在机动环境中，垂直陀螺可能产生明显的垂直误差。当垂直陀螺被用作姿态反馈信号以稳定长周期模态时，会出现明显的性能恶化。所以在MFCS中长周期阻尼是将俯仰或滚转速率反馈信号通过一个积分器来得到的。在XQM-103模拟系统工作时，MFCS积分器是同步的，所以对于二种系统的操纵面指令是等效的。

MFCS俯仰通道的方块图如图4-1所示，所有指令回路都被处理成过载因子指令，并与过载因子进行综合，过载因子指令是有限制的，并控制在指定的范围内。有四种基本的控制模态——空速、高度、俯仰姿态和过载因子。这些模态可在方块图中予以识别，由逻辑功能的组合来触发控制回路的转换。提供高频模态阻尼的俯仰速率回路在积分器下游综合成升降舵指令，在这条通道中没有开关，在“解除”状态中，积分器与俯仰姿态误差信号同步，并在“解除”状态结束前一直保持同步，在起飞前也不触发积分器。

滚转通道的方块图如图4-2所示，滚转速率反馈与送到方向舵的航向速率反馈一起用来提供高频模态的阻尼，滚转速率反馈信号是唯一的在积分器下游被综合成驱动器指令的信号。基本的自动控制模态是“导出航向”保持状态，即控制该系统到偏航速率为零。通过积分器的滚转速率反馈提供了模态的附加阻尼。当要求转弯时，转弯进入是由一个滚转速率指令（在瞬变过程期间，它变成一个倾斜指令）来完成的。在标准转弯时，在转弯期间用倾斜指令，为了阻尼而附加了滚转速率。在机动转弯时，倾斜角是根据受控的模态由高度和高度速率反馈控制，转弯退出类似于转弯进入过程，在“解除”模态时，像俯仰通道一样，积分器与倾斜角误差是同步的。



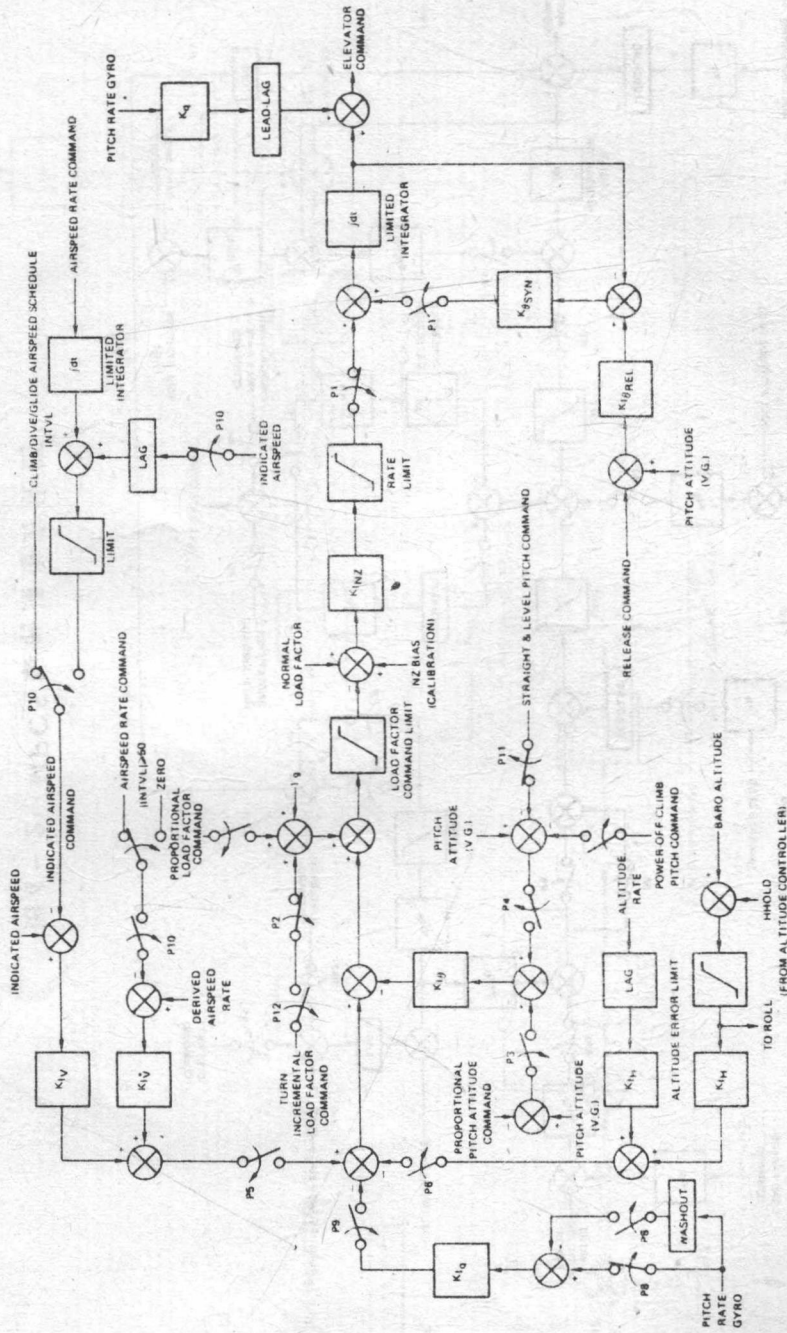


图 4-1 MFC S 俯仰通道方块图