

舰载机着舰 引导技术译文集

主编 杨一栋 副主编 张宏军 姜义庆



國防工業出版社

E 925-53/1001

E925-53
1001-2

舰载机着舰引导技术译文集

主 编 杨一栋

副主编 张宏军 姜义庆



200411126

国防工业出版社

·北京·

200411126

内 容 简 介

本书系舰载机着舰引导技术方面的译文集。共分6章,从自动着舰引导系统总体技术分析、自动着舰引导系统设计技术研究、着舰引导的 H_{∞} 及模糊控制技术、着舰引导推力矢量控制技术、甲板运动预估改善着舰引导性能、着舰引导的复飞系统研究等方面将国外较成熟的着舰引导技术方面的论文翻译并分类。

本书对我国进行航空母舰的设计很有意义,可作为重要的技术参考书。

舰载机着舰引导技术译文集

主编 杨一栋 副主编 张宏军 姜义庆

国防工业出版社出版发行

北京奥隆印刷厂印刷

内部发行

*

开本 787×1092 1/16 印张 17¼ 397千字
2003年7月第1版 2003年7月北京第1次印刷
印数:1—440册

统一书号:15118·152

编委会名单

主 编 杨一栋

副主编 张宏军 姜义庆

编 委 (以姓氏笔画排序)

杨玉辉 余 勇 陈飞舟 周大伟

舒 娟 蔡 斌 谭 玮

序

舰载机着舰引导技术是舰载机在恶劣海况和低能见度条件下安全、准确着舰的重要保证,是航空母舰舰面系统的关键技术之一。

从上世纪 50 年代开始,为了提高舰载机着舰精度,减少撞舰事故与复飞率,发达国家就开始了全天候自动着舰引导技术的开发研究,到了 70 年代至 80 年代,这一技术已日趋成熟。在此期间,吸引了众多学者为之尽力,富有成果的研究文献不断刊出,它们凝聚了不少航空领域中精确引导技术之精华。

我欣慰地阅读了《舰载机着舰引导技术译文集》。内容以提高舰载机着舰精度与安全为核心,重点突出了着舰引导与控制的总体框架与配置,新颖引导技术的开发与工程实施途径,抗干扰措施及复飞决策技术等。特别是文中所列出的许多工程技术数据更是十分宝贵。这对发展我国着舰引导与控制技术,借鉴国外经验十分有益,对促进我国精确制导技术学科的发展也颇有裨益。为此,对本书的出版曾付出辛勤劳动的工作人员们表示敬意与衷心的祝贺。

金矛
2002年2月26日

前 言

为加速开发舰载引导与控制技术,促进导航、制导与控制学科的发展,我们选择了国外学者在开发着舰引导技术期间所发表的技术文献,以供借鉴。全书共 21 篇文章,按文章主题内容的不同归类成 6 章,以便于读者选择性地参考阅读。

编者在从事着舰引导研究工作中发现,虽然有些所选文献属国外早期的研究成果论文,但其基本机理、结构配置、开发途径及工程技术经验至今仍不失一般,很有参考价值。诚然,着舰引导技术在国外 20 世纪 70 年代至 80 年代已日趋成熟,但至今仍有学者不断运用先进控制技术改进着舰引导的性能,因此本译文集也注重选译诸如运用直接力、推力矢量、 H_{∞} 及模糊控制等技术的文献。选择文献总的侧重点是研究着舰引导的关键技术。故内容以研究精确制导技术为核心,着重论述甲板运动补偿与预估、低动压飞行时的发动机动力补偿策略、抗雷达噪声及抑制舰尾气流扰动等技术。

本文的第 1 章是自动着舰系统总体设计分析,阐述着舰引导系统结构配置、工作机理、关键技术及一般设计机理与方法。作为概念研究与顶层设计,该章是十分重要的。

第 2 章,重点研究自动着舰系统以提高引导精度为核心的经典综合控制及抗干扰设计技术,显然,它是全书的核心。

第 3 章,研究模糊智能控制及 H_{∞} 多变量鲁棒现代综合控制方法,以改善与优化着舰引导系统性能。

第 4 章,论述了着舰引导的推力矢量控制技术,以提高着舰的可控性与安全性。这是很有前景的着舰技术。

第 5 章,研究甲板运动的预估方法,使着舰引导的甲板运动补偿技术更为完善。

第 6 章,着重研究了着舰引导的复飞决策技术。显然,这对着舰的安全是必不可少的。

在此译文出版的同时,我们应特别感谢提供原著的作者们,显然,正是原作的学者们的研究成果,才能造就这一译文集的出版。

由于时间仓促,加之译者们水平有限,译文中的出错及不当之处是会有有的,敬请读者批评指正,以助改进。

目 录

第 1 章 自动着舰引导系统总体技术分析	1
1.1 AN/SPN-42 自动着舰系统	1
1.2 自动着陆系统	16
1.3 舰载机着舰技术分析	31
第 2 章 自动着舰引导系统设计技术研究	60
2.1 F/A-18A 自动着舰综合飞行控制系统的研究	60
2.2 引入 H 信息的自动着舰引导系统的研究	73
2.3 一种采用跟踪滤波器的自动着舰系统	84
2.4 提高噪声抑制能力的舰载机自动着舰系统	97
2.5 自动着舰引导系统中的直接升力控制综合设计	111
2.6 将精确飞行轨迹控制用于人工和自动进场着舰的仿真结果	123
第 3 章 着舰引导的 H_{∞} 及模糊控制技术	137
3.1 F/A-18A 自动着舰引导系统 H_{∞} 设计	137
3.2 用 H_{∞} 综合设计 F-14 飞机自动着舰控制器	147
3.3 基于模糊逻辑的 F/A-18 自动着舰引导系统	160
第 4 章 着舰引导推力矢量控制技术	172
4.1 舰载飞机着舰时推力矢量技术应用研究	172
第 5 章 甲板运动预估改善着舰引导性能	188
5.1 海上航空母舰运动实时预估的可行性研究	188
5.2 用甲板运动预估改善着舰引导性能	195
第 6 章 着舰引导的复飞系统研究	199
6.1 舰载机进场复飞决策系统的研究	199
6.2 对飞机复飞性能及 LSO 进场判别能力的仿真研究	207
6.3 复飞决策装置中终端状态预估系统修正方案	223
6.4 优化复飞控制的初步研究:参数法	236
6.5 复飞告警系统中是否需要甲板运动预估问题的讨论	251
6.6 由 TSP(终端状态预估器)生成的 F-8E 型飞机复飞轨迹数学模型	260

第 1 章 自动着舰引导系统总体技术分析

1.1 AN/SPN - 42 自动着舰系统

1. 摘要

本文讨论贝尔航空航天公司为美国海军设计的数字式舰载飞机自动着舰系统 AN/SPN - 42。此系统不需进行手控,而是实现全自动、全天候的航空母舰上的着陆。本文讨论了设计时所遇到的基本问题,以及克服这些问题的方法,同时还介绍了控制硬件和软件配置,以及基本的设计方法。

2. 引言

实现飞行器的成功着陆是航空航天界比较困难的控制问题。显然,工程部门要解决这个问题是十分不容易的,美国海军正面临着最困难的着舰环境。例如,把一般的着陆场地改变到航空母舰的甲板上,航空母舰以 30kn 的速度在水上航行,同时甲板在 3 个自由度上摆动(纵摇、横摇和偏航),加之在黑夜,最后要着陆在对大多数驾驶员来说都不可预测的场地上。

人工着舰会受到许多变量的影响,由于驾驶员在总的飞行时数以及日夜着舰次数的差异,驾驶员的熟练程度也有所不同;监控飞机最终进场的 LSO(着舰指挥官)的经验也不同,最后进场时周围情况是下列各因素的函数:天气、云层、海况、云底高度、能见度、甲板风,以及诸如地平线、太阳和月亮这样一些自然现象的能见度。为了解决这些问题,Bell 航空航天公司已经制造出了自动着舰系统(ACLS)的主要部件 AN/SPN - 42,此系统目前正在舰队里使用。这个系统是数字式舰载制导计算系统,对于有适当装备的飞机,它能够实现不需手控、全自动、全天候的着舰。

3. 系统构成

图 1.1 所示的是一种典型飞机及其控制系统的基本方框图。应注意的是,被控制飞机的组成不仅包括外回路,即 AN/SPN - 42 系统,还包括若干内回路,例如自动驾驶仪和 APC(进场动力补偿,即自动油门)。显然,内回路是非常重要的,如果没有这些内回路飞机就不能飞行,但我们的外回路讨论中将不包含内回路。事实上,把内回路解释为控制回路,而将外回路定义为制导回路是准确的。但作者并不想在本文中讨论这些定义问题。

显然,飞机本身是一种非常复杂的机械装置,它呈现出与外界实际情况相关的所有问题。例如,非线性、时变系数以及多维性等,在典型的高性能飞机里都存在。我们可以简化

假设,进行线性化,忽略交叉耦合效应,但即使如此,所得到的实际飞机模型还是比常见的如图 1.1 所示的方块图要复杂得多。

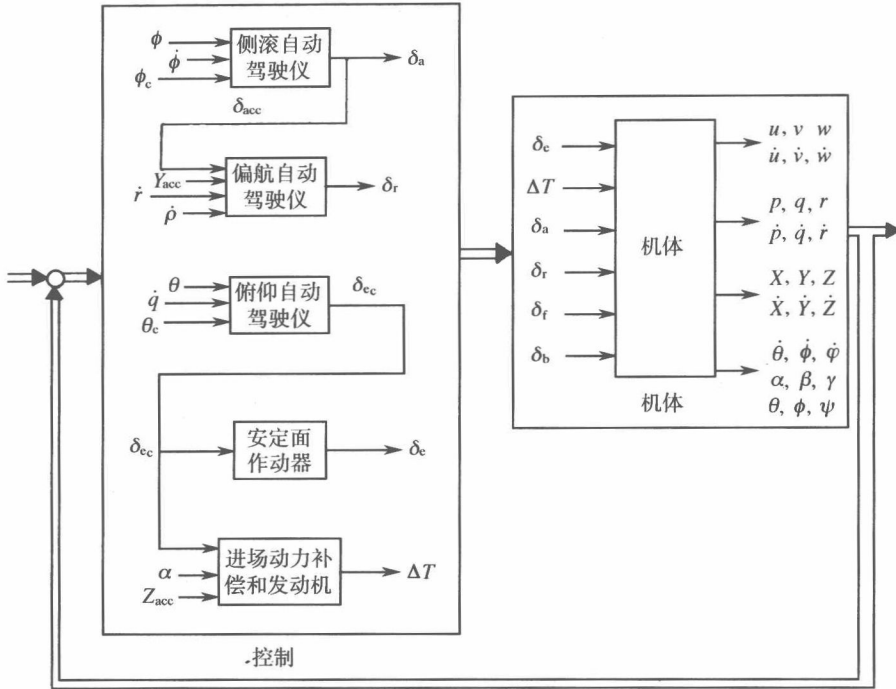


图 1.1 被控制飞机

此外,每架飞机的动力学特性与此类型飞机的规范之间的差异实际上都会严重地降低飞机的系统性能。造成这些差异的原因可能有:战斗的损坏、飞行前自动驾驶仪灵敏度调整不完善、部件老化以及环境变化的影响,如变化的湍流等。由于部件老化而引起的无法意料的非线性也会产生严重的影响。例如在自动控制方式中,垂直陀螺由于正常的磨损或保养不善而引起的滞后和死区,在某些情况下会引起姿态极限环。

为了更深入地阐明这一点,仅含飞机纵向通道的简化传递函数基本上可以被看成是一个单输入双输出的系统。以不完善的垂直陀螺为例,含有一个非线性环节(陀螺仪的滞后)的主反馈回路,合成的基本框图可用图 1.2 来表示,其中输入信号 $u(t)$ 是姿态指令信号,输出信号 $y_2(t)$ 和 $y_1(t)$ 分别是飞机的实际姿态和姿态的变化率。

除了这些问题之外,被控制飞机的总传递函数是非对称的,也就是说,输入一个正阶跃函数的瞬态响应与输入一个负阶跃的瞬态响应是不同的。这样就大大增加了设计一个合适的外回路的难度。

因此,第一个问题是把一个多维的、非线性的、时变的、至少有 6 个自由度的高度复杂的机械装置的控制回路闭合起来,这种系统不能用一个合适的多项式形式的传递函数来描述,采用诸如所谓的高级控制技术之类的分析方法也是不可行的。

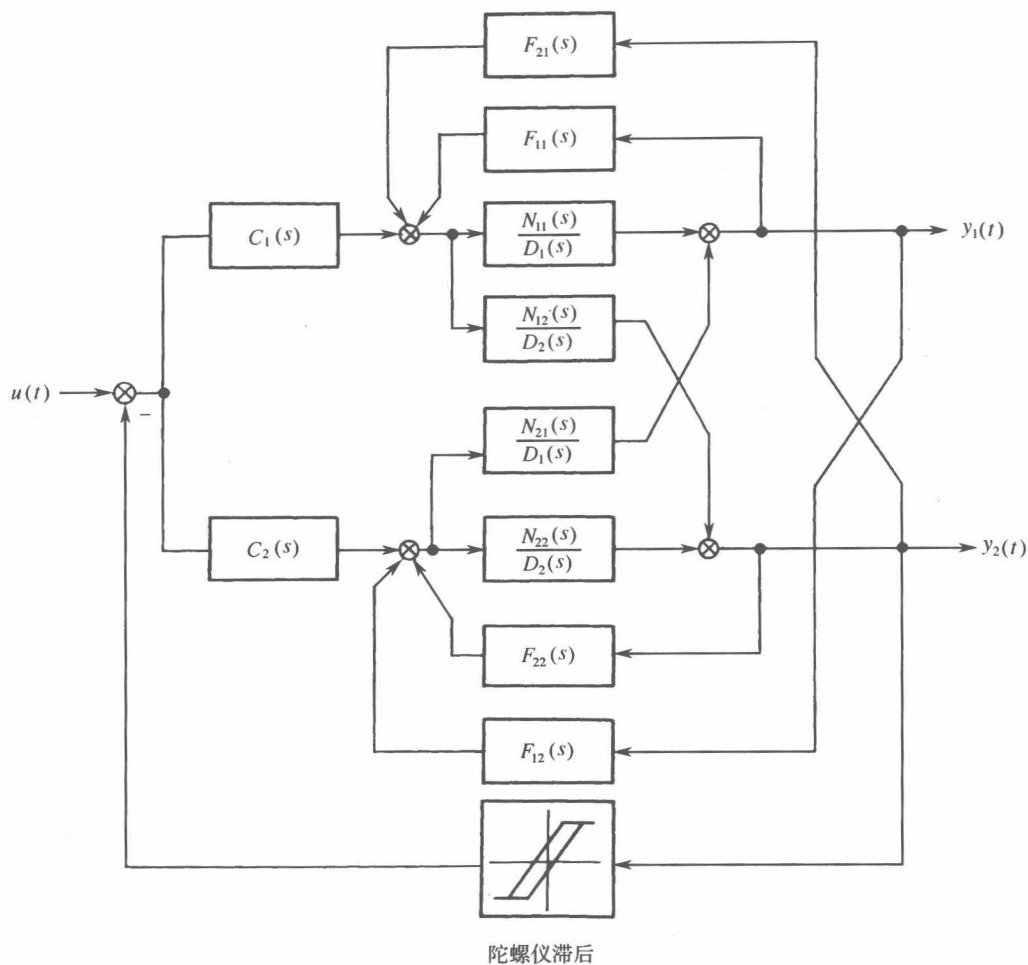


图 1.2 飞机纵向通道方框图

4. 环境条件

应当明确,运用本系统的目的是使飞机在航空母舰甲板上的给定位置(理想着舰点 DTP)成功着舰。显然,这里面还存在着其他方面的重要问题。首先,飞机本身将受到风和其他大气扰动的影响,由此形成的每一个力都会扰动飞机使之偏离理想的轨迹(给定点)。其次,海上基本不稳定的状态引起的航空母舰运动,会使 DTP 在整个三维空间里运动。

(1) 舰的运动

首先叙述上面指出的海洋不稳定状态的影响问题。当航空母舰以 30kn 的典型速度在水上航行时,海浪作用在舰上的力引起舰的运动。这些海浪运动已经被美国海军广泛地研究。他们指出,可以按同时发生在 3 个不同轴上的正弦波的叠加来描述这种运动。例如,在海洋处于“中等”海况时,可以用下述的方程式来近似表示舰的纵摇角(以 $^{\circ}$ 表示):

$$\theta_s = 0.5\sin(0.6t) + 0.3\sin(0.63t) + 0.25$$

类似地,舰的横摇角和偏航角的近似方程是:

$$\phi_s = 2.5\sin(0.5t) + 3.0\sin(0.52t) + 0.5$$

$$\psi_s = 0.2\sin(0.7t) + 0.5\sin(0.1t)$$

从这些方程中可以看出,即使在“中等”海况下,也将有分别约为 1.05° 、 6.0° 和 0.7° 的纵摇角、横摇角和偏航角。

此外,众所周知,航空母舰在垂直方向上的“上下起伏”运动是十分剧烈的,这种运动可以用下面的方程来近似表示(对同样的“中等”海况,用 $\text{ft}^{\text{①}}$ 来度量):

$$Z_s = 4.0\sin(0.6t) + 1.0\sin(0.2t)$$

这种运动所产生的上下起伏大约为 5.0ft 。另外,由于航空母舰围绕其运动中心进行俯仰和横滚运动,航空母舰在 DTP 附近还可能另外产生大约 10ft 的大幅度垂直运动。对于“恶劣”的海况,航空母舰会相应地出现更剧烈的运动,此时也同样要求飞机成功着舰。

(2) 风和湍流

飞机着舰时所遇到的风和湍流的扰动同样也是很剧烈。人们对这些扰动进行了反复的、大量的研究后,把它们分成 3 种类型:稳态尾流,俯仰产生的尾流和风的湍流。

① 稳态尾流,通常称为“雄鸡尾流”或“紊流”,这种尾流是由于航空母舰迎风行驶时,空气从平坦尾突流出造成的。在垂直方向,形成了一种特有的雄鸡尾形状的风力,它与风向及距尾突的距离有关。在靠近于尾突处是向下的有效力,随着距尾突距离的增加,向下的力按距离的函数关系减小,并且在此之前,改变成向上的力。在水平方向,由于跑道中心线偏离龙骨轴或航空母舰运动方向 11.0° ,类似的情况也存在。

② 纵摇产生的尾流是由于甲板的俯仰运动而形成的风力,在垂直和水平两个轴上都可用如下的方程来描述:

$$u = (2.0 - 0.001X) \left[\theta_s \cos(K_1 X \omega) - \frac{\theta_s}{\omega} \sin(K_1 X \omega) \right]$$

其中, X 是距尾突的距离; θ_s 是舰的纵摇角(中心频率为 ω); K_1 是甲板上的风速的函数。

③ 风的湍流多数情况下是随机的,但在这里,简化的噪声频谱也是不够的,湍流在垂直和水平两个方向也都存在,而它的标准偏差及频率成分都不仅是飞机进场速度的函数,也是甲板上的风速、距 DTP 的距离与高度的函数。

因此,第 2 个问题是如何控制 1 架不断受到非常复杂的扰动影响的飞机,而这些扰动的瞬时值又是决不可能预测的(尽管可以用某些近似的统计方法来表示)。第 3 个问题是如何把飞机引导到一个时变的“目标点”或在三维空间中不断运动着的理想着舰点上。

5. 控制器

Bell 航空航天公司解决这种自动控制问题的方法是采用一种真正直接的数字非线性

① $1\text{ft} = 0.3048\text{m}$ 。

控制系统,这种系统称为 ACLS,这是一种从发现到着舰都对飞机实行主动控制的闭环系统。ACLS 的主要部件 AN/SPN-42 系统的主要元部件(见图 1.3)有:精确跟踪雷达(即输出传感器)、稳定平台以及接有输入和输出缓冲器的通用计算机(即控制器)。当然,执行程序的是被控制飞机本身。整个系统通过海军战术数据系统(NTDS)用无线电将飞行轨迹指令和误差数据(“设定点”和“误差”)传送给飞机。海军战术数据系统是一种舰载的空中交通控制与指令战术数据通信系统。就我们所讨论的 AN/SPN-42 系统而言,海军战术数据系统可以简单地看作一种把控制计算机和飞机联系起来的数据链。

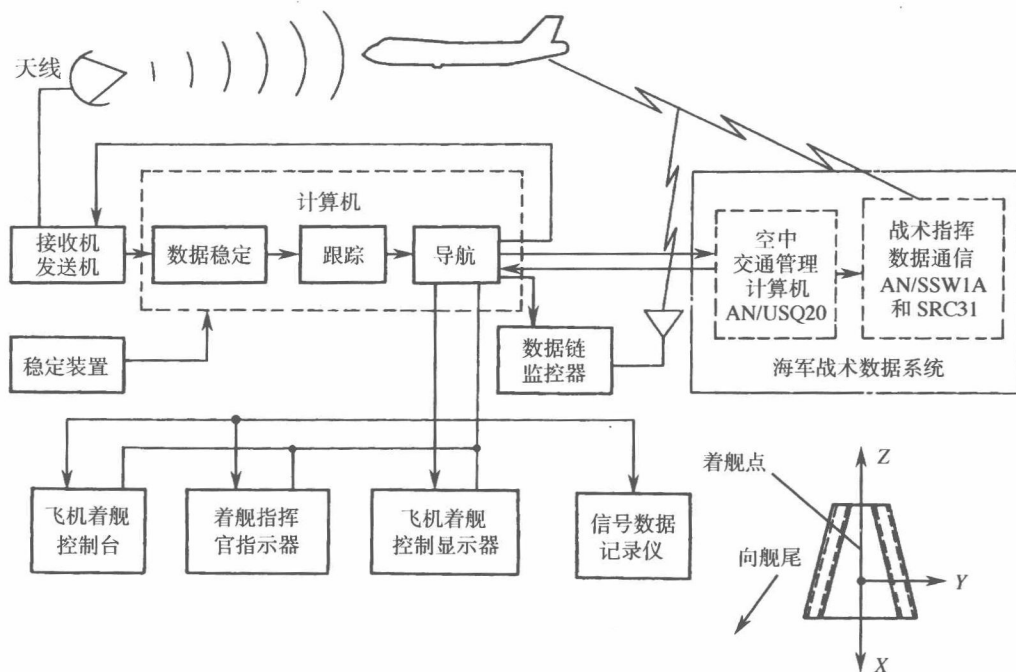


图 1.3 系统方框图

运行时,作为主要的系统输出测量装置的雷达对飞机进行跟踪,在以雷达天线作为坐标原点的球坐标中对飞机的飞行轨迹进行测量,以便确定飞机的实际位置(过程输出)。根据所测量的球坐标,AN/SPN-42 计算机把雷达的目标数据转换成由距离、高度和侧向位移组成的笛卡尔坐标。随后,这些量又被转换成预期着舰点的坐标。然后,转动航空母舰运动的欧拉角,从而给出飞机在稳定水平坐标系中的位置,此坐标系的原点在预期着舰点的中间或平均位置上, X 轴沿着着舰区域或跑道的中心线, Z 轴沿着当地的垂直方向。由于是在惯性空间测量飞机的位置,所以为了消除航空母舰运动的影响,这种转动是必要的。舰体运动本身由固定在舰体结构上的天线引入,并由设置在雷达天线附近的稳定平台测量。

给定的高度指令信号(设定点)也是由 AN/SPN-42 计算机给出的,它是飞机距离和理想下滑轨迹的函数。这样计算出来的指令高度和上述的测量高度之间的偏差就是高度误差。同样,测量出的飞机侧向位置和期望着舰区域中心线之间的偏差就是侧向位置误差。

在进场工作方式 I (即自动方式) 中, 这些飞行轨迹误差信号由 AN/SPN - 42 计算机处理, 以便在各种形式扰动(例如舰体运动、风和湍流等)的情况下, 能给出引导飞机沿着理想飞行轨迹飞行的俯仰和横滚指令。在形成这些指令的同时进行适当的滤波、限幅、微分和积分处理, 以便使飞机对飞行轨迹几何进行机动响应。然后, 这些指令被送到海军战术数据系统的数据链上, 经过编码发送至飞机。飞机接收到这些指令后进行解码。当这些指令信号耦合到飞机的自动飞行控制系统(AFCS)时, 就可使飞机在空间稳定坐标系中按期望的轨迹飞行。在飞行的最后 12s 中加入的甲板运动补偿改变了给定高度轨迹, 使飞机运动与甲板上着舰点的高度变化进行同步。它的实现方法是首先测量着舰点的垂直运动, 然后由补偿滤波器对该信号进行相位超前补偿。在 12s 中的前 2s 内, 此信号被逐渐引入。

AN/SPN - 42 系统还可以有其他两种工作方式——半自动方式(模态 II)及人工着舰方式(模态 III), 本文都不予讨论。

6. 设计步骤

在自动控制的工作方式里, 机体—自动驾驶仪组合与 AN/SPN - 42 控制计算机的配置必须互相协调。因此, 舰载控制设备的参数必须根据具体的被控制飞机的性能特性来设置。此外, 机体—自动驾驶仪组合必须对机动指令有足够的响应。所以, 我们必须对每一种类型的飞机进行详细的研究, 以确定飞机与 AN/SPN - 42 系统的相容性。

在研究各种飞机时, 主要考虑的方面包括: 确定自动驾驶仪所需的增益整定值; 确定 AN/SPN - 42 飞行轨迹计算机要求的增益整定值; 研究“甲板追踪”(deck chasing)方式, 以建立合适的控制方程; 确定自动空速控制装置的传递函数; 计算纵向与侧向理想着舰点的散布; 控制由于标准化湍流、雷达噪声以及舰体运动的影响而产生的控制面噪声。

要达到上述目的, 需要做的工作在逻辑上可分为 4 类: ①采集所研究的各种飞机的空气动力学和自动驾驶仪的数据; ②对机体—自动驾驶仪和 AN/SPN - 42 系统进行模拟/数字计算机的仿真研究, 以确定理想的自动驾驶仪特性及适当的“甲板追踪”运动方程; ③通过数字计算来核实仿真显示结果是否正确, 并得到 AN/SPN - 42 各个主要子系统及总的闭环回路的开环和闭环传递函数; ④通过计算机研究, 确定在标准湍流和雷达噪声以及有代表性的舰体运动的作用下, 总系统的工作性能。

研究的进行基于下面这样一些一般假设: ①可使用线性化的小扰动理论; ②仿真中存在的非线性仅仅按生产自动驾驶仪和自动油门的厂家规定的指标; ③在进场和着舰期间, 质量不变; ④厂家所规定的诸如着陆质量和重力的中心位置这样一些额定值在所有的计算中都可用。

在仿真研究时, 根据一般的惯例标准, 我们已经推导出了飞机运动的小扰动方程, 准确地仿真了存在于自动驾驶仪和自动油门中的非线性。把完整的仿真飞机置于实际正弦波输入的作用之下, 并把结果记录下来。这样, 这种输入/输出的关系能够得到飞机的准确的频率响应, 尽管存在着非线性的影响, 我们还是可以用尼科尔斯图或伯德曲线来描述。

在检查这种传统的但又非常有效的逼近方法的精度时, 用跟踪实际正弦指令的试飞来验证此频域模型的适用性。

然后,采用传统的控制技术把回路适当地闭环起来。为了更加详细地研究控制回路,我们规定了一些专门术语。在数值分析和误差研究中的计算均在频域中进行。因此,系统由频率传递函数表示。接着,建立起对周围扰动的控制能力或响应度的物理概念及定量的数据。根据把传递函数 $G(s)$ 变换成 $\frac{G(s)}{1+G(s)}$ 形式的尼科尔斯图来描述稳定裕度和控制级别。尼科尔斯图同时呈现出开环和闭环特性的双重能力使它可以用来预测增益和相位的变化对闭环稳定性的影响,机体—自动驾驶仪的闭环系统和地面—空中闭环系统可以用同样的方法处理。

伯德曲线用来图解说明某些传递函数,主要是因为可以在频域中综合,并可以很容易转换为尼科尔斯图。

这样,AN/SPN-42 系统控制飞机的适用性便由数值分析方法部分地确定了,所得到的定量数据与控制稳定性、湍流及噪声的影响有关,这样也涉及到问题二,所得到的最优控制器的频域模型最后被转换成用于 AN/SPN-42 计算机的适当的数字滤波器和算法。所以,这种经典的方法克服了问题一和问题二的困难,控制方程被分成 3 个基本部分:纵向闭环、侧向闭环及自动油门的控制。

因此,对问题四,即可采用适当的数字滤波器设计方法进行解决。

这里所采用的方法也是较为简单的方法,即对 s (或 $1/s$) 进行 Tustin 变换的方法。在这种方法中,采用 s (拉普拉斯变量) 的倒数幂来近似表示传递函数,对 $1/s, 1/s^2, 1/s^3$ 等进行 z^{-1} (采样数据变量) 变换。虽然这样的双线性变换很多,但采用 $s \rightarrow \frac{2(1-z^{-1})}{T(1+z^{-1})}$ 的 Tustin 变换或许是最简单的,要求保持系统串联性时,采用 Tustin 变换应也是最好的,即使在 z 域里,稳定性也有保证,而且精度总是合理的。

7. 硬件描述

如图 1.4 所示,着舰系统硬件的主要部分有:系统计算机、输入和输出缓冲器、雷达、舰体运动及风的传感器、显示与控制终端。辅助设备包括输入—输出控制台和记录仪。

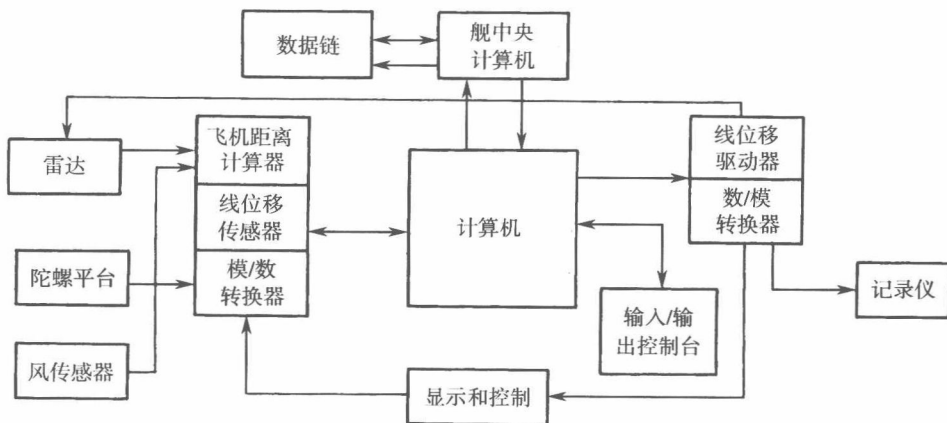


图 1.4 AN/SPN-42 硬件图

(1) AN/SPN-42 计算机

系统计算机是一种存储单元容量为 16KB, 字长为 18 位, 周期为 $2\mu\text{s}$, 能做 80 条定点乘法和除法的操作指令的耐用的军用计算机。

计算机通过输入缓冲器装置与所有的传感器接口, 缓冲器分别包括可寻址脉冲计数器、航线传感器及有多路开关的模/数转换器。

其次, 计算机通过输出缓冲装置与系统的执行机构和显示器接口, 该缓冲器分别包括可寻址寄存器/线驱动器以及数/模转换器。

(2) 雷达子系统

雷达子系统中所用的雷达是一种具有 4ft 抛物面天线, 1.5° 的波束宽度, 工作在 Ka 波段 (33.2GHz) 的锥形扫描跟踪雷达。它的作用距离从 8n mile 到 300ft。测量雷达指向的角度传感器是光学增量轴位编码器 (分辨率为 14 位)。当雷达的万向支架围绕高低轴和方位轴转动时, 这些编码器便产生脉冲序列, 并在缓冲器的脉冲计数器里积累起来, 从而给出绝对的角度。我们采用一种高分辨率/高速的计数器来测量目标距离, 计数器测的是雷达发送和接收脉冲之间的时间。距离计数值存放在 18 位的寄存器里, 计算机可以通过输入缓冲器来对寄存器进行采样。在发现目标之前, 计算机控制雷达天线的方位角和俯仰角, 使它围绕操作员选择的或是舰艇上的空中交通计算机给出的航向, 按稳定的矩形搜索方式进行扫描。在发现目标之后, 由计算机外部的跟踪伺服回路来控制天线。

(3) 舰体运动传感器

舰的纵摇角和横摇角以及舰的起伏都是由稳定子系统获得的。这个子系统是一个两轴的、利用摆锤敏感当地垂线的陀螺稳定平台。平台万向支架的旋转是由轴位增量编码器产生脉冲序列, 在输入缓冲器装置里用累计脉冲序列的方法进行测量。把一个单轴加速度计固定在稳定平台上, 以直流信号的形式测出垂直方向的加速度, 测得的直流信号通过多路开关的模/数转换器转换成数字信号。

舰的航向 (或偏航角) 由舰的陀螺罗盘系统获得, 从一种 400Hz、三线同步形式转换成数字形式。风向和风速信号由有多路开关的模/数转换器由直流电压信号转换成数字信号。

(4) 系统显示与控制台

操纵员从显示及控制终端输入信号, 这些信号包括电位器的模拟信号和按钮的离散信号。这些信号以 10 周期/s 的速度被采样, 以便给出即时的操纵员显示反馈。

(5) 输入/输出控制台

输入/输出控制台是一种为维护和设计人员提供的计算机接口。控制台包括打字机、键盘、纸带读出机和纸带穿孔机。在系统开发期间, 为使合并程序在线改变, 广泛地采用了键盘。打字机被用于显示飞行期间的系统监控信息。计算机的程序通过光学纸带读出机从穿孔的聚酯薄膜纸带上载入。在系统开发期间, 准备程序校正纸带时, 纸带穿孔机很有帮助。

(6) 数据链

数据链用来给被控制飞机发送俯仰和倾斜指令及纵向与侧向误差显示数据。数据通过超高频载波机的移频键控调制以每秒 10 个信息的速率串行发送。当要求与若干飞机

中的某一架进行通信时,链路终端会周期性地中断计算机。然后,指令和误差信息以多字并行方式从计算机传送到链路终端,之后加上飞机的识别码,并在串行发送给飞机之前进行奇偶处理。

8. 自动控制/计算机软件

为了满足 ACLS 系统(即运动的航空母舰甲板上的自动控制)的主要设计要求,我们必须把舰的动力学、飞机的空气动力学、自动驾驶仪的响应、点源特性、数据链延时以及测量传感器的动态特性融合在一起考虑,并在 AN/SPN-42 控制计算机上予以补偿。

伺服跟踪回路和平台稳定回路的通频带将输入噪声限制在 8Hz 的低通频带内。所遇到的飞机姿态响应范围达 1/3Hz,舰运动响应范围达 1/8Hz。在实际范围内,为了使测量的相位滞后影响减至最小,采样速率应被保持在 20 次/s,是由平台和伺服带宽组成的理想数据频率的两倍。

量化时间间隔根据要求的分辨率,对于由平均工作周期引起的噪声的滤波有效率及控制要求来选择。

基本的滤波器是 α, β 跟踪装置的一种扩展,将在后面说明。此滤波器的增益特性与每 10 倍频下降 40dB 的二阶滤波器相似,引入的相位滞后略小于等价的模拟二阶滤波器。执行过程的速度误差被减至最小。

如果滤波器的输入是两个以后要组合的量,滤波器的设计就要避免对两个量引入不同的相位滞后。同样,若数据在滤波之前组合并由单个滤波器处理,这些数据的尺度要标定得最合适。

雷达测得的飞机位置对于舰的俯仰、横滚、偏航和上下波动而言是稳定的。海涌的不稳定或摆动是已知的。从发现到着舰前的 12s 左右,飞机在稳定水平惯性坐标中飞行,此坐标系依赖舰的平均前进速度和着舰点的平均高度。通常采用相对稳定甲板约 $3.5^\circ \sim 4.0^\circ$ 的下滑轨迹。

采用的标称中心线是航空母舰斜角甲板中心线的延长线。这条轴线通常偏离舰体龙骨轴线 $9^\circ \sim 12^\circ$ 。

偏航稳定通常要消除 3 种独立的运动:稳态偏转、舵手操纵不精确(周期约 30s)和由于海浪作用(周期为 6s 和 12s)产生的固有偏航频率。由海浪作用产生的偏航运动被完全消除。

控制计算功能流程如图 1.5 所示,某些比较重要的控制环节详述如下。

(1) 控制算法

AN/SPN-42 计算机有两个主要的通道,即侧向通道和纵向通道。纵向通道给出垂直误差信号,并且计算出使飞机保持下滑轨迹的俯仰增量指令。侧向通道给出侧向误差信号并计算出送给飞机的倾斜校正信号。着舰点到飞机的水平距离是两个通道的公共信号。

① 纵向通道

由 AN/SPN-42 计算机发出的俯仰指令产生一个飞行姿态指令,导引飞机沿着理想飞行轨迹飞行。此信息通过数据链传送到飞机上并被引入飞机的自动驾驶仪。对于工作

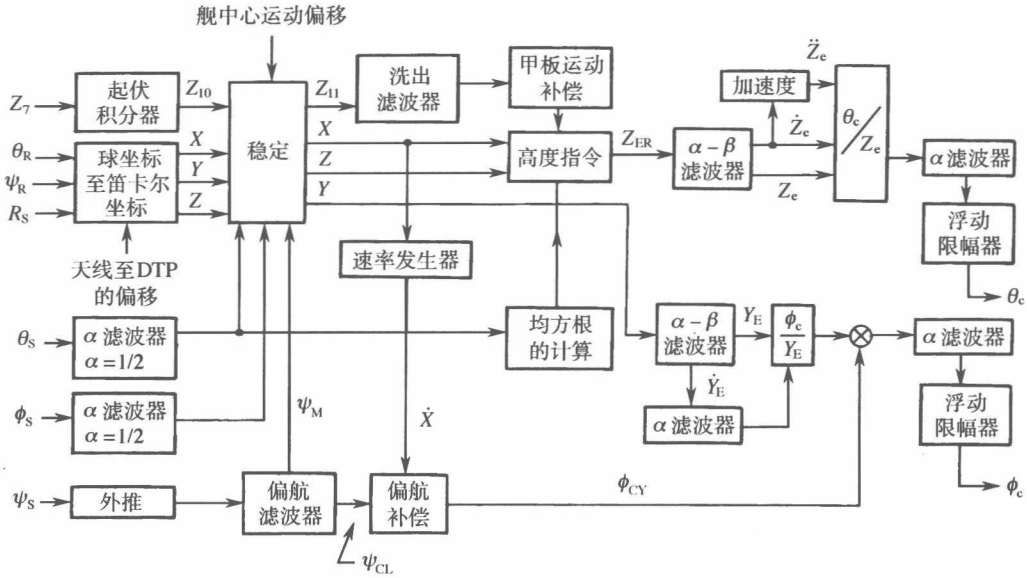


图 1.5 控制计算流程图

方式 I (自动方式), 飞机的自动控制部分借助这些俯仰指令把 AN/SPN - 42 的纵向回路形成闭环。当飞机响应这些俯仰指令并且上升或下沉时, 雷达会检测出这种变化。于是, 从雷达到 AN/SPN - 42 计算机的数据流模式就反复进行。

当 AN/SPN - 42 系统工作在方式 I 时, 飞机飞行控制系统的纵向部分必须包括一个俯仰姿态自动驾驶仪。此外, 飞机的恒定空速必须保持在 $\pm 3\text{kn}$ 的容许偏差内。由此及其他的原由, 海军的飞机里都配有自动油门。

AN/SPN - 42 计算机的俯仰指令信号是用高度误差 Z_e 的函数的形式给出的, 所采用的基本控制算法是普通的 PID(比例 - 积分 - 微分) 方程的变形。例如, 垂直控制方程或传递函数基本上是:

$$\frac{\theta_c}{Z_e} = K_1 \left[1 + T_r s + \frac{1}{T_I s} + T_a s^2 \right]$$

即包括一个已经证明有益的二次微分项。

此传递函数的数字实现的算法是:

$$\begin{aligned} \theta_c &= \theta_{c(-1)} + K_p(\theta_{cp} \cdot \theta_{c(-1)}) \\ \theta_{cp} &= K_A(Z_e + K_B T_r \dot{Z}_e + K_C T_a \ddot{Z}_e) + \theta_{CIN} \\ \theta_{CIN} &= \theta_{CIN(-1)} + K_D/T_I \end{aligned}$$

由于可获得的基本上只有测量的位置, 所以问题五是如何估算位置的积分、微分和二次微分值。

我们可以采用上述的 α, β 跟踪装置来计算微分项, 此跟踪装置是一个具有下列形式的数字算法的预测-校正器。