

# 自适应控制在飞机控制中的应用

北京航空学院 陈宗基 张洪铨

## 摘 要

1979年,在自适应控制的应用研讨会上,Stein<sup>[1]</sup>, Kreisselmeier<sup>[2]</sup>和 Rynaski<sup>[3]</sup>等分别发表了有关自适应控制在飞机控制中应用的文章。本文将通过对这些论文的综述,对自适应飞机控制的应用现状,所面临的问题,可能的应用方向和前景,建立一个较明确的认识。

## 一、前 言

二十多年来,许多理论工作者和实际工程技术人员作了很多努力,试图把自适应控制应用到飞机控制中去,然而,这方面的努力至今仍收效甚微。

按理说,具有参数不定性和慢时变特点的飞机控制问题应是自适应控制的用武之地,然而,为什么自适应控制在飞机控制中的应用却如此不景气呢?这是许多自适应控制理论工作者和对自适应技术有兴趣的航空工程技术人员所冥思苦想的一个问题。1979年,在耶鲁大学举办的自适应控制应用研讨会上,Stein, Kreisselmeier 和 Rynaski等对自适应控制在飞机控制中的应用方面的专论,是近年来人们试图回答上述问题的较全面、较深入,有见解的论文。本文将在介绍这些论文的基础上,再结合自适应技术近年来的发展,来综述自适应控制在飞机控制中应用的现状、存在的特殊问题、可能的应用方向和前景。

## 二、飞机及其控制系统的特殊性

刚性飞机是一个复杂的六自由度、多操纵控制面的运动体,它的高速、高机动性和高可靠性的要求使飞机的控制问题变得更为复杂。此外,飞机控制系统还存在以下二方面的特殊问题,即控制对象的参数和模型的不定性以及人-机耦合。

### 1. 不定性

飞机的不定性表现在二个方面,即参数不定性和模型不定性。

飞机参数的不定性是由于大范围变化的飞行条件和飞机结构变化所引起的。飞行条件的变化主要是指飞行高度、飞行速度和飞行姿态的改变。飞机结构变化主要是指在飞行过程中,燃料、载重和几何尺寸的改变。这些变化导致了飞机动力学和运动学方程

1984年6月20日收到。

的参数变化。在飞行过程中,这种变化实际上是无法预见的。然而,研究表明,众多的参数变化最终可归结为几个慢时变的参数变化。以纵向控制问题为例,这些主导参数是升降舵产生的俯仰力矩  $M_z$  和攻角产生的俯仰力矩  $M_{\alpha}$  [4]。必需指出,现代飞机的飞行包络线有扩大到大攻角和过失速能力的趋势。然而,我们对这种飞行条件下的飞机动态特性还缺乏足够的认识,另外这些参数的变化也不再是慢时变的了。

模型的不定性是指未知的或在建模过程中没有考虑的高频端的动态特性。它们包括高频结构谐振,不稳定的空气分布动力特性、液压机构和空气动力特性的传输延迟等。本质上,飞机是一个无限维的动态系统,但在设计中往往用低阶系统来近似。譬如飞机纵向运动低频端的输入-输出特性,可以用三阶的刚体模型或阶次稍高的弹性模型来近似,但它的高频端和三阶模型有很大差别 [1]。图1给出了三阶传递函数的 Bode 图,同时也给出了实际飞机频率特性的包络线。飞机高频端的频率特性可以是图中阴影区中任意一条连续光滑曲线。

## 2. 人-机系统和飞行品质

任何飞机控制系统的目的是改进或提高飞机的飞行品质,而飞行品质定义了人-机系统的协调关系。纵向短周期运动的飞行品质与飞机动态特性的三个参量有关,它们是俯仰速率对升降舵传递函数的零点、固有频率和阻尼比。

根据美国军用飞机飞行品质规范 MIL-F-8785B (ASG) [6],对于一级飞行品质标准,阻尼比允许变化约 4 倍,而固有频率允许变化约 10 倍。由此可见,驾驶员对于飞机固有频率和阻尼比的大范围变化有很强的适应能力,即,人-机系统实际上包含了一个“自适应控制器”-驾驶员。

但研究表明,驾驶员对时间延迟的适应能力较弱。当驾驶员给飞机一个指令后,他期望该飞机对指令有即时的响应。如果由于计算机的运算时间和其它原因造成了 100 ms 的延迟,这将对驾驶员造成严重的影响。此外,驾驶员对非最小相位响应的适应能力也极差,非最小相位会导致其初始响应和指令要求的方向相反。

从人-机系统的飞行品质要求来考虑,飞机的动态特性允许在一个较大的范围内变化,但高阶动态延迟、数字计算机的传输延迟和非最小相位应尽量避免。

## 三、自适应控制与其它控制方案在飞机控制中的竞争史

在航空发展史上,各种各样的控制方案的竞争是异常激烈的。人们一般认为,自适应技术在系统具有不定性的场合,会比常规的反馈系统具有更好的性能。所以从飞机动

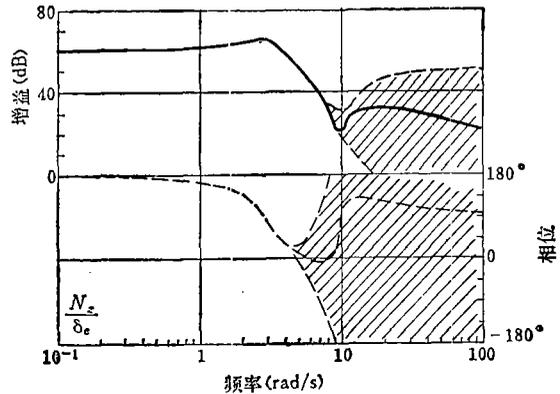


图1 模型频率特性和高频端不确定性

Fig.1 Model frequency response and high frequency uncertainties

态特性的不定性来考虑, 自适应技术原则上应是较理想的控制方案。然而, 飞机制造公司和用户是否采用这种方案, 还要从该方案所能提供的飞机性能、经济性和可靠性等方面来考虑。六十年代初期和七十年代中期, 自适应技术和其他控制方案展开了两个回合的竞争, 结果都以自适应控制方案的败北而告终。

和自适应控制方案进行竞争的主要对手是大气数据调参控制规律。由第二节可知, 飞机参数的变化可归结为某些主导参数  $M_0$  和  $M_\alpha$  的变化。而这些主导参数又和大气数据动压、马赫数或攻角有很强的相关性。所以, 以  $M_0$  和  $M_\alpha$  表示的控制律可以用动压、马赫数或攻角表示的控制律来近似。

早在六十年代, 人们对军用飞机的飞行包络线和性能有了更高的要求, 但当时精度高、可靠性好的大气数据传感器的制造和维修都不能满足大气数据调参控制的要求, 所以自适应控制方案曾一度成为非常热门的方案, 并且还投入了 X-15、F-111, F-101 和 F-4 验证机的试飞。但这些试飞结果都不很理想, 尤其是 X-15 验证机的失事, 造成了不利于自适应控制在飞机控制中应用的心理影响。与此同时, 大气数据传感器却在精度、可维护性方面有了改进, 费用也有所下降。于是大气数据调参控制规律成为以后各类飞机控制系统的主要方案。因此有人认为, 在自适应控制方案与大气数据调参控制方案的第一回合竞争中, 控制工程师输给了传感器制造商。

然而, 这两种方案之间的竞争并未结束, 到七十年代中期, 自适应控制的另一代鼓吹者又发起了第二回合的竞争, 他们的论点是:

1. 自适应控制理论有了新的发展。主要表现在: 辨识理论的发展 (如在线极大似然法参数估计); 自适应控制的稳定性分析和证明的进展 (用李雅普诺夫稳定性和超稳定性理论进行设计); 自校正调节器的理论和实践的进一步完善。

2. 计算机软硬件技术的迅速发展使得一些复杂的自适应控制规律易于实现。如 F-8 的机载计算机 AP-101, 当采样频率为 50Hz 时, 可以在每个采样周期内, 只用 5 ms 的时间来完成极大似然法在线参数估计和控制律的解算<sup>[4]</sup>。

3. 电传操纵系统的采用, 必然要求使用多余度技术, 于是大气数据传感器和测量线路的成倍增加在调参控制律中是不可避免的。这种增加不仅直接提高了成本, 而且还遇到了找不到合适的位置来安装这些传感器的困难。

4. 某些控制规律无法简单地用动压、马赫数或攻角来表示 (如挠曲/颤振的主动控制和直接力控制模式等)。

以上这些论点受到了飞机控制界的充分重视。NASA 在 F-8C 的数字电传操纵试验计划中安排了自适应控制的试验任务<sup>[6]</sup>。但试验结果表明, 采用自适应控制方案的飞机性能并不象预期的那样好, 甚至没有超过大气数据调参控制方案。在 F-8C 中使用的基于对  $M_0$ 、 $M_\alpha$  和空速的在线辨识的自适应方案, 只有在持续激励的试验信号作用下, 才能获得满意的性能。所以, 以自校正自适应方案为代表的自适应控制方案在对大气数据调参控制方案的第二回合竞争中, 再次失利。

#### 四、自适应技术在飞机控制应用中存在的问题

本节将通过自适应控制在飞机控制应用中存在问题的分析, 来了解为何自适应控制方案在以往的竞争中失利。

自适应控制的二种主要方案是：直接自适应控制和间接自适应控制。直接自适应又称为模型参考自适应，这种方案不需对系统的参数进行辨识，而是按某些稳定性准则来调整控制器参数，使得被控对象的输出渐近地跟随参考模型的输出。与此相反，以自校正调节器为代表的间接自适应首先对系统的参数进行辨识，然后根据这些参数，按某些准则来综合适当的控制规律。下面我们将分别分析这两种方案应用于飞机控制时会出现什么问题。

### 1. 模型参考自适应控制

模型参考自适应控制系统的结构原理如(图 2)所示，其本质是利用具有可调参数的反馈补偿器来消去对象零点和配置模型极点；利用前馈补偿器来引入模型零点，使得被控对象和前馈、反馈补偿器的综合系统和参考模型等价。在这过程中，对象的零点被消去，所以模型参考自适应方案不能应用于非最小相位系统。

我们还注意到这些补偿器的参数是基于对象输出和模型输出之间的误差来进行调节的，于是这样的控制律就会引入严重的非线性。这将会影响驾驶员的判断和操纵。

模型参考自适应系统的渐近稳定性的证明是在一系列的假设条件下进行的。这些假设条件是：无外干扰、已知对象的最高阶和相对阶（分母和分子阶数之差）、最小相位系统和已知对象增益的符号。可是，在我们的实际设计问题中，并不完全具备这些条件，因而在把自适应控制方案应用于实际飞机控制系统时，我们对整个系统的稳定性还缺乏明确的认识。

从飞机所需执行的多种任务来考虑，单一的参考模型是不能胜任的。例如，飞机在着陆时的动态响应不可能象在高速飞行时那样快。于是参考模型将根据飞行任务进行调整，这就会增加设计的复杂性。

模型参考自适应的优点是不需要持续激励信号，也不要求控制器可调参数一致收敛，就可以保证对象输出渐近跟随模型输出。

由以上分析可见，在模型参考自适应系统对于外界干扰和模型误差的鲁棒性得到证实以前，飞机制造商和用户在心理上是不能接受这种方案的。同时，严重的非线性的引入和不能应用于非最小相位系统也给该方案的应用带来了一定的困难。

### 2. 自校正调节器

自校正调节器的结构原理如图 3 所示。它先对系统参数进行在线辨识，然后把所得的参数估计值当作系统参数真值，再按不同的设计准则来综合控制规律，这些设计准则可以是模型跟踪、极点配置、最小方差等。所以自校正调节器具有较大的灵活性。

Kreisselmeier 对一类自适应观测器和状态反馈控制规律，在持续激励的条件下，完成了全局稳定性的证明<sup>[7]</sup>，但由于目前自校正调节器的调节规律不是建立在稳定性理

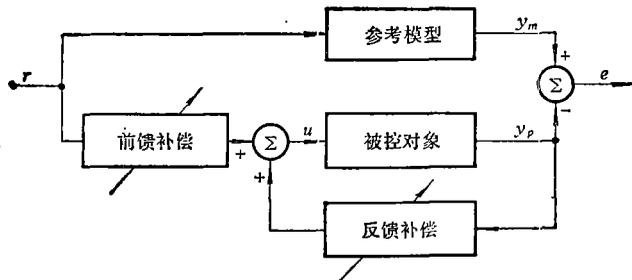


图 2 模型参考自适应系统

Fig. 2 Model reference adaptive control system

论之上,所以一般的全局稳定性证明至今尚未完成。

还应该指出,至今在线参数估计尚不是一种成熟的技术。即使是离线参数估计,经验也表明这种估计的精度是很难保证的,它取决于对象的动态特性,传感器的精度,飞机的运动状态以及所采用的辨识算法。由于这种方案的成败是由参数估计的正确性决定的。这就要求对象受到输入信号的持续激励,以保证参数估计值收敛于参数真值。Kreisselmeier 认为在随机阵风干扰的飞行环境中,附加的激励信号将不再需要。然而 Stein 却指出, F-8 C 的试飞表明,激励信号是获得满意性能的关键。

自校正调节器在设计前,只需要知道系统的阶,不象模型参考自适应需要更多的先验知识。并且按极点配置和广义最小方差准则设计的自校正调节器还能应用于非最小相位系统。

根据以上分析,他们认为自校正自适应控制方案在飞机控制系统的应用方面更有活力。但自校正自适应在全局稳定性方面尚缺乏明确结论并需要持续激励信号,这也阻碍了这种方案的顺利应用。

## 五、自适应控制在航空工业中可能的应用方向和前景

既然自适应控制在大气数据调参控制律可工作的场合中显示不出它的优越性,那么我们就该从调参控制律无能为力的场合去探索自适应控制的应用。

例如在重新进入大气层的高速飞行中,大气数据是无法及时地、正确地测量的;在小型的导弹控制中,为了调参而安置高精度传感器和相应的测量线路既不经济,也会受到结构的限制;在直接力控制和挠曲/颤振抑制等主动控制任务中,大气数据和被控模型的参数相关性极差。这些场合都不宜采用调参控制律。下面我们将较详细地介绍在直接力控制和挠曲/颤振抑制中,为何大气数据调参控制是无能为力的。

### 1. 直接力控制

现代战斗机性能改进的主要趋势是增加所谓直接力控制性能。这种飞机的多种控制面能以某种耦合的形式协同动作来产生直接的升力或侧力,但并不产生俯仰或偏航力矩。这就大大提高了飞机的机动性能。在这种控制系统的设计中,我们必须知道各控制面的气动特性参数。但是这些特性参数和大气数据的相关性较差,因此无法根据大气数据来调整控制器参数。

### 2. 挠曲/颤振抑制

对于轻结构或高速飞行器,结构动态特性和气流的相互作用更加显著,当这些相互

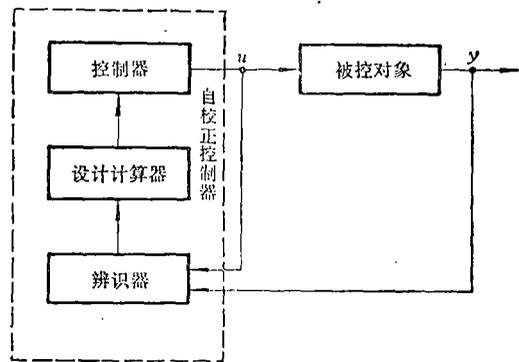


图 3 自校正调节器

Fig. 3 Self tuning regulator

作用产生轻阻尼的振动时,被称为挠曲;当这些振动不稳定时,被称为颤振。这些现象均发生在高速飞行中。为了防止飞机结构的疲劳和失事,飞机的速度就受到一定的限制。近年来,扩展这种速度限制的可能性受到了广泛的重视。但由于挠曲/颤振模型的复杂性,这类控制问题的研究相当缓慢。挠曲/颤振模型的复杂性表现在:它包括了在10~200Hz高频端的多个和气流交互作用的结构振动模态,以及这些模态随飞行状态变化的不定性。挠曲/颤振的主动控制任务就是用适当的传感器,在适当的位置测量需抑制的振动模态参数,然后设计适当的补偿器来增加这些模态的阻尼。当需要设计在全飞行包络线内的挠曲/颤振控制器时,传感器的位置和补偿器的参数都必须随着模态的变化而调整。由于大气数据只是部分和这些模态相关,所以至今还不具备这种调整手段。而自适应控制将是可能解决这类问题的方法之一。

Stein, Kreisselmeier 和 Rynaski 还认为:

(1) 自校正自适应方案比模型参考自适应在飞机控制方面的应用有较大的活力,因为模型参考自适应的建模误差会引入高阶动态响应。

(2) 除非数字计算机的速度很高,可使计算延迟小于50ms,否则还是使用模拟控制器为好。

(3) 必须采取措施提高在线参数辨识的精度,因为辨识误差也会引入高阶动态延迟。

在此需指出:他们的结论是基于1979年前在自适应控制理论和应用方面的成果而得出的。

近年来,自适应控制理论工作者开始重视研究模型参考自适应系统对外干扰和模型误差的鲁棒性。Kreisselmeier 和 Narendra<sup>[8]</sup>证明了在有界干扰作用下,模型参考自适应系统的所有信号是有界的。Kokotovic<sup>[9]</sup>分析了当快速模态对系统有弱影响,或者有强影响的快速模态经过低通滤波,则模型参考自适应系统具有对模型误差的鲁棒性:本文作者<sup>[10,11]</sup>用稳定性理论分析了模型参考自适应系统对外干扰和建模误差均具有一定的鲁棒性。在如何设计具有强鲁棒性的模型参考自适应系统方面的研究也有了进展,Peterson 和 Narendra<sup>[12]</sup>构造了一个非线性自适应控制器来抑制外干扰对系统的影响。与此同时,自校正自适应的全局稳定性的证明尚未得到实质性的突破,需要持续激励的试验信号似乎也是不可避免的。由以上分析,认为模型参考自适应在今后的应用中会有活力的观点也不是没有根据的。

近来,常参数鲁棒控制的理论研究和在飞机控制系统中的应用探索也有了一定的进展<sup>[13,14]</sup>。为了有的放矢地开展各种技术的应用研究,我们必须弄清在什么条件下,常参数鲁棒控制器可以满足性能要求;在什么条件下,大气数据调参控制器是较好的控制方案;又在什么条件下,自适应控制器才是必要的。这方面的研究工作需要理论工作者和航空控制工程师的共同努力。

至今,大气数据调参控制律所存在的问题不仅没有消失,而且会随着现代飞机飞行包络线的进一步扩大和机动性的进一步提高而更为突出。与此同时,自适应控制理论的进一步完善和计算机软硬件技术的飞速发展将使自适应控制在航空控制系统中的应用日趋成熟。这些都表明了,在飞机控制系统的发展中,自适应控制和大气数据调参控制方案竞争的第三个回合可能是不可避免的。

## 六、结 论

由于飞机控制系统的特殊性和自适应控制方案的内在缺陷,至今自适应控制在航空控制中的应用是不成功的。然而,随着对现代飞机性能要求的进一步提高,自适应控制理论的进一步完善以及计算机软硬件技术的发展,自适应方案可望应用在大气数据调参方案无能为力的场合。从而,自适应控制方案的优点,如可以节省传感器和测量线路,需要较少的先验知识,节省吹风实验的开支和时间,缩短设计周期以及能获得更大的灵活性等,将会得到发挥。

### 参 考 文 献

- [1] Stein, G., Adaptive Flight Control, A Pragmatic View, Application of Adaptive Control, Academic Press, (1980).
- [2] Kreisselmeier, G., Perspectives on the Application of Adaptive Control to Aircraft Systems, Application of Adaptive Control, Academic Press, (1980).
- [3] Rynaski, E. G., Adaptive Control Application to Aircraft, Application of Adaptive Control, Academic Press, (1980).
- [4] Stein, G., Hartmann, G. L. and Hendrich, R. C., Adaptive Control Laws for F-8C Flight Test, IEEE Trans, Auto. Contr., Oct. (1977), p758~767.
- [5] Military Specification-Flight Qualities of Piloted Aircraft, MIL-F-8785 (ASG) 7, August (1969).
- [6] Szalai, K. J., et. al., Design and Test Experiments with Triply Redundant Digital Fly-by-wire Control System, AIAA Paper, NO. 76-1911, Aug. (1976).
- [7] Kreisselmeier, G., Adaptive Control via Adaptive Observation and Asymptotic Feedback Matrix Synthesis, DFVLR-Institute Für Dynamik Der Flugsysteme, Technical Report, June (1979).
- [8] Kreisselmeier, G. and Narendra, K., Stable Model Reference Adaptive Control in the Presence of Bounded Disturbances, IEEE. Trans, on Auto. Contr., Dec. (1982).
- [9] Kokotovic, P. V. and Ioannou, P. A., Robustness Redesign of Continuous Time Adaptive Schemes, Proc. 1981 IEEE Conf., Decision and Control.
- [10] Cook, P. A. and Chen, Z. J., Robustness Properties of model-Reference Adaptive Control Systems, IEE. Proc., November (1982).
- [11] Chen, Z. J. and Cook, P. A., Robustness of Model-Reference Adaptive control Systems with Unmodelled Dynamics, INT. J. Control, vol. 39, (1984).
- [12] Peterson, B. B. and Narendra, K., Bounded Error Adaptive Control, IEEE Trans, on Auto. Contr., vol. AC-27, No. 26, December (1982).
- [13] Heger, F. and Frank, P. M., Computer-Aided Pole Placement for the Design of Robust Control Systems, Second IFAC Symposium on CAD of Multivariable Technological Systems, West Lafayette, Sept. (1982).
- [14] Ackermann, J., Robust Flight Control Systems Design, VIII IFAC, p. 54, (1981).

## APPLICATION OF ADAPTIVE CONTROL TO AIRCRAFT SYSTEMS

*Chen Zongji and Zhang Hongyue*

*(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)*

### Abstract

This paper reviews the competition of the adaptive technique with other techniques. The inherent drawback of the adaptive technique in application to aircraft systems is considered in the light of the analysis of the features of flight control systems. The potentials and perspectives of the adaptive technique are also suggested.

The development of advanced aircraft demands enhanced performances which go beyond the capacity of airdata scheduling technique. Therefore, the adaptive control schemes are expected to be applied to these flight control problems. In order to make full use of the advantages, such as saving sensor hardware, requiring less priori knowledge of aircraft and providing higher flexibility, it is necessary to carry out robustness research of existing adaptive control schemes and to develop new more robust adaptive control schemes.