燃气涡轮发动机控制系统介绍

现代燃气涡轮发动机闭环控制系统大致分为控制器、传感器、执行器与附件。最简单的发动机控制系统是通过调节燃油流量来产生期望的发动机推力的系统。但是实际上，飞行过程中获取飞机的推力是不现实的，而发动机的转子转速n与发动机的增压比（EPR）是容易获取的且能够表征推力的变化，通常被选择为被控参数。控制变量为燃油流量，或者执行器（燃油流量计量阀）的位移。

飞机包线：典型的飞机包线表示为飞行高度与飞行马赫数之间关系。对于涡喷与涡扇发动机，还包括环境温度坐标，也即三维图像。

发动机控制包线是一个允许发动机的工作范围，是以主控制变量燃油流量与发动机转子转速（在EPR控制的情况下是增压比）之间的关系。由于燃油流量比（油气比）比燃油流量更适合做主控制变量。燃油流量比定义为燃油流量Wf与压气机出口压力p3的比值RU=Wf/p3。

**发动机建模与仿真**

1. **稳态发动机模型**
2. **动态发动机模型**

燃气涡轮发动机的三个基本动力学方程：转子动态方程、压力动态方程与温度动态方程。

单轴发动机转子动力学：单轴发动机可以近似为一个一阶惯性环节。从输入变量燃油流量至输出变量的传递函数为：，其中。

双轴发动机转子动力学：为二阶模型。表示为状态空间为：

，其中参数与单轴类似，为偏导数，偏导数的值由标称点处偏导数值获得。表示为传递函数为：

压力动力学：压力变化为质量变化的积分。。

温度动力学：两种温度动力学：一是由于容积内空气或者燃气的热力学状态改变引起的温度变化（相对较快，快温度动力学），二是金属部件与燃气之间热传导引起的温度变化（相对变化慢，慢温度动力学）。

整台发动机的建模：可以用线性时不变系统表示。

执行器的建模：一阶惯性环节描述。

执行器分为三种类型：一是燃油控制执行器，通常称为燃油计量阀；二是位置控制执行器，用于设置进口导叶或静子叶片角度，尾喷口截面积（对于加力发动机），以及某些离散位置如燃油开关电磁阀；三是空气或燃气流量控制执行器，通常称为放气阀。

发动机传感器主要有五类：1、燃气流路传感器通常测量压力、温度、空气流量，燃油流量和轴的转速。2、振动传感器测量位移及加速度3、滑油和碎屑传感器；4、执行器反馈传感器反馈执行器的位置、角度与速度；5、损伤检测传感器。

**高逼真发动机仿真**

**美国空军通用涡扇发动机模型（AFRL模型）**

**NASA通用涡扇发动机模型（C-MAPSS）**

1. 发动机模型的导出
2. 基于标称工作点附近泰勒技术展开的小扰动方法
3. 基于模型输出和作为实际参考值的实际输出之间误差最小化的系统辨识法
4. 稳态控制器的设计

发动机自动控制系统的三个基本功能：稳态控制、过渡态控制与限制保护。

稳态控制又称为设定点控制，一个设定点对应由发动机产生的一个固定功率状态，这个固定的功率状态有发动机的转速或者增压比控制。设定点通常有慢车、巡航、起飞状态。稳态控制器的两个含义，一是在期望工作点附件调节发动机性能；二是确定由飞行员（或地面工作人员）操作指令对应的是什么工作状态。这些指令一般指的是油门杆位置或功率杆位置。

4.1 单轴以及双轴发动机控制

选择PID控制器

利用根轨迹法与频域法设计控制器

4.2稳态控制中的某些实际问题

4.1.1 不同控制律下的发动机响应

4.1.2 用燃油流量比作控制变量

理由有三：1、由于燃油流量比（燃油流量与压气机出口压力之比）与主燃油室的油气比存在正比关系；2、当发动机发生喘振时，它提供一种自动消除喘振的特性；3、它通过减小控制器增益常数（或在较小范围内变化）而简化了控制律。

1. 过渡态和限制控制器设计

过渡态控制器设计是其中最为复杂的情况。过渡态控制覆盖了若干不同的稳态工作点的转速范围，本质上属于非线性系统，而且必须在过渡态运行期间保护发动机不超过它的工作极限范围。如：转子转速的物理极限、涡轮叶片的最大工作温度、燃烧室最大工作压力、压缩系统的喘振（或失速）极限。

过渡态控制目的有二：一是改变发动机工作状态使之从一个状态转移至另一个状态；二是当这些状态改变时，保证发动机不超过它的工作极限范围。

压气机特性图：空气质量流量——增压比

**5.1 基于计划的过渡态控制器**

过渡态计划（加减速计划）

何为控制计划？？？

任何一台发动机的加速减速过程都是起止于稳态控制器的，稳态控制器将控制权交给加速计划的时刻是由与稳态点对应的起点转速和终点转速的转速差决定的。

加速控制：稳态控制器至少由两个基本的控制律组成，即比例控制与积分控制，表示如下：，式中表征转速误差（指令值与测量值之差）。

则加速控制逻辑可以表示为：（取小操作：取稳态控制器输出，加速计划和稳态偏差之间的最小值）

若，则；

若，则。

其中表示给燃油流量计量阀的燃油流量指令偏差；表示加速计划上的燃油流量值，是稳态点的稳态燃油流量值。

减速控制：取大操作

若，则；

若，则。

**存在的问题：**发动的非线性特性严重影响稳态控制器的设计，发动机在接近起飞功率状态时，时域响应速度比慢车状态快3-5倍，这就说明为起飞功率状态设计的控制律并不适用于发动机的慢车状态。原因在于为某稳态工作点设计的一组控制器增益仅仅在这一工作点相对较小的范围内是有效的。为了克服这一问题，常常采取小扰动（或者分段线性化）方法，把发动机共同工作线分成若干个有限的标称点（或者稳态点），并在每个标称点设计稳态控制器，这些稳态控制器只在标称点附近是有效的。处于标称点之间的点可以由插值的方法获取控制器参数。

分段线性化的结果是一组线性稳态控制器。于是要考虑在两个相邻的稳态控制器之间的切换问题，切换过程不应该引起发动机输出变量的不连续变化。常用方法就是增益调参方法。

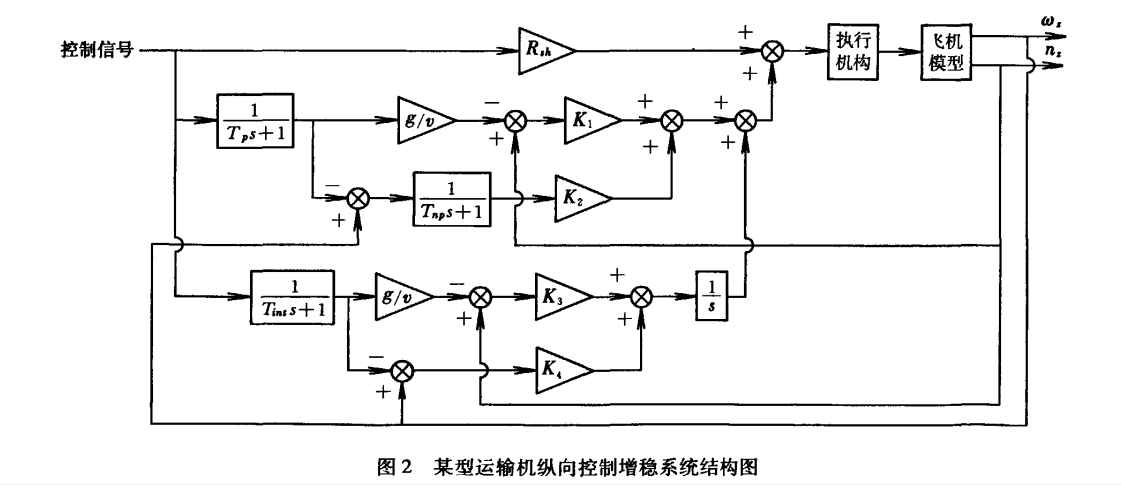
另外一个问题是积分卷积的问题。

**增益调参：**选择一个或者多个状态或者输出变量作为调参变量。调参变量是一个能够辨明哪一个稳态控制器最适合在所给定工作点上进行工作的独立变量。把所有稳态控制器或者线性模型作为这些调参变量的函数，即与标称工作点对应的线性控制器和线性模型岁这些调参变量参数而变化。如上文所述，所有稳态控制器只在标称工作点附近有效，对于标称工作点中间的工作点，其控制器的参数可由插值算法得出。增益调参大包线控制律是应用最为广泛的控制方法，如SU-30，SU-27，F-16。涉及到两个问题：1、标称工作点的选取；2、如何确定调参变量与控制器参数的关系。

参考文献：李广文 一种飞机大包线控制律增益调参方法

一般情况下，期望获得的控制律参数的增益调参规律随着调参变量单调变化。基于动压（或者高度、马赫数、转速等）的工作点选择方法算法步骤大致如下：

1. 计算各个飞行状态下的动压，并从小到大排序，得到最大动压与最小动压，以及对应的状态；
2. 将获取的最大最小动压分为M个区间，且最大最小动压为这些区间的边界；
3. 首先针对最大最小动压对应的两个状态，整定控制器参数（控制器参数的优化可以选择遗传算法等智能优化算法）；比较两个状态下参数的变化确定参数调整规律的单调性；
4. 根据上述单调性原则，对其他状态下的控制器参数进行整定。



**抗积分卷积（也就是抗积分饱和，多么通俗的名字~~~）：**积分卷积现象在线性控制器的输出受到过渡态计划、执行器的幅值限制或执行器的速率限制时就会发生。为了避免积分卷积现象，当积分卷积现象发生时，应该冻结或者向下调整这一积分控制的作用。（最有效的方法是在执行加速或者减速计划时，冻结积分器）。

**减速喘振**：（加速喘振）减速喘振发生的直接原因在于转子转速不匹配。与加速喘振一样，当低压压气机与高压压气机之间的气动载荷不同时，减速喘振有可能发生，因而在压气机的出口就会引起突然的压力上升。比较典型的例子是在双轴发动机中，低压转子在加速时易发生喘振，高速转子在加速时易发生喘振。在减速时，当转子转速的不匹配性达到足以超过他们的安全工作极限时，为避免减速喘振，通常将中间级放气阀打开。

**5.2 基于加速度的过渡态控制器设计**

在加速或者减速过程中，期望发动机转子转速的变化率控制在期望值。提出加速度控制思路的原因有二：1、即使发动机性能退化，但是转子转速、温度、压力和功率等变量表示的加速减速性能是一致的；2、即使存在由于制造和材料误差等原因引起的发动机之间的差异性，对于同一型号发动机，加减速性能一致。

控制概念：以转子加速度作为被控制变量，期望指令是期望的转子加速度；反馈回路利用差分器获取转子速度变量率（也即转子加速度）。通常情况下，需要对由差分器获取的转子加速度进行滤波以消除噪声。

在稳态控制器与控制器之间切换：1、基于计划的控制方法；2、将稳态控制器与控制器构成内外环结构的控制回路。

**5.3 限制保护控制器**

1、超过低压转子物理转速的最大极限；

2、超过高压转子物理转速的最大极限；

3、超过压气机出口静压的最大极限；

4、超过发动机排气温度（EGT）的最大极限。

**限制保护控制器** 基于平等表决与基于领导跟踪性表决

自适应加速控制与喘振消除

由于加速度控制有使得发动机进入喘振的潜在风险，所以如果控制指令能被压气机出口压力所换算，也即使用，则这种不利影响可以很大程度上消除。

喘振检测器：检测压气机出口压力的变化。（自适应加速控制逻辑）

**四、控制系统综合**

发动机控制系统的基本要素：1、一个利用被控变量n1或者EPR来调整发动机推力的主控回路（或稳态调节器）；2、一个能够表示飞行员对主控回路功率要求的参考指令；3、一个与瞬态控制逻辑对应的加速计划；4、一盒与瞬态控制逻辑对应的减速计划；5、若干个用于EGT、p3、n1、n2等发动机关键性能变量限制保护的控制回路（或极限调节器）。

飞行员功率需求是主控回路的参考指令。参考指令可以由飞行员设置的油门杆位置计算得到，这一计算过程称之为功率设定逻辑：起飞功率（TO）、慢车功率、巡航功率。

**功率设定：**飞行员能够不受限制的在整个发动机工作包线范围内移动油门杆，也即飞行员在飞机起动之后能够将油门杆在任意时间至于任意目标位置且不会造成发动机喘振、超温、超转或其他任何超出工作极限的现象。由于油门杆位置（PLA）对应的功率参考值严重依赖于发动机进口条件的，所以务必建立功率参考值与外界压力、温度、飞机马赫数的关系；这一计算过程叫做**功率设定计划。**

起飞功率计划：转速（或者换算转速或者EPR）与外界温度、高度的关系；分为等推力计划与温度计划。

慢车功率计划：转速或者EPR与进口压力的关系；地面慢车计划与空中慢车计划。

**瞬态控制计划：**关注低压转子及高压转子转速之间的匹配问题。分为加速瞬时计划于减速瞬时计划。**加速计划又**包括**喘振计划**于**温度计划；**喘振计划在飞机由低转速至高转速过度的过程中启动；温度计划在高转速时启动。**减速计划包括熄火计划与最低流量计划。**

**控制模式：**包括**性能控制模式、运行性控制模式、耐久性控制模式。**

**性能控制模式**：重点是发动机性能的最大化，包括前述的n1、EPR、转子加速度等功能控制模式。**运行性控制模式：**重点是发动机的稳定性，包括风扇稳定性、压气机稳定性、燃烧室的稳定性。对应有风扇喘振裕度，压气机喘振裕度、燃烧室贫油熄火裕度。（上述指标均可以作为被控变量）。**耐久性控制模式：保护或者延长发动机的寿命，**循环数、等效循环数、总循环数（TAC）和最大转速Nmax、峰值温度**。**

**发动机附件：**感应部件或传感器、执行部件或执行器、控制部件、燃油滑油传输部件、热管理部件、功率提取和管理部件、连接部件等。

**先进控制方法：**多变量控制以及主动控制

**多变量控制：**多输入多输出控制方法。航空发动机控制系统设计的首要问题是控制需求，性能要求等。主要方法是线性二次型调节器（LQR）方法和模型参考（基于模型）控制方法。针对一般情况下，时变线性系统的状态方程如下：

。

设计连续的状态变量反馈控制律：使得状态变量回到原点且使得二次型目标达到最小化：



其中为半正定矩阵，为正定矩阵，分别为起始与终止时间。

该优化问题的解为：，其中S满足矩阵黎卡提（Riccati）方程。

其他的多变量控制方法有：LQR，输出反馈调节器（OFR），线性二次型高斯方法调节器，等。

**主动控制：**使用高频执行器调整发动机部件的稳态特性；主要涉及压气机喘振或者失速的主动控制；压气机或者涡轮叶片间隙的主动控制；以及燃烧不稳定的主动控制。这些控制方法主要采用高速响应的执行器，其运行于比传统的燃油执行器和进口的导流叶片执行器的频谱高一个数量级的高频段。

1. 主动叶尖间隙控制（ACC）以增加压气机和涡轮效率；
2. 主动失速和喘振控制仪增加发动机增压比和稳定裕度；
3. 主动燃烧控制以抑制贫油燃烧不稳定、减少排放物、减少内衬套疲劳，并改进涡轮进口温度分布。

航空发动机健康监视系统：数据采集，趋势分析，故障诊断与预测等等，属于监视技术。

**第二篇：**

**线性模型**

**航空发动机的部件级建模方法（非线性模型）**

1、实现基于Matlab/Simulink 的双涵道涡轮风扇发动机部件级建模方法。

2、共同工作方程（流量平衡、功率平衡方程）

3、利用拟牛顿法求解上述求解稳态工作点。

**航空发动机多变量控制系统设计（鲁棒控制）**

**航空发动机LPV控制系统设计**