

特别说明

此资料来自豆丁网(<http://www.docin.com/>)

您现在所看到的文档是使用**下载器**所生成的文档

此文档的原件位于

<http://www.docin.com/p-142922461.html>

感谢您的支持

抱米花

<http://blog.sina.com.cn/lotusbaob>

西北工业大学

硕士学位论文

几种典型机动动作的自动飞行仿真研究

姓名：王嘉

申请学位级别：硕士

专业：飞行器设计

指导教师：高正红

20070301

摘要

随着航空技术的不断发展,对飞机的功能和安全性提出了更高的要求,飞机系统也越来越复杂,飞行仿真技术已经成为飞行训练与飞机设计的重要手段。自动飞行仿真作为飞行仿真技术的重要组成部分,具有简单易行、效率高和自动化等特点,在初步设计方案的论证、空战仿真中目标机的模拟、无人机的飞行仿真等领域有着重要的价值。本文采用飞机6自由度模型,侧重于对飞机航迹特性的研究,设计了一种自动飞行仿真系统。

本文首先提出了由任务指令、机动动作库、机动指令跟踪器、飞机6自由度模型四个部分组成的自动飞行仿真系统框架;机动动作库的基本组成单元是机动指令生成器,它基于飞机3自由度模型,产生3自由度控制指令;通过分析飞行经验,控制指令采用对任务要求值与飞机当前值的分段线性函数描述的方法,然后对几种典型机动的机动指令生成器算法进行了说明;接着针对3自由度指令的控制特点,说明了机动指令跟踪器分为3个通道的设计原理,选定了指令跟踪器的控制律结构,并采用经典控制理论的根轨迹法对指令跟踪器进行了设计;最后采用仿真验证了自动飞行仿真系统的设计情况,仿真结果证明机动指令生成器产生的指令合理,机动指令跟踪器对控制指令的跟踪是稳定、快速、准确的。

本文设计的自动飞行仿真系统能够较好地实现一些较典型的机动飞行,它可以用于飞机飞行性能和品质的初步分析或者空战仿真中目标机的模拟,对于排除人的个体差异、人的操作误差与错误等,以及对无人机运动特性和控制系统的仿真研究也是很有帮助的。

关键词: 自动飞行仿真, 机动动作库, 机动指令生成器, 机动指令跟踪器

Abstract

The capability and the security of the aircraft are increasingly emphasized due to the development of the aeronautic technology. As a result the aircraft system becomes more and more complicated. So the flight simulation technology becomes an important instrument in the flight training and the aircraft design. As an important part of the flight simulation technology, automatic flight simulation has advantages such as simple, efficient, and automatic. So it's useful in some fields like the demonstration of the preliminary scheme, the target in the air-to-air combat simulation, and the simulation of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) etc. In the paper, the normal situation that pays more attention to the trajectory characters in flight was studied, and a automatic flight simulation system was designed, using the 6 degree-of-freedom (6DOF) aircraft model.

First of all, an automatic flight simulation system framework was introduced which consists of four parts: task commands, maneuvering flight library, maneuvering command tracker, and 6DOF aircraft model. The basic element of the maneuvering flight library is the maneuvering command generator, which based on the 3DOF model and producing 3DOF control commands. According to the experiential analysis, the control commands were designed to be subsection linearity of requirement and current parameters. Then the algorithm of the maneuvering command generators was presented in the light of several typical maneuvers. In the following section, the 3 channels' separation of the maneuvering command tracker was discussed according to the 3DOF control commands, and the control structure was chosen. Then the command tracker was designed using the classic root-locus theory. Finally, simulations were conducted in order to demonstrate the effectiveness of the present system. The results show that the control commands generated by the maneuvering command generator is reasonable, and the maneuvering command tracker can trail the commands steadily, rapidly, and exactly.

The automatic flight simulation system studied in the present paper can accomplish those typical maneuvers well and accurately. So it could be used for the preliminary analysis of aircraft performance and flying quality, or the target in air-to-air combat simulation. It's helpful to not only get rid of the individual difference, the errors and mistakes of human, but also the flight simulation of the motion and control system of the UAV.

Key words: automatic flight simulation, maneuvering flight library, maneuvering command generator, maneuvering command tracker

第1章 绪论

1.1 引言

飞机作为一种高科技的空中武器平台或飞行载体，它的研制过程技术要求高、耗资大、周期长，飞行员的培养也是高投入、高风险的。为了节约经费、降低风险、缩短研制周期、提高设计质量、探索新的技术等，飞行仿真技术诞生了^{[13] [15]}。飞行仿真技术按照人在仿真中的作用可以分为计算机自动飞行仿真与人在回路的地面飞行仿真等^[2]。其中计算机自动飞行仿真又称数值飞行仿真，它由操作人员预先设定好所需进行的仿真任务，然后无需人的参与由计算机自动解算仿真过程完成仿真，并显示仿真结果。而人在回路的地面飞行仿真主要是指驾驶员在虚拟的座舱环境中操纵飞行模拟器进行仿真，这种仿真需要实时运行^[14]。本文的主要研究内容是计算机自动飞行仿真。

1.2 研究目的与意义

由于自动飞行仿真是飞行仿真技术的一种，也是飞行仿真技术的重要组成部分。在说明本文的研究目的与意义之前，首先要介绍一下飞行仿真技术的作用。

1.2.1 飞行仿真技术

飞行仿真技术是以飞行力学、控制理论和计算机技术为基础，以计算机和其它专用物理效应设备为工具，对真实或假想的飞机系统进行试验和研究的一门综合性技术^[13]。随着计算机处理能力以及计算机图形技术等迅猛发展，使飞行仿真技术的应用范围越来越广。总的来说，飞行仿真技术有两大用途：飞行训练与辅助设计。

飞行仿真最初是用于飞行员的训练，常用的设备为飞行训练模拟器。20世纪40年代，美国林克公司开发研制的林克飞行训练器的问世成为飞行仿真技术应用的重要标志^[24]。将飞行仿真技术用于飞行训练有以下优点：

首先，因为真实飞行训练代价非常昂贵，而且面临着很大的风险，飞行训练模拟器只需要较少的硬件设备，花费较小的代价，并且训练过程是无损耗、无损伤的，设备维护的费用也比真实飞行训练要低得多，发展飞行训练模拟器的目的主要是为了节约经费与降低风险；

其次，飞行训练模拟器可以简单的多次重复使用，不受天气影响，而且随着飞行仿真技术的发展，一台仿真设备可以进行多种飞机的飞行模拟，而且转换起来快速容易；

还有，随着网络技术和分布交互仿真技术的发展^[28]，可以进行多台模拟器的空战对抗仿真，还可以加入由计算机生成的目标机（敌机）的模型和对战场环境的模拟，因此它可以用于模拟现代高技术与复杂战场环境下的空战战术的演练与新战术的研究。

在飞机的设计研制过程中，飞行仿真技术已经逐渐成为了继理论分析计算和实物试验之后的一种非常重要设计手段。比如：

其一，在设计初期由于飞机气动外形及飞机各子系统的设计尚未完成，因此无法得到充足的数据，此时可以通过对现有数据的飞行仿真来评估飞机设计情况，并提出下一步建议；

其二，在详细设计阶段，可以通过飞行仿真技术来评定飞机的飞行性能与飞行品质，包括基本飞行性能和机动飞行性能等，以及稳定性与操纵性，从而对设计结果进行改进；

其三，现代第三代、第四代战斗机已经发展成为集飞机本体、飞控系统、发动机、探测系统、火控系统和武器系统于一体的综合作战平台；飞机的信息来源多样，武器系统的性能发展迅速，使现代空战的作战环境和模式发生了根本的变化；由此可见，现代飞机的设计方案需要体现新的复杂作战环境中飞机各子系统的综合效能，这使得对飞机设计的评估方式也发生了变化，仅采用飞机的飞行性能和飞行品质来评估飞机设计已经不能满足要求，因此飞行仿真是一种研究与评估新的复杂作战环境下多系统综合效能的有效手段^{[1][2][4]}。

1.2.2 自动飞行仿真

进行自动飞行仿真研究的作用是对飞行仿真技术的补充：

首先，在飞行员进行空战对抗训练中自动飞行仿真可以用于模拟目标机（敌机），尤其是模拟一些其它国家的飞机，飞行员可以方便地通过它进行空战过程和战术的演练；或者也可以没有飞行员的参与，由计算机生成敌我双方兵力进行自动空战模拟。这样做避免了真实空战的危险性，也为空战训练节约了大量经费与时间，对飞机作战效能、武器效能的评估与空战战术的研究也有很大帮助；

其次，自动飞行仿真所需硬件设备少，因此尤其适用于研究开发、方案论证等设计阶段，还可以方便地扩展仿真的规模，进行大规模、超实时的仿真，节约了时间、经费、人力和物力；

而且，自动飞行仿真能够排除人的操作产生的误差或错误等不确定因素，或

者排除人的个体差异，对飞机设计阶段的评估和自动空战模拟都有帮助。

另外，出于对安全性、经济性、便易性等因素的考虑，无人机在军用和民用领域都得到了广泛的应用，起到的作用也越来越大。因此，对无人机的设计也提出了更高的要求。自动飞行仿真的研究对无人机设计有以下几点作用：

首先，在设计过程中可以通过自动飞行仿真对无人机的运动特性进行模拟，从而对无人机的飞行性能和品质等进行评估和改进；

其次，由于对无人机的控制比有人机要复杂得多，尤其在起飞着落阶段，试飞中稍有不慎便会损失飞机，因此无人机试飞操纵员可以通过对无人机的自动飞行仿真进行训练；

而且，无人机的飞行控制系统是无人机设计的关键，自动飞行仿真有助于研究并探索无人机的飞行控制方案。

1.3 研究现状

对自动飞行仿真的研究中最关键的问题当然是采用什么样的控制算法实现对飞机飞行的控制。目前国内外对自动飞行仿真的控制算法多数采用基于机动动作库的方式^[23]。所谓机动动作库，就是实际飞行或空战过程中经常采用的一些机动动作的集合，比如：平飞加减速、跃升与俯冲、盘旋或转弯、战斗转弯、半滚倒转、轨迹跟踪、航路飞行、蛇行机动、巡逻飞行等。研究人员按照这些机动的运动特点和控制规律将它们事先编制成一定的算法，在仿真过程中按照一定的机动决策算法选择所需机动。可以将自动飞行仿真的控制算法划分为三个层次：决策层、规划层、控制层^[2]，如图 1-1 所示：

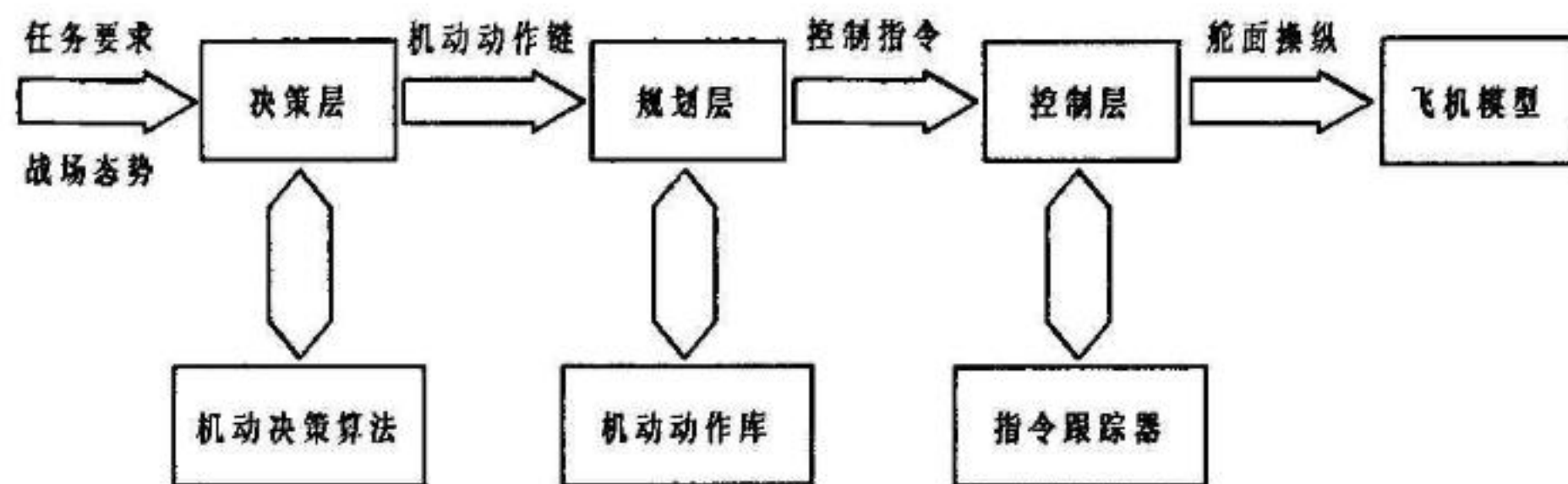


图 1-1 自动飞行仿真系统控制算法层次

决策层根据任务要求和战场态势，按照一定的决策算法从机动动作库现有的机动中选择最合适的机动形成机动动作链。目前相关研究中常用的机动决策算法有两大类：基于人工智能技术的决策方法和基于效用理论的决策方法。前者又可以分为基于规则的系统（如专家系统）和符号推理系统两类；后者可以分为基于

属性的决策方法和对策方法两类^[19]。

规划层执行机动规划的主要算法模块叫做机动指令生成器,它按照决策层提供的机动动作的要求,并实时参照飞机当前的飞行状态,产生相应的控制指令使飞机按照规划的过程飞行。对于不同机动动作的机动指令生成器的集合组成了机动动作库。目前对机动指令生成器的设计方法主要还是根据驾驶员的实际飞行经验。

控制层实现对飞机的直接控制,它的主要算法模块叫做机动指令跟踪器,它根据规划层提供的控制指令和飞机当前的状态,生成舵面操纵用于控制飞机。因此,机动指令跟踪器实现了类似于自动驾驶仪的功能。

目前对自动飞行仿真的相关研究中所采用的飞机模型主要有 3 自由度质点模型(3 Degree-Of-Freedom, 3DOF)和 6 自由度模型(6DOF)。

3 自由度模型将飞机视为质点,方程组中只包含了飞机的力方程和质心运动方程。我们知道通常情况下对飞机的操纵都是通过对舵面的操纵改变飞机的力矩平衡,从而引起飞机的姿态变化而改变飞机的受力情况的。因为 3DOF 模型不包含飞机的力矩方程和姿态角方程,所以它只考虑飞机的受力特性,3DOF 模型的输入就不是舵面操纵,而通常采用力和过载等。使用 3DOF 模型进行仿真有它的优点:

首先,飞机 3DOF 质点模型能够较好的反映飞机的航迹特性,因此在侧重飞机航迹特性和飞机飞行性能的研究时它可用作简化模型;

其次,3DOF 模型的动力学原理简单,所需计算量少,可以简化设计、提高仿真速度,适用于大规模、超实时的仿真;

而且,3DOF 模型所需的飞机数据较少,因此也适用于对设计初期或者无法获得足够数据的国外飞机进行仿真。

当然,3DOF 模型也有它固有的缺陷:

首先,因为它忽略了飞机的力矩特性以及姿态变化过渡过程,无法对飞机的飞行品质进行研究和评价;

其次,3DOF 模型的输入通常是力或过载等,而不是舵面操纵量,所以也就没有考虑飞机的操纵效能方面的问题;

另外,在采用 3DOF 模型进行的过程中,为了简化模型,往往忽略发动机推力变化的惯性过程,因此对有关发动机性能产生的结果可能估计过高。

总而言之,飞机 3 自由度质点模型是较为简化的飞机数学模型,因此采用 3 自由度模型对仿真的逼真度和结果的可靠性有影响;而且,如果今后需要对飞机的飞行品质进行研究和评价时就无能为力,为做进一步研究带来了困难。

6 自由度模型将飞机视为刚体,方程组中包括了飞机的力方程、力矩方程、

姿态角方程和质心运动方程，它考虑了舵面操纵引起的飞机气动力矩的变化，因此它能够体现飞机由于力矩不平衡引起的姿态变化过渡过程，体现飞机的操纵力或操纵效能方面的问题，从而适用于对飞机的飞行品质进行研究和评价，并且它更真实的体现了发动机推力变化的惯性过程。6DOF 模型的输入就是舵面操纵量。6DOF 模型包含了飞机运动过程中更多更全面的信息，采用 6DOF 模型进行仿真的逼真性和仿真结果的价值都较 3DOF 模型有很大的提高，但 6DOF 模型所需数据更完整，运算量也较大。

1.4 本文主要工作

在飞行仿真实验中，我们进行的多数研究都是侧重于飞机航迹特性的，比如平飞、跃升、转弯，跟踪，航路飞行等。本文针对几种侧重于飞机航迹特性的典型机动动作，对规划层的机动指令生成器与控制层的机动指令跟踪器进行了分析与设计，并采用飞机 6DOF 模型对设计结果进行仿真验证。

本文没有对决策层和机动决策算法进行研究，没有考虑机动的选择以及机动的串连，即机动动作链。相对于图 1-1，本文所研究的自动飞行仿真系统总体框架如图 1-2 所示：

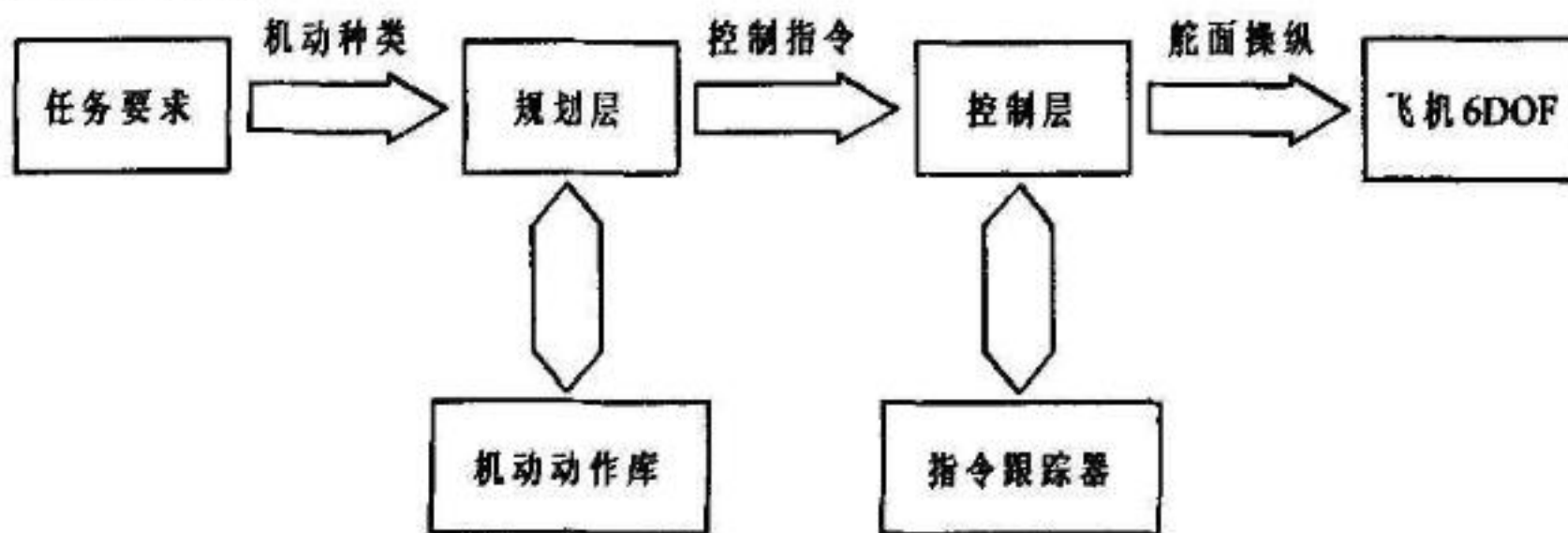


图 1-2 本文研究自动飞行仿真系统框架

根据以上前提，本文的主要工作和论文结构如下：

第二章，对本文所研究的自动飞行仿真系统的总体框架及其各个组成部分的基本原理进行了说明。

第三章，对机动动作库的基本组成单元——机动指令生成器的原理进行了说明，然后介绍了几种典型机动动作的机动指令生成器算法。

第四章，对机动指令跟踪器的原理进行了说明，并在不同状态点下采用经典的根轨迹法对跟踪器进行了设计，然后对设计参数进行调参。

第五章，采用飞机 6 自由度模型对几种典型机动进行了仿真，从而对自动飞行仿真系统的设计进行了验证。

第2章 自动飞行仿真系统的总体框架

第1章1.4节给出了本文所研究的自动飞行仿真系统的总体框架图(图1-2), 这里为了说明方便起见对其进行了改变, 如图2-1所示:



图 2-1 自动飞行仿真系统总体框架图

如图所示, 可将自动飞行仿真系统分为4个主要模块: 任务指令, 机动动作库, 机动指令跟踪器, 飞机6自由度模型。4个模块之间的联系是不同种类、不同级别的指令。本章接下来就对各个模块和它们之间的联系进行说明。

2.1 任务指令

首先, 这里要明确一下任务指令的定义: 本文所谓的任务指令是指需要由用户根据任务要求来指定的, 能够让飞机完成某种机动的自动飞行仿真所需的必要信息, 包括: 机动的种类、完成此机动所需指定的最基本参数。比如, 要求飞机进行水平盘旋, 就需要用户指定机动的种类是“水平转弯”, 并给出飞机进行转弯时的高度 H 和速度 V , 所需转过的角度 $\Delta\psi$, 还需给出盘旋半径 R 或盘旋所用的滚转角 γ 等。

2.2 飞机6自由度模型

下面就给出机体坐标系下的刚体飞机6自由度动力学方程^[8]为:

力方程:

$$m \cdot \begin{bmatrix} \dot{V}_x \\ \dot{V}_y \\ \dot{V}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \sin\theta \\ \cos\theta \cos\gamma \\ -\cos\theta \sin\gamma \end{bmatrix} \cdot G \quad (2-1)$$

力矩方程:

$$\begin{bmatrix} I_x \dot{\omega}_x \\ I_y \dot{\omega}_y \\ I_z \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_y - I_z) \omega_y \omega_z \\ (I_z - I_x) \omega_z \omega_x \\ (I_x - I_y) \omega_x \omega_y \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

$$\begin{cases} F_x = (-C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha) \cdot q \cdot S + P^{\delta_p} \delta_p \\ F_y = (-C_x \sin \alpha + C_y \cos \alpha) \cdot q \cdot S \\ F_z = C_z \cdot q \cdot S \\ M_x = [m_{x0} + m_x^{\delta_x} \delta_x + m_x^{\delta_y} \delta_y + m_x^{\beta} \beta + (m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y) / (V / (l/2))] \cdot q \cdot S \cdot l \\ M_y = [m_{y0} + m_y^{\delta_x} \delta_x + m_y^{\delta_y} \delta_y + m_y^{\beta} \beta + (m_y^{\omega_x} \omega_x + m_y^{\omega_y} \omega_y) / (V / (l/2))] \cdot q \cdot S \cdot l \\ M_z = [m_{z0} + m_z^{\alpha} \Delta \alpha + m_z^{\delta_z} \Delta \delta_z + (m_z^{\omega_z} \omega_z + m_z^{\alpha} \dot{\alpha}) / (V / b_A)] \cdot q \cdot S \cdot b_A \end{cases} \quad (2-3)$$

式中: m, G 飞机质量, 飞机重量;

V_x, V_y, V_z 速度矢量在体轴系各轴上的投影;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 体轴系相对地轴系旋转角速度矢量 ω 在体轴系各轴的投影;

F_x, F_y, F_z 除重力外的所有力在体轴系各轴的投影;

ϑ, γ 飞机俯仰角和滚转角;

I_x, I_y, I_z 飞机在体轴上的惯量;

M_x, M_y, M_z 合力矩在体轴系各轴的投影;

C_x, C_y, C_z 阻力系数、升力系数、侧力系数;

l, S, b_A 飞机翼展, 机翼面积, 飞机平均气动弦长;

q, P, P^{δ_p} 动压, 发动机推力, 油门杆位置引起的推力变化量;

α, β 飞机迎角, 侧滑角;

$\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_p$ 飞机副翼偏角, 方向舵偏角和升降舵偏角;

m_{x0}, m_{y0}, m_{z0} 力矩系数基本项;

$m_x^{\delta_x}, m_y^{\delta_y}, m_z^{\delta_z}, m_x^{\delta_y}, m_y^{\delta_x}$ 操纵导数;

$m_x^{\alpha}, m_y^{\beta}, m_z^{\beta}$ 静稳定导数;

$m_x^{\omega_x}, m_x^{\omega_y}, m_y^{\omega_x}, m_y^{\omega_y}, m_z^{\omega_z}, m_z^{\alpha}$ 阻尼力矩导数, 洗流时差数;

另外, 机体坐标系下的飞机运动学方程为:

姿态角方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\cos \gamma \sin \vartheta / \cos \vartheta & \sin \gamma \sin \vartheta / \cos \vartheta \\ 0 & \cos \gamma / \cos \vartheta & -\sin \gamma / \cos \vartheta \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2-4)$$

质心运动方程:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = L_a \cdot \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \quad (2-5)$$

$$\text{其中 } L_a = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix}$$

式中： θ, ψ, γ 飞机的俯仰角、偏航角和滚转角，统称欧拉角；
 $\dot{\theta}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ 飞机的俯仰角速度、偏航角速度和滚转角速度；
 x, y, z 飞机在地面坐标系下的坐标。

2.3 机动动作库和机动指令生成器

机动动作库是由机动指令生成器组成的，它是自动飞行仿真的核心部分。机动指令生成器的作用是接受来自任务指令的机动必要信息，将它们通过一定的算法转化为控制指令传递给机动指令跟踪器。

什么是控制指令，采用什么样的控制指令，以及为什么要采用这些指令，是机动指令生成器要解决的首要问题。由自动飞行仿真系统原理框架图 2-1 可见，机动指令生成器接受来自任务指令规定的机动种类和基本要求参数，然后将其转化为控制指令传递给机动指令跟踪器，进而操控飞机 6DOF 模型实现自动飞行仿真。由此看来，对控制指令的要求是希望能够将任务指令的要求归结到较少的几个统一的指令中去，使得这些指令能够与机动指令跟踪器形成统一的接口，无需对于不同机动的飞行仿真任务再设计不同的机动指令跟踪器，方便了跟踪器的设计；可是，虽然我们希望对控制指令的个数尽量少，但它们还要能足够准确的反映出任务指令的要求，并在我们可接受的范围内尽量使机动指令生成器的设计原理简化、概念清晰。因此，本文对机动指令生成器的设计基于飞机 3DOF 质点模型，产生 3DOF 控制指令。下面具体说明。

如第 1 章 1.4 节所述，本文主要研究的是侧重于飞机航迹特性的自动飞行仿真，在这种情况下，飞机不进行急剧的机动和姿态变化，从力矩不平衡到再次平衡的过渡过程时间也较短，因此飞机的运动主要取决于飞机的受力情况。这样，我们就可以忽略短时间的力矩不平衡引起的飞机姿态变化过渡过程，假定飞机总是处于力矩平衡状态，采用飞机 3DOF 质点模型。另外，航迹特性可以表达为航迹上某点的速度矢量 \vec{V} 特性（包括速度的大小和方向）；因此对飞机航迹特性的控制，也就是对飞机速度矢量的控制： V, θ, ψ_s ，其中 V 是速度大小， θ 是航迹倾角， ψ_s 是对应速度矢量的航向角。在飞机航迹坐标系下建立的飞机 3DOF 质点动力学方程反映了飞机速度矢量特性。忽略侧滑角的影响，3DOF 质点动力学方程如下：

$$\begin{cases} \dot{V} = g(n_x - \sin \theta) \\ \dot{\theta} = \frac{g}{V}(n_y \cos \gamma_s - \cos \theta) \\ \dot{\psi}_s = -\frac{g}{V \cos \theta} n_y \sin \gamma_s \end{cases} \quad (2-6)$$

其中 n_x, n_y, γ_s 分别是飞机的切向过载、法向过载和绕速度轴的滚转角。值得注意的是：方程中的 n_x 和 n_y 是对应于气流坐标系下规定的，因为我们习惯上使用气流坐标系定义的 n_x 和 n_y ，方程中已经对它们做了航迹坐标系到气流坐标系的转换。所以方程(2-6)中一共有6个变量： V, θ, ψ_s 和 n_x, n_y, γ_s 。显然，只要给出 n_x, n_y, γ_s 随时间变化的值，在给定 V, θ, ψ_s 初值的情况下，方程(2-6)就可以通过数值积分求解得 V, θ, ψ_s 随时间的变化情况。进而由航迹坐标系下的飞机质心运动学方程：

$$\begin{cases} \dot{x} = V \cos \theta \cos \psi_s \\ \dot{y} = V \sin \theta \\ \dot{z} = -V \cos \theta \sin \psi_s \end{cases} \quad (2-7)$$

就可以通过数值积分求解得飞机的航迹地理坐标：纬度位置 x ，经度位置 z ，高度 y （即 H ），因而也就求解了飞机的运动。

通过以上对飞机 3DOF 质点动力学方程(2-6)和运动学方程(2-7)的分析可以得到以下结论：将 n_x, n_y, γ_s 作为机动指令生成器产生的控制指令，能够较好的反映侧重航迹特性研究的机动飞行仿真的要求，并且做到了简洁、统一，适于与机动指令跟踪器形成统一接口。所以我们说，机动指令生成器的设计是基于飞机 3DOF 质点模型，产生 3DOF 控制指令 $n_{xcom}, n_{ycom}, \gamma_{scom}$ 。

对于不同种类的机动，所应该采取的控制方式是不同的，而且任务指令所需规定的基本参数的种类有很大差别。因此，对应不同的机动应该有相应不同的机动指令生成器。我们可以针对一些典型的机动，设计不同的机动指令生成器。比如：平飞加减速、跃升与俯冲、盘旋或转弯、轨迹跟踪、航路飞行、蛇行机动、巡逻飞行等。这些不同的机动指令生成器的集合就构成了机动动作库。用户在任务指令中指定所需的机动种类和基本参数，其中机动种类传递给机动动作库选择相应的机动指令生成器，而基本参数传给机动指令生成器用于产生控制指令。有关机动指令生成器的控制指令生成算法原理以及不同机动指令生成器的设计方法将在第3章中介绍。

2.4 机动指令跟踪器

我们知道在实际飞行中，驾驶员主要是通过操纵驾驶杆（或驾驶盘）、蹬脚舵和操纵油门杆来实现对飞机的控制的。这些操纵量引起了升降舵偏角 δ_z 、方向舵偏角 δ_y 、副翼偏角 δ_x 和油门位置 δ_p 等几个操纵面值的改变，因此产生了飞机力矩的变化和推力的变化，从而改变飞机的运动。从 2.2 节飞机的 6DOF 方程(2-1)、(2-2)、(2-4)、(2-5)中我们也可以看到，方程的中的未知量有 $V_x, V_y,$

$V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \vartheta, \psi, \gamma, x, y, z$, 和 $\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_p$ 共 16 个, 而独立的方程共 12 个, 因此只要给出 $\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_p$ 这 4 个操纵面的值, 就能对飞机 6DOF 方程组进行数值求解, 从而实现对飞机运动的解算。那么, 要使机动指令生成器产生的 3DOF 控制指令能够用于控制飞机 6DOF 模型, 就需要根据 $n_{xcom}, n_{ycom}, \gamma_{scom}$ 指令要求生成相应的 $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 和 δ_p 等操纵面值, 传递给飞机 6DOF 模型, 并且要求使飞机能够稳定、快速、准确地跟踪指令, 这就是机动指令跟踪器的作用和设计目的。

2.5 小结

通过前面几节的分析, 我们可以将本章开头所给出的自动飞行仿真系统的总体框架图进行细化, 如图 2-2 所示:

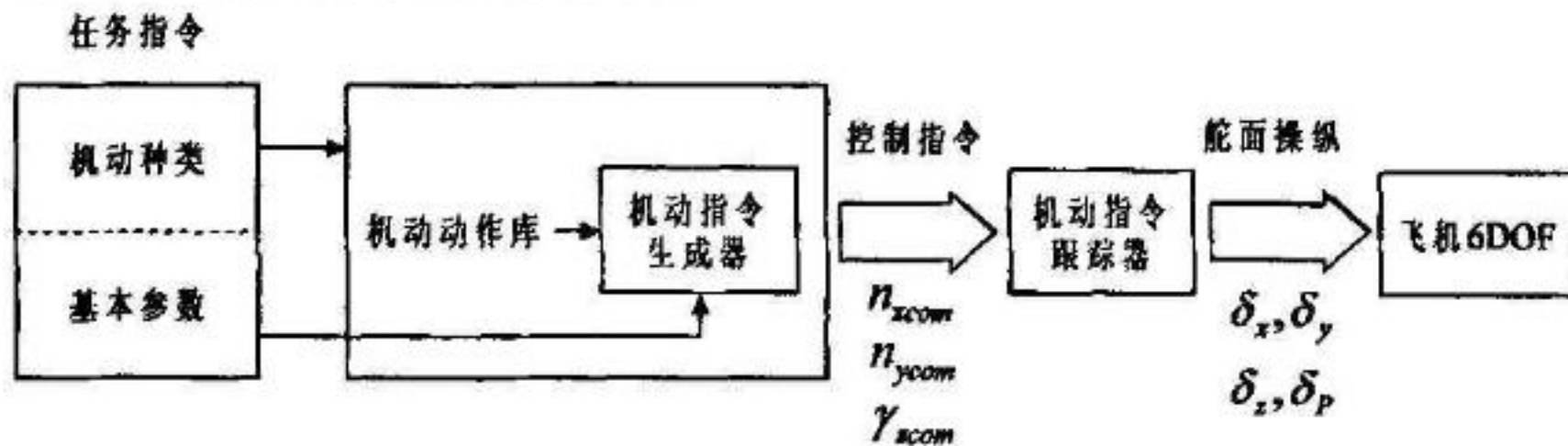


图 2-2 自动飞行仿真系统总体框架

我们再来分析一下各个模块之间的联系: 任务指令给出的基本参数(如 V_{com} 、 H_{com} 、 x_{com} 、 z_{com} 等), 机动指令生成器产生的控制指令 $n_{xcom}, n_{ycom}, \gamma_{scom}$, 机动指令跟踪器生成的舵面操纵值 $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 和 δ_p 。这些指令从初级到高级, 从间接到直接, 从慢速到快速, 从多样到统一。自动飞行仿真系统正是按照这些指令的特点而采用了分层次的结构, 原因有:

- (1) 用户只需明确需要进行仿真的机动名称, 并给出完成这些机动所需的必要参数, 不需关心自动控制器的内部结构和原理, 这为用户带来了方便。
- (2) 使任务指令与机动指令跟踪器之间有机动指令生成器进行过渡, 从而使机动指令生成器基于飞机 3DOF 质点模型, 将任务指令的不同机动和不同种类基本参数归结为 3 个控制指令, 使指令简单、统一, 简化了机动指令生成器的设计。
- (3) 使机动指令生成器与飞机 6DOF 模型之间有机动指令跟踪器过渡, 机动指令跟踪器的设计只需实现对 3 个控制指令的跟踪, 并且无需再根据不同的机动设计不同的机动指令跟踪器, 简化了指令跟踪器的设计。

第3章 机动指令生成器的原理和设计

这一章将对机动指令生成器的原理和设计方法进行介绍。上一章已经介绍过,机动指令生成器的设计是基于飞机3自由度质点模型,因此再次将飞机3DOF动力学和运动学方程列写于此:

$$\begin{cases} \dot{V} = g(n_x - \sin \theta) \\ \dot{\theta} = \frac{g}{V}(n_y \cos \gamma_s - \cos \theta) \\ \dot{\psi}_s = -\frac{g}{V \cos \theta} n_y \sin \gamma_s \end{cases} \quad (3-1)$$

$$\begin{cases} \dot{x} = V \cos \theta \cos \psi_s \\ \dot{y} = V \sin \theta \\ \dot{z} = -V \cos \theta \sin \psi_s \end{cases} \quad (3-2)$$

3.1 机动指令生成器设计原理

机动指令生成器的作用就是根据任务要求和当前飞机的飞行状态,产生合理的控制指令 $n_{xcom}, n_{ycom}, \gamma_{scom}$ 给机动指令跟踪器。所谓合理的控制指令,就是要考虑到驾驶员的决策行为、操纵特点,人的承受能力(对于有人机),飞机的安全和实际飞行性能限制等条件约束。那么,如何根据任务要求和当前飞行状态产生控制指令呢?对式(3-1)和式(3-2)进行变形得到:

$$\begin{cases} n_x = \frac{\dot{V}}{g} + \sin \theta \\ n_y = \frac{1}{\cos \gamma_s} \left(\frac{V \dot{\theta}}{g} + \cos \theta \right) \\ \gamma_s = -\frac{V \cos \theta \dot{\psi}_s}{g n_y} \end{cases} \quad (3-3)$$

$$\begin{cases} \theta = \arcsin \left(\frac{\dot{y}}{V} \right) \\ \psi_s = -\arctan \frac{\dot{z}}{\dot{x}} \end{cases} \quad (3-4)$$

以上两式虽然求解起来有相当大的困难,但它们表达了控制变量 n_x, n_y, γ_s 主要与哪些参数有关。我们可以根据任务指令规定的 x, z, y, V 或 ψ_s 等

值, 采用一种近似的较为简单的关系得到控制变量 n_x, n_y, γ_s 。

下面就从有经验的驾驶员完成加减速机动、高度机动、方向机动等 3 中典型机动的试飞结果, 以及对飞机 3DOF 方程的分析这两个方面的思路, 说明机动指令生成器的设计原理。

3.1.1 加减速机动

飞机加减速机动是驾驶员通过操纵油门杆, 从而增大或减小推力来实现的, 改变推力的结果主要就是改变了切向过载 n_x , 在此过程中需要适当协调操纵驾驶杆改变升降舵偏角, 用来保持飞机的航迹倾斜角 θ 。再从飞机 3DOF 方程 (3-1) 的第一式 $\dot{V} = g(n_x - \sin\theta)$ 也可以看出, n_x 主要决定了飞机速度的改变 \dot{V} , 因此对速度 V 的控制可以通过控制 n_x 来实现。

那么如何根据任务指令的要求来产生合理的控制指令 n_{xcom} 呢? 从方程组 (3-3) 的第一式 $n_x = \dot{V}/g + \sin\theta$ 可见, n_{xcom} 可以根据飞机当前速度 V 与任务指令要求的速度 V_{com} 之差 $\Delta V = V_{com} - V$ 得到。

根据有经验的驾驶员的试飞结果得出, 所采用的 n_x 随 ΔV 的变化曲线:

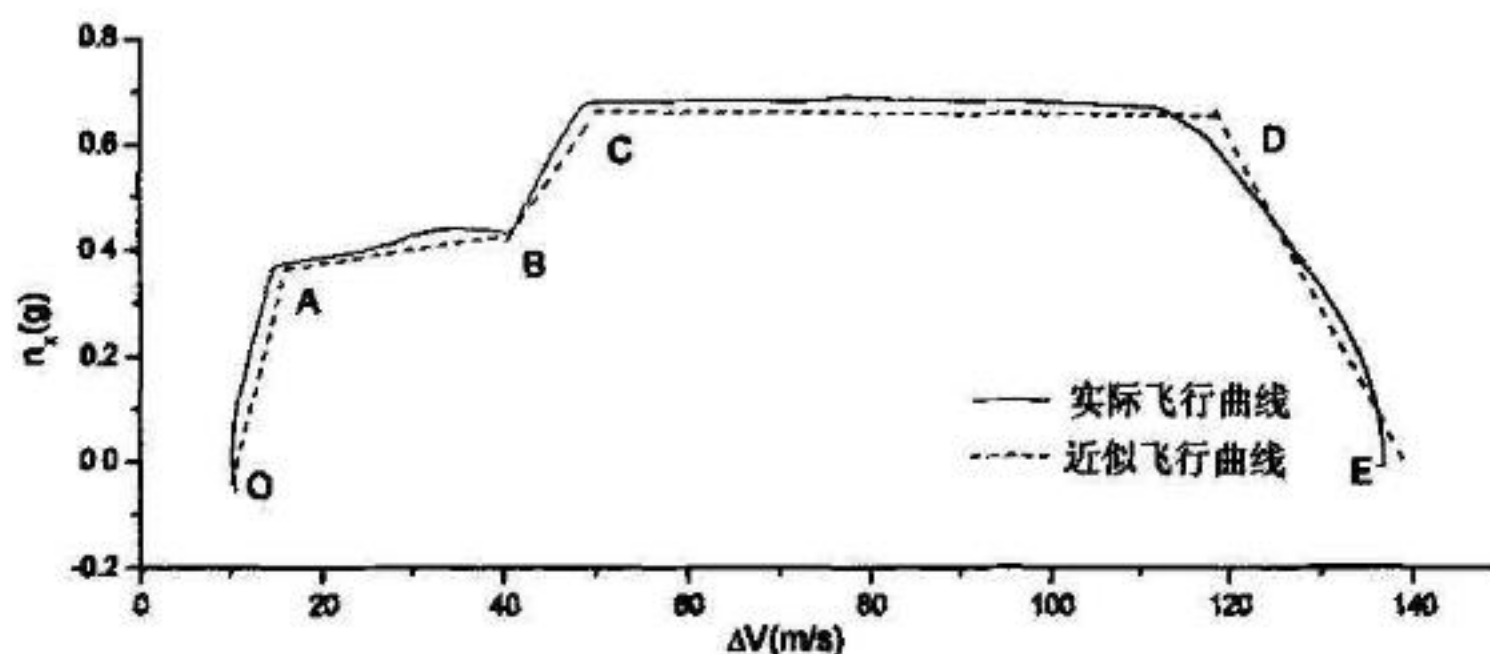


图 3-1 加减速机动切向过载随速度偏差变化曲线

可以看出图中曲线具有明显的分段线性或拟线性的特点, 用图中的 OABCDE 折线就可以比较近似的代替原有曲线, 飞机减速飞行也具有类似的特点。因此本文采用分段线性函数的方法来描述 ΔV 与 n_{xcom} 的关系, 即:

$$n_{xcom} = k_{nx}(V_{com} - V) + b_{nx} \quad (3-5)$$

式中 k_{nx} 为比例系数, b_{nx} 为常数, 对不同的 ΔV , 它们值不同。

另外还需航迹倾斜角的影响 $\sin\theta$, 它是为了平衡重力分量。它是非线性量, 将它分开考虑:

$$n_{xcom} = k_{nx}(V_{com} - V) + b_{nx} + \sin\theta \quad (3-6)$$

3.1.2 高度机动

以跃升机动为例，它分为三步：拉起、直线爬升、改平。首先操纵驾驶杆拉起，增大迎角，增大法向过载 n_y ，使飞机航迹上仰；然后驾驶杆基本回中，保持飞机直线爬升；接近指定高度时，推杆减小法向过载，使航迹改平。在此过程中若要保持速度变化不大，则需协调以油门操纵。这说明要使飞机高度改变，需要产生一定的航迹倾斜角 θ 。从方程组(3-2)的第二式 $\dot{y} = V \sin \theta$ 也可以看出，在保持速度的情况下，航迹倾斜角 θ 决定了高度的变化 \dot{y} ；再对方程组(3-1)的第二式 $\dot{\theta} = \frac{g}{V}(n_y \cos \gamma_s - \cos \theta)$ 行分析，定义等式右边括号中 $n_y \cos \gamma_s$ 的为铅垂面内的法向过载 $n_{y\perp}$ （因为高度机动时仅做纵向操纵，滚转角 $\gamma_s \approx 0$ ，所以此时 $n_{y\perp} \approx n_y$ ），在速度变化不大的情况下， $n_{y\perp}$ 主要决定了航迹倾斜的变化 $\dot{\theta}$ 。因此对飞机高度的控制可以通过控制 $n_{y\perp}$ 来实现。

那么如何根据任务指令的要求来产生合理的控制指令 $n_{y\perp com}$ 呢？从方程组(3-3)的第二式和(3-4)的第一式：

$$n_{y\perp} = n_y \cos \gamma_s = \frac{V \dot{\theta}}{g} + \cos \theta \quad (3-7)$$

$$\theta = \arcsin\left(\frac{\dot{y}}{V}\right) \quad (3-8)$$

可见，可以根据飞机当前高度 H （即式中的 y ）与任务指令要求的速度 H_{com} 之差 $\Delta H = H_{com} - H$ 得到要求航迹倾斜角 θ_{com} ，再由 $\Delta \theta = \theta_{com} - \theta$ 得到 $n_{y\perp com}$ 。

根据有经验的驾驶员的试飞结果可得出，所采用的 θ 随 ΔH 的变化曲线，以及 $n_{y\perp}$ 随 $\Delta \theta$ 的变化曲线，如图 3-2 所示：

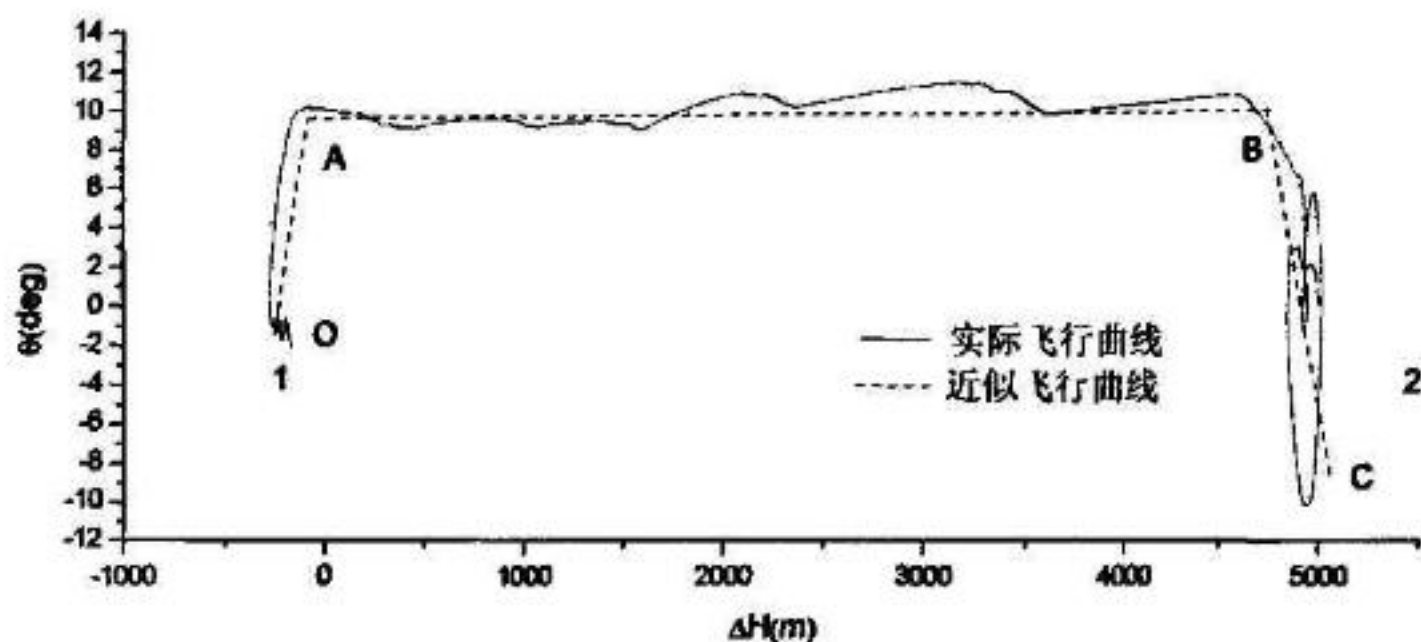


图 3-2 (a) 高度机动时航迹倾斜角随高度偏差变化曲线

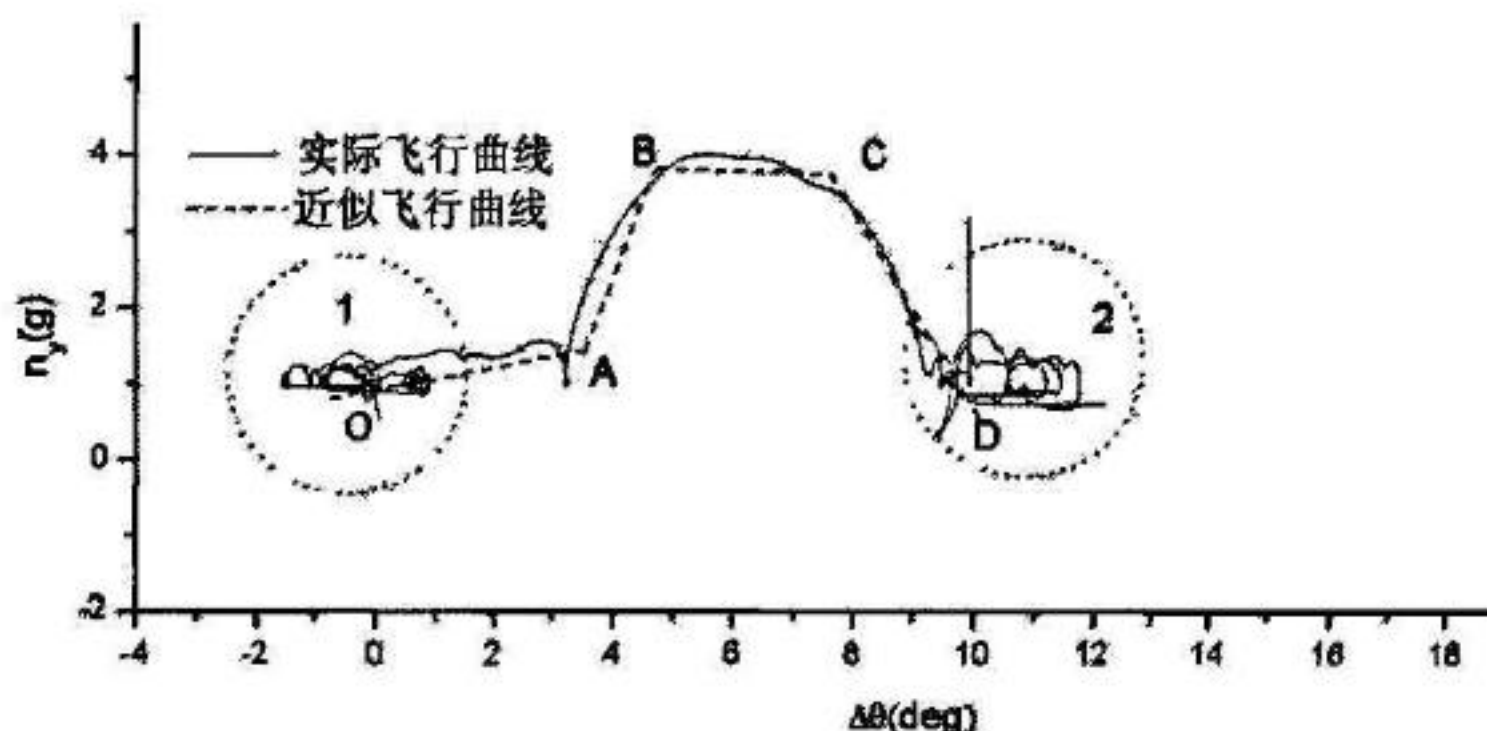


图 3-2 (b) 高度机动时法向过载随航迹倾斜角偏差变化曲线

从图 3-2 中可以看出, 除去图中 1、2 区域飞机飞行初期的振荡和末端保持飞行状态时曲线的振荡, 整个曲线还是可以由折线较好的代替原来的曲线, 如图 3-2(a) 中的折线 OABC 和图 3-2(b) 中的折线 OABCD 所示。因此也可以采用分段线性函数的方法来近似描述, 即:

$$\theta_{com} = k_{\theta}(H_{com} - H) + b_{\theta} \quad (3-9)$$

$$n_{y \perp com} = k_{ny}(\theta_{com} - \theta) + b_{ny} \quad (3-10)$$

k_{θ} 和 k_{ny} , b_{θ} 和 b_{ny} 的意义与上节类似, 对不同的 ΔH 或 $\Delta \theta$, 它们值不同。

航迹倾斜角的影响 $\cos \theta$ 也是因为要平衡重力分量的缘故, 比如在不平飞时 $\theta = 0$, $\dot{\theta} = 0$ 时, $n_{y \perp} = k_{ny} \cdot 0 + \cos 0 = 1$ 。它是非线性量, 将它分开考虑:

$$n_{y \perp com} = k_{ny}(\theta_{com} - \theta) + b_{ny} + \cos \theta \quad (3-11)$$

3.1.3 方向机动

以飞机水平转弯机动为例。水平转弯是一个相对复杂的机动, 它需要驾驶员

进行多个操纵面的协调操纵，它也可以分为三步：滚转、稳定盘旋、改平。稳定盘旋过程中飞机的运动和受力分析如图 3-3 所示：

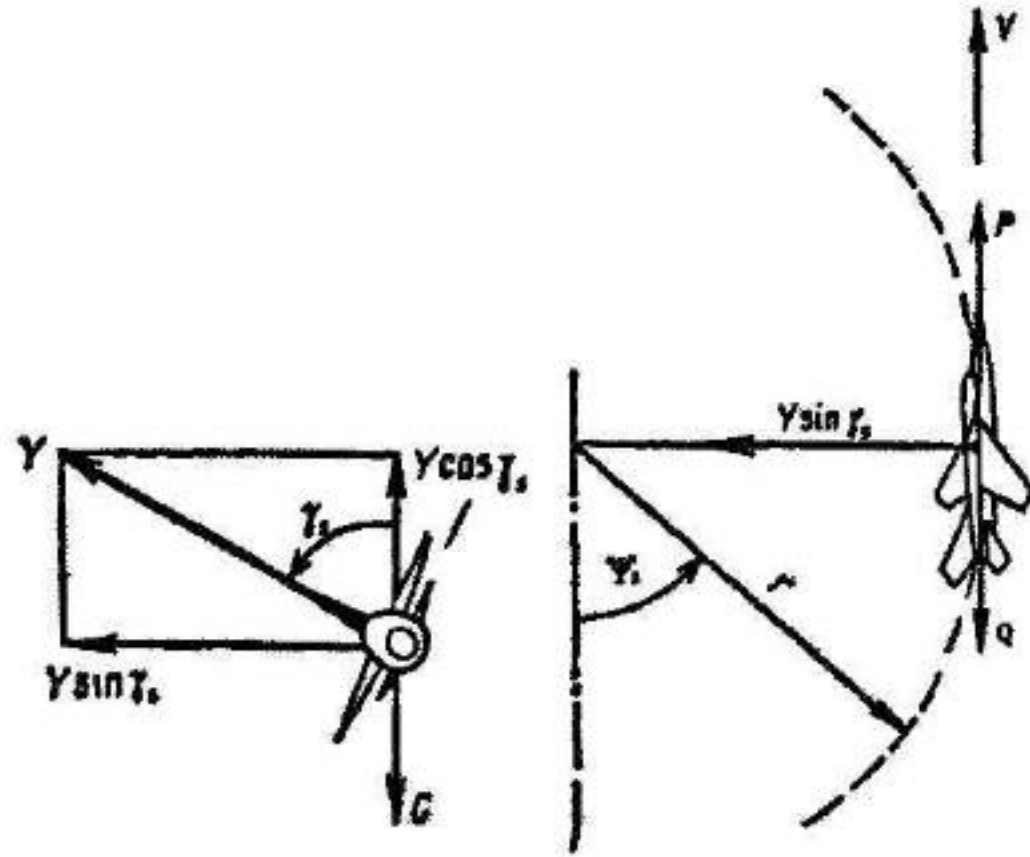


图 3-3 定常转弯时的航迹和受力示意图

首先，驾驶员根据需要改变的航向 $\Delta\psi$ 判断所需倾斜量，压杆使飞机产生滚转角 γ ；

然后，拉杆增大法向过载 n_y ，因为转弯过程中法向过载即提供了盘旋所需的向心力，又有一部分在重力方向上的竖直分量用于保持或者调节飞机高度；

最后，当达到所需航向角 ψ_{com} 时，停止拉杆并反向压杆使飞机改平。

由于盘旋过程中迎角增大导致阻力增加，若要使飞机在过程中保持速度，可以适当操纵油门增加推力。

这说明要改变飞机的航向，就需要使飞机产生一定的滚转角 γ 和法向过载 n_y 。我们也可以从方程组 (3-1) 的第三式 $\dot{\psi}_s = -\frac{g}{V \cos \theta} n_y \sin \gamma_s$ 看出，在速度变化不大时， γ_s 和 n_y 是产生航向的改变 $\dot{\psi}_s$ 的主要参数。因此对飞机航向的控制可以通过控制 γ_s 和 n_y 来实现。（这里需要说明：由于飞机 3 自由度模型（方程组 (3-1)）是在航迹坐标系下简化的来的，因此无法给出 γ 和 ψ ，只能给出 γ_s 和 ψ_s 。但是，在侧重飞机航迹特性的研究时，飞机的迎角和侧滑角都不大，可以近似认为 $\gamma_s \approx \gamma$ ， $\psi_s \approx \psi$ 。）

那么如何根据任务指令的要求来产生合理的控制指令 γ_{scom} 和 n_{ycom} 呢？从 $n_{y\perp}$ 的定义以及方程组 (3-3) 的第三式和 (3-4) 的第二式：

$$\psi_s = -\arctan \frac{\dot{z}}{\dot{x}} \quad (3-12)$$

$$\gamma_s = -\frac{V \cos \theta \dot{\psi}_s}{gn_y} \quad (3-13)$$

$$n_y = \frac{n_{y\perp}}{\cos \gamma_s} \quad (3-14)$$

可见, 可以根据飞机当前飞行状态与任务指令要求的 z_{com} 和 x_{com} 之差 Δz 与 Δx 得到 ψ_{scom} , 再得到 γ_{scom} 和 n_{ycom} 的值。但是有些机动的任务指令也直接给定了 γ_{scom} 或 ψ_{scom} 的值。

根据有经验的驾驶员所采用的 γ 随 $\Delta\psi$ 的变化曲线如图 3-4:

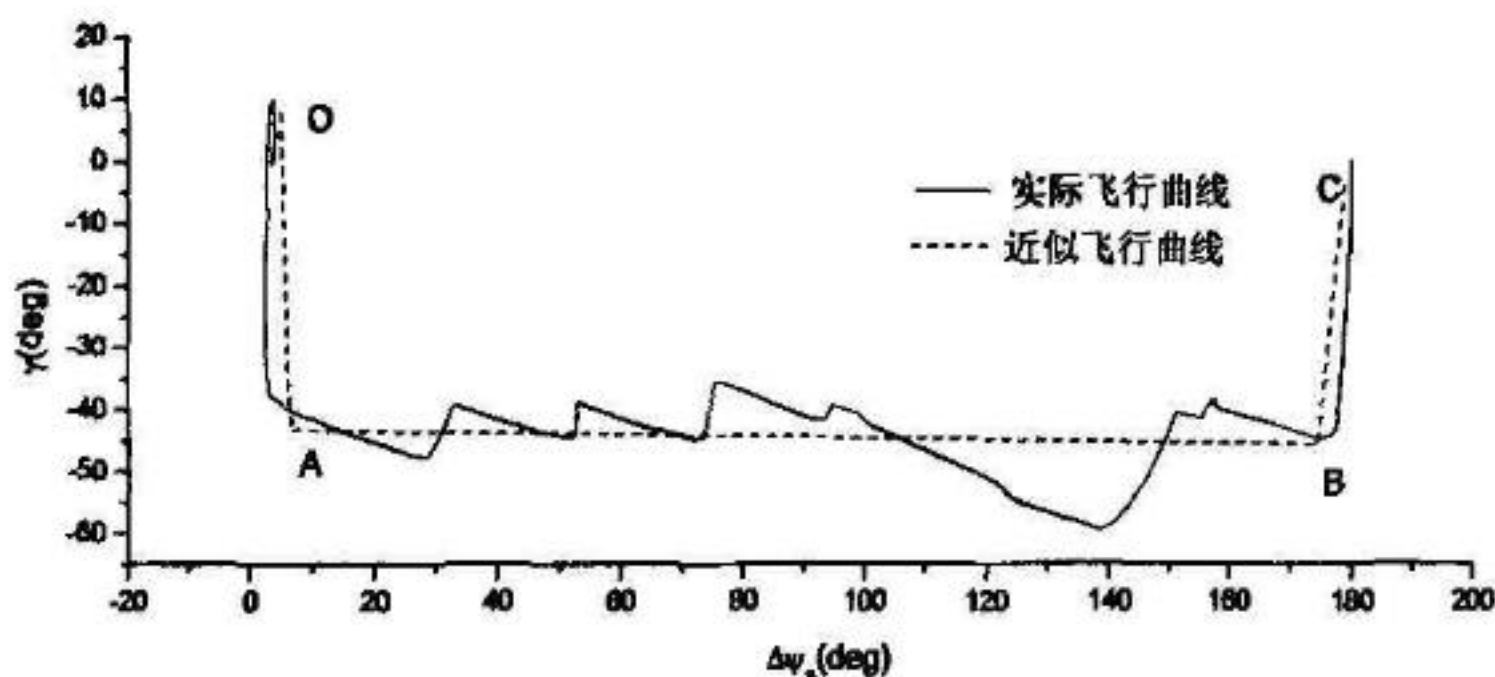


图 3-4 方向机动中滚转角随航向角偏差变化曲线

可见 γ_{scom} 与 ψ_{scom} 之间的关系一样可以用分段线性函数来表示, 如图折线 OABC:

$$\gamma_{scom} = k_\gamma (\psi_{scom} - \psi_s) + b_\gamma \quad (3-15)$$

$$n_{ycom} = \frac{n_{y\perp com}}{\cos \gamma_s} \quad (3-16)$$

其中 k_γ 与 b_γ 的意义同前, 对不同的 $\Delta\psi_s$, 它们值不同。

3.1.4 设计原理总结

通过以上对有经验的驾驶员进行加减速机动、高度机动和方向机动的试飞结果的分析, 控制变量与飞行状态量的关系可用分段线性函数表示:

$$\begin{cases} n_{xcom} = k_{nx}(V_{com} - V) + b_{nx} + \sin \theta \\ \theta_{com} = k_{\theta}(H_{com} - H) + b_{\theta} \\ n_{yLcom} = k_{ny}(\theta_{com} - \theta) + b_{ny} + \cos \theta \\ n_{ycom} = n_{yLcom} / \cos \gamma_s \\ \gamma_{scom} = k_{\gamma}(\psi_{scom} - \psi_s) + b_{\gamma} \end{cases} \quad (3-17)$$

它们可以统一表示成：

$$y_{com} = k(x_{com} - x) + b \quad (3-18)$$

其中 k 和 b 是比例系数和常数，它们都是分段不同的。显然，在用分段线性或拟线性方法描述上述曲线变化时，较多直线段组合而成的折线会更逼近真实的曲线，也就更接近真实飞行情况，但其具体表达式的确定会变得困难。根据飞行员操纵特点，在侧重进行飞机航迹特性研究时，可用三段直线组成的折线来对真实曲线近似。飞行仿真结果也表明用三段直线组成的折线描述式 (3-18) 中参数变化是合理的，符合实际飞行中驾驶员的习惯操纵方法和经验。

3.2 几种典型机动指令生成器的设计

3.2.1 航路飞行机动指令生成器

航路飞行是指飞机依次飞经预先规定好的航路点，它通常用于飞行训练，或是在长途飞行、海上飞行或复杂地形情况下用于对飞行员的导航，导引飞行员寻找目标或机场，也用于侦察。本文所研究的航路飞行的任务指令需要预先规划好航路点队列，每个航路点信息包括航路点的纬度 φ_{com} 、经度 λ_{com} 、高度 H_{com} 和经过航路点时需要达到的速度 V_{com} 。飞机需要在经过航路点指定的位置和高度时，也达到规定的速度，飞机就需要按照航路点信息的要求进行加减速、上升、下降、转弯等机动。可以看出，航路飞行是上节所述三种典型机动的结合，因此航路飞行机动指令生成器也就是最基本的机动指令生成器。

将经纬度转化为地面坐标可按以下式计算：

$$x_{com} = 1000 \times (111.133 - 0.559 \cos 2\varphi_0) \varphi_{com} \quad (3-19)$$

$$z_{com} = 1000 \times (111.413 \cos \varphi_0 - 0.094 \cos 3\varphi_0) \lambda_{com} \quad (3-20)$$

在进行每一个航路点飞行时，航路飞行机动指令生成器对控制指令的计算方法如下：

首先, 切向过载 n_{xcom} 指令由 ΔV 决定:

$$n_{xcom} = \begin{cases} K_{nx1} + \sin \theta & |V_{com} - V| > K_{V1} \\ \frac{K_{nx1} - K_{nx2}}{K_{V1} - K_{V2}} (|V_{com} - V| - K_{V2}) + K_{nx2} + \sin \theta & K_{V1} \geq |V_{com} - V| > K_{V2} \\ (V_{com} - V) \frac{K_{nx2}}{K_{V2}} + \sin \theta & |V_{com} - V| \leq K_{V2} \end{cases} \quad (3-21)$$

式中系数 $K_{nx1} > K_{nx2}$, $K_{V1} > K_{V2}$ 按照飞行经验选取, 它们体现了 n_{xcom} 指令在不同 ΔV 范围内具有不同的斜率 k_{nx} 和常数值 b_{nx} 的分段线性函数特点。

其次, 法向过载 n_{ycom} 指令由 ΔH 、 $\Delta \theta$ 和 γ_s 决定:

先计算得应飞航迹倾斜角:

$$\theta_{com} = \begin{cases} K_{\theta1} & |H_{com} - H| > K_{H1} \\ \frac{K_{\theta1} - K_{\theta2}}{K_{H1} - K_{H2}} (|H_{com} - H| - K_{H2}) + K_{\theta2} & K_{H1} \geq |H_{com} - H| > K_{H2} \\ (H_{com} - H) \frac{K_{\theta2}}{K_{H2}} & |H_{com} - H| \leq K_{H2} \end{cases} \quad (3-22)$$

式中系数 $K_{\theta1} > K_{\theta2}$, $K_{H1} > K_{H2}$ 按照飞行经验选取, 它们也体现了 θ_{com} 指令在不同 ΔH 范围内具有不同的斜率 k_{θ} 和常数值 b_{θ} 的分段线性函数特点。由此得:

$$n_{y\perp com} = \begin{cases} K_{ny1} (\theta_{com} - \theta) + \cos \theta & \theta_{com} - \theta \geq 0 \\ K_{ny2} (\theta_{com} - \theta) + \cos \theta & \theta_{com} - \theta < 0 \end{cases} \quad (3-23)$$

$$n_{ycom} = n_{y\perp com} / \cos \gamma_s \quad (3-24)$$

系数 $K_{ny1} > K_{ny2}$ 也按照飞行经验选取, 它们也体现了 $n_{y\perp com}$ 指令在不同 $\Delta \theta$ 范围内具有不同的斜率 k_{ny} 和常数值 b_{ny} 的分段线性函数特点。

最后, 滚转角指令 γ_{scom} 由 $\Delta \psi_s$ 决定:

图 3-5 给出了飞机的应飞航向角示意图, 它由飞机当前的地面坐标和航路点的坐标决定, 即:

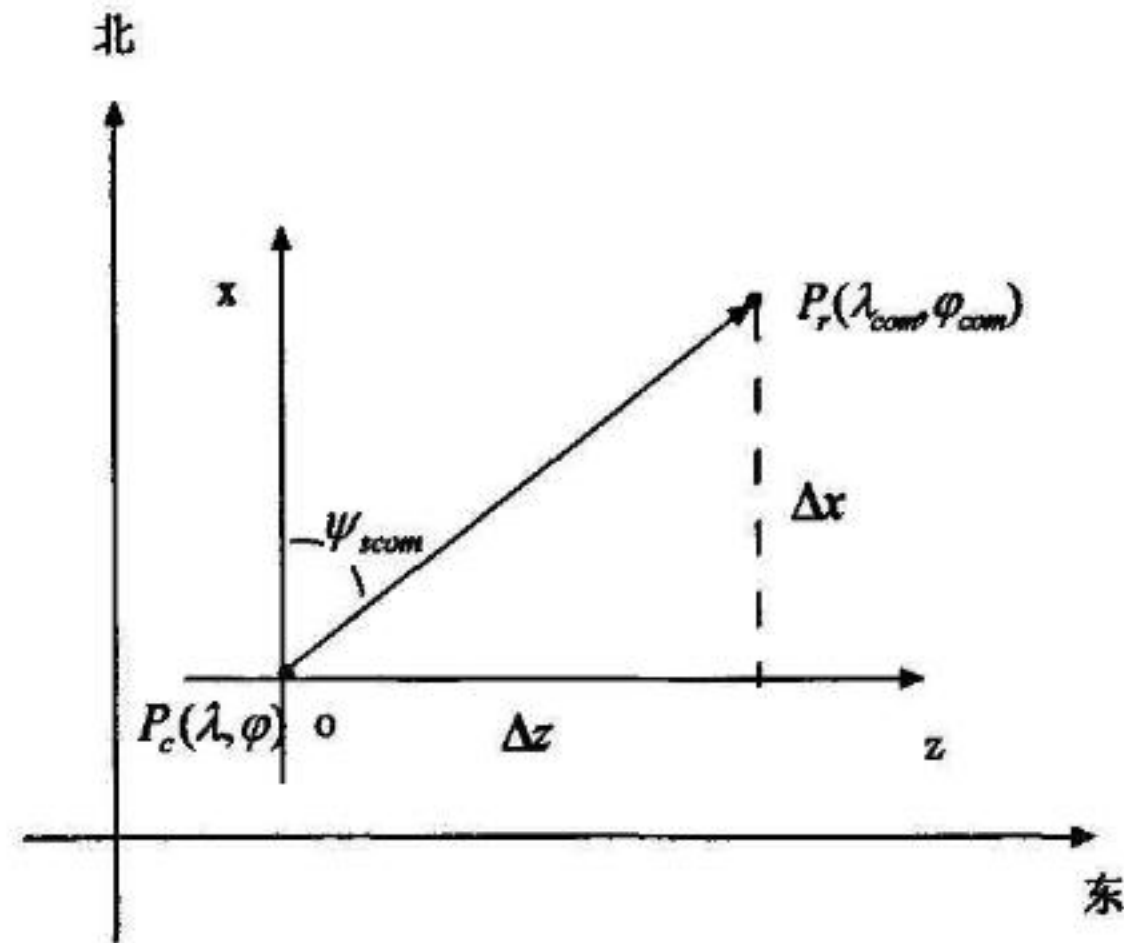


图 3-5 飞机应飞航向角示意图

$$\psi_{scom} = \begin{cases} -\arctan \frac{\Delta z}{\Delta x} & \Delta x \geq 0, \Delta z < 0 \\ 360 - \arctan \frac{\Delta z}{\Delta x} & \Delta x \geq 0, \Delta z \geq 0 \\ 180 - \arctan \frac{\Delta z}{\Delta x} & \Delta x < 0 \end{cases} \quad (3-25)$$

其中 $\Delta x = x_{com} - x$, $\Delta z = z_{com} - z$, 都是要求位置与实际位置之差。

$$\gamma_{scom} = \begin{cases} -\frac{(\psi_{scom} - \psi_s) * K_{\gamma 1}}{|\psi_{scom} - \psi_s|} & |\psi_{scom} - \psi_s| > K_{\psi 1} \\ \frac{(\psi_{scom} - \psi_s) * K_{\gamma 2}}{|\psi_{scom} - \psi_s|} & K_{\psi 1} \geq |\psi_{scom} - \psi_s| > K_{\psi 2} \\ -(\psi_{scom} - \psi_s) * K_{\gamma 3} & |\psi_{scom} - \psi_s| \leq K_{\psi 2} \end{cases} \quad (3-26)$$

式中 $K_{\gamma 1} > K_{\gamma 2} > K_{\gamma 3}$, $K_{\psi 1} > K_{\psi 2}$ 也按照飞行经验选取, 上式表示当 $\Delta\psi_s$ 较大时采用滚转角 $|\gamma_{scom}| = K_{\gamma 1}$ 转弯, 当 $\Delta\psi_s$ 不太大时采用 $|\gamma_{scom}| = K_{\gamma 2}$ 转弯, 而当 $\Delta\psi_s$ 较小时采用 $|\gamma_{scom}| = \Delta\psi_s \cdot K_{\gamma 3}$ 进行微调。这也体现了 γ_{scom} 指令在不同的 $\Delta\psi_s$ 范围内的分段线性函数特点。

航路飞行机动指令生成器计算飞机当前位置到航路点的平面距离 $\Delta D = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta z^2}$, 当 ΔD 足够小时认为飞机经过航路点, 则开始飞向下一航路点。

航路飞行机动指令生成器也可以实现最简单的机动动作如定直平飞、平飞加减速机动、高度机动(跃升和俯冲)等, 只需相应地规定两个航路点的位置、高度和速度等信息即可。

因此航路飞行机动指令生成器是最基本的机动指令生成器，它体现了机动指令生成器设计的基本原理，根据本节对航路飞行机动指令生成器的分析，我们可以结合第2章给出的自动飞行仿真系统的总体框架图2-2，将航路飞行机动指令生成器的原理用如图3-6所示的方框图来表示：

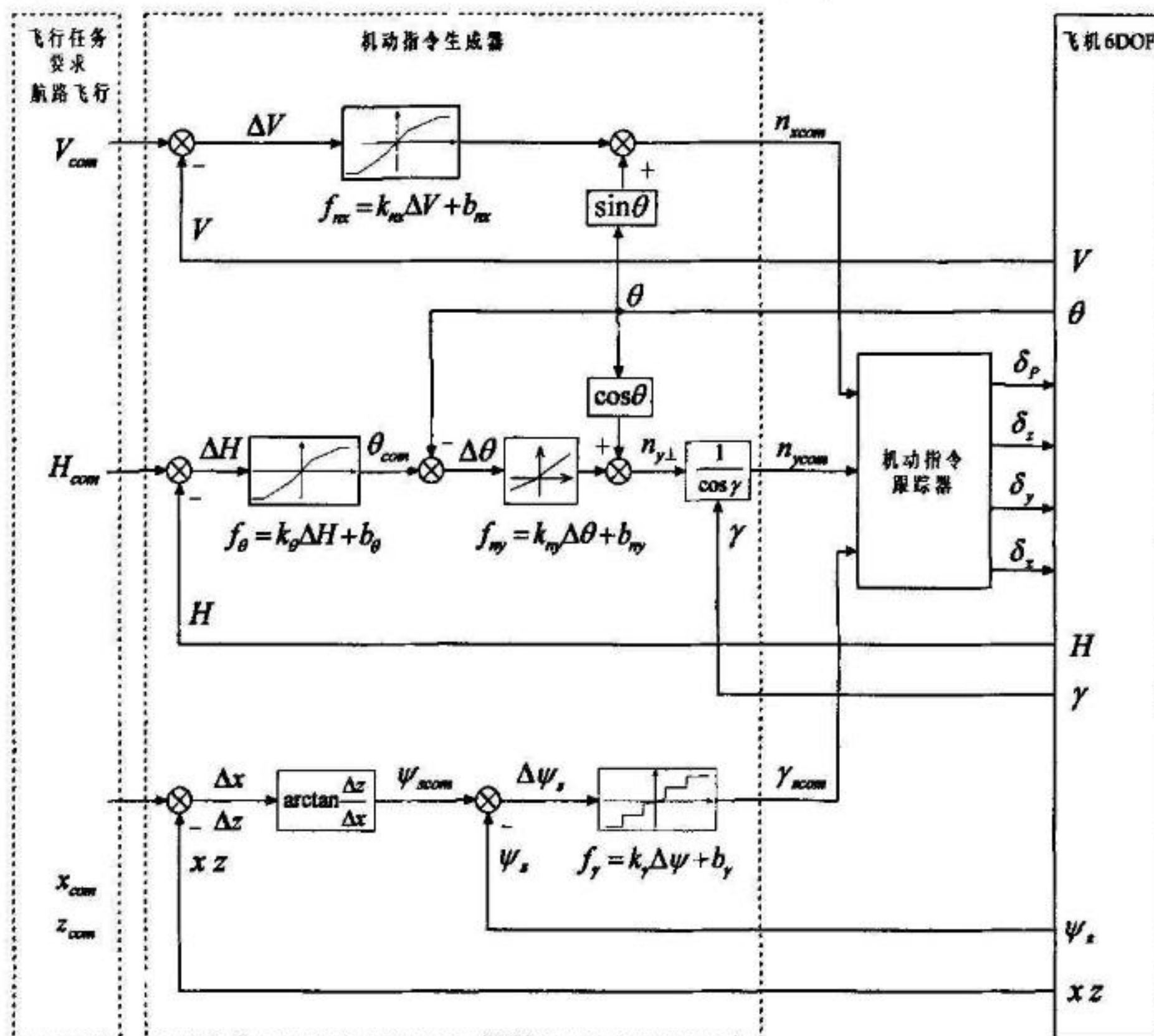


图 3-6 航路飞行机动指令生成器原理在总体框架中的示意图

从图中我们可以看到，任务指令给出了机动种类是航路飞行，并且给定了航路点的信息： x_{com} ， z_{com} ， H_{com} 和 V_{com} 。图中将航路飞行机动指令生成器的内部结构表达成了控制系统方框图的形式。如图所示， f_{vx} ， f_{θ} ， $f_{m\gamma}$ ， f_{γ} 都是关于输入量 Δu 的分段线性函数，由分段不同的斜率 k 和常量 b 体现，图中体现了它们的大致形态。机动指令生成器产生控制指令 n_{xcom} ， n_{ycom} ， γ_{scom} 传递给机动指令跟踪器，再由机动指令跟踪器产生舵面值传递给飞机6DOF模型。飞机6DOF模型也将一些必要的飞行参数，如 V ， θ ， H ， γ ， ψ_s ， x ， z 等，反馈给机动指令生成器用于与要求值比较或指令的修正。

3.2.2 俯冲机动指令生成器

俯冲机动是一种用来快速降低高度的机动。俯冲机动也可分为三步：进入、直线俯冲、改平。在实际飞行中驾驶员可以采用直接推杆进入俯冲，也可以采用带坡度进入俯冲。直接推杆进入俯冲需要负向的法向过载提供向心力，而负向法向过载通常较小而且令驾驶员非常厌恶，因此实际中较少采用。带 180° 坡度进入俯冲可以利用正向的法向过载提供向心力，向心力可以较大而且驾驶员感觉较舒适，对航向的改变较小。直接推杆进入俯冲可以采用航路飞行机动指令生成器实现，因此这里介绍带 180° 坡度进入俯冲的机动指令生成器。

俯冲机动的任务指令需要规定俯冲后的高度 H_{com} 与速度 V_{com} ，各控制指令的计算方法如下：

机动开始时，若 $\theta > K_{\theta 1}$ ($K_{\theta 1}$ 为一负值，按照经验选取)，则：

$$\gamma_{scom} = 180^\circ \quad (3-27)$$

此时，法向过载为一固定值（此值也按经验选取）：

$$n_{ycom} = K_{ny} \quad (3-28)$$

若 $\theta < K_{\theta 1}$ ，则：

$$\gamma_{scom} = 0^\circ \quad (3-29)$$

$$\theta_{com} = \begin{cases} K_{\theta 1} & |H_{com} - H| > K_{H1} \\ \frac{K_{\theta 1} - K_{\theta 2}}{K_{H1} - K_{H2}} (|H_{com} - H| - K_{H2}) + K_{\theta 2} & K_{H1} \geq |H_{com} - H| > K_{H2} \\ (H_{com} - H) \frac{K_{\theta 2}}{K_{H2}} & |H_{com} - H| \leq K_{H2} \end{cases} \quad (3-30)$$

$$n_{ycom} = \begin{cases} K_{ny1} (\theta_{com} - \theta) + \cos \theta & \theta_{com} - \theta \geq 0 \\ K_{ny2} (\theta_{com} - \theta) + \cos \theta & \theta_{com} - \theta < 0 \end{cases} \quad (3-31)$$

$$n_{xcom} = \begin{cases} K_{nx1} + \sin \theta & |V_{com} - V| > K_{V1} \\ \frac{K_{nx1} - K_{nx2}}{K_{V1} - K_{V2}} (|V_{com} - V| - K_{V2}) + K_{nx2} + \sin \theta & K_{V1} \geq |V_{com} - V| > K_{V2} \\ (V_{com} - V) \frac{K_{nx2}}{K_{V2}} + \sin \theta & |V_{com} - V| \leq K_{V2} \end{cases} \quad (3-32)$$

可见，俯冲机动指令生成器除了开始阶段有些变化以外，其它阶段的

形式与航路飞行机动指令生成器类似。

3.2.3 水平转弯机动指令生成器

3.1.3 节已经对水平转弯机动作了介绍。水平转弯机动的任务指令需要规定水平转弯过程中保持的高度 H_{com} 与速度 V_{com} ，以及转弯过程中所采用的滚转角 γ_{com} ，若 $\gamma_{com} > 0$ 就说明是向右转弯， $\gamma_{com} < 0$ 则是向左转弯，另外还可以规定飞机是通过转弯达到指定的航向角 ψ_{scom} ，或是进行 360° 盘旋。

若规定飞机进行转弯达到指定的航向角 ψ_{scom} ，则机动指令生成器对控制指令的计算方法如下：

$$n_{xcom} = \begin{cases} K_{nx1} + \sin \theta & |V_{com} - V| > K_{V1} \\ \frac{K_{nx1} - K_{nx2}}{K_{V1} - K_{V2}} (|V_{com} - V| - K_{V2}) + K_{nx2} + \sin \theta & K_{V1} \geq |V_{com} - V| > K_{V2} \\ (V_{com} - V) \frac{K_{nx2}}{K_{V2}} + \sin \theta & |V_{com} - V| \leq K_{V2} \end{cases} \quad (3-33)$$

$$\theta_{com} = \begin{cases} K_{\theta1} & |H_{com} - H| > K_{H1} \\ \frac{K_{\theta1} - K_{\theta2}}{K_{H1} - K_{H2}} (|H_{com} - H| - K_{H2}) + K_{\theta2} & K_{H1} \geq |H_{com} - H| > K_{H2} \\ (H_{com} - H) \frac{K_{\theta2}}{K_{H2}} & |H_{com} - H| \leq K_{H2} \end{cases} \quad (3-34)$$

$$n_{y\perp com} = \begin{cases} K_{ny1} (\theta_{com} - \theta) + \cos \theta & \theta_{com} - \theta \geq 0 \\ K_{ny2} (\theta_{com} - \theta) + \cos \theta & \theta_{com} - \theta < 0 \end{cases} \quad (3-35)$$

$$n_{ycom} = n_{y\perp com} / \cos \gamma_s \quad (3-36)$$

$$\gamma_{scom} = \begin{cases} \gamma_{com} & |\psi_{scom} - \psi_s| \geq K_\psi \\ 0 & |\psi_{scom} - \psi_s| < K_\psi \end{cases} \quad (3-37)$$

上式中 K_ψ 是偏航误差精度，即当飞机偏航角与应飞航向角的差小于它时，就认为飞机完成了转弯。其它参数规定与航路飞行时类似。

若规定飞机进行 360° 盘旋，则记录初始时刻的航向 ψ_{s0} 并计算飞机转过的航向 $\Delta\psi_s$ ， n_{xcom} 、 n_{ycom} 令与转弯情形一致，滚转角指令：

$$\gamma_{scom} = \begin{cases} \gamma_{com} & |\Delta\psi_s - 360| \geq K_\psi \\ 0 & |\Delta\psi_s - 360| < K_\psi \end{cases} \quad (3-38)$$

3.2.4 蛇形机动指令生成器

蛇形机动是一种反雷达、反高炮、反导弹机动，目的在于增加雷达跟踪误差，增大高炮的前置量计算误差和导弹的飞行过载，它能使敌机锁定困难，或摆脱敌机跟踪、低空突防、规避中远距导弹等，也可在飞机寻找目标、进入轰炸航路或投弹后脱离时使用此机动。蛇形机动过程中，飞行员周期性的改变飞机滚转角使飞机产生周期性航向变化，从而产生类似蛇形走路线的水平航迹曲线。在蛇形机动过程中通常并不期望飞机有太大的高度和速度的变化，为此需要保证飞机法向过载在铅垂面上的分量，保持飞机的飞行高度，并且在机动时配合油门的操纵，保持飞机的速度。蛇形机动可看作是水平转弯和定直平飞两种机动飞行组合而成，飞机改变航向时类似水平转弯，达到最大主航向偏差后沿着既定航向飞行时则类似定直平飞。

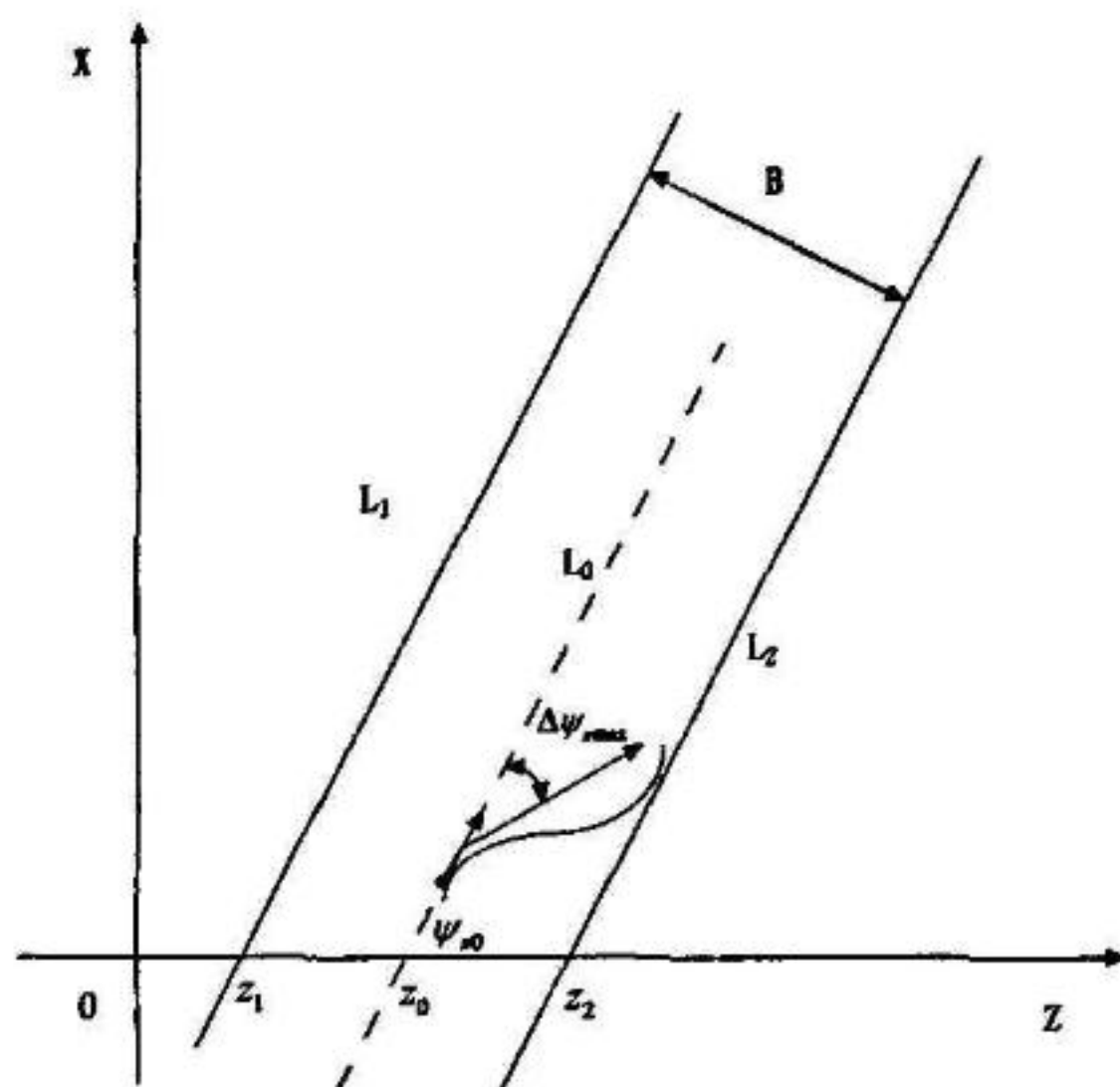


图 1-7 蛇形机动飞行示意图

图 3-7 给出了飞机蛇形机动飞行示意图，对蛇形机动的任务指令中需要规定蛇形机动的主航向 ψ_0 ，机动时需要保持的高度 H_{com} 和速度 V_{com} ，机动水平区域宽度 B ，机动中可偏离飞机主航向的最大航向偏差 $\Delta\psi_{max}$ ，机动开始的位置 x_0, z_0 ，和转弯时采用的滚转角 γ_{com} 。

若飞机当前飞行状态为高度 H ，速度 V ，航向 ψ_s ，蛇形机动指令生成器对控制指令的计算过程如下：

n_{xcom} 和 n_{yLcom} 指令主要是用来保持速度和高度的，因此与前面所述的计算方法类似：

$$n_{xcom} = \begin{cases} K_{nx1} + \sin \theta & |V_{com} - V| > K_{V1} \\ \frac{K_{nx1} - K_{nx2}}{K_{V1} - K_{V2}} (|V_{com} - V| - K_{V2}) + K_{nx2} + \sin \theta & K_{V1} \geq |V_{com} - V| > K_{V2} \\ (V_{com} - V) \frac{K_{nx2}}{K_{V2}} + \sin \theta & |V_{com} - V| \leq K_{V2} \end{cases} \quad (3-39)$$

$$\theta_{com} = \begin{cases} K_{\theta1} & |H_{com} - H| > K_{H1} \\ \frac{K_{\theta1} - K_{\theta2}}{K_{H1} - K_{H2}} (|H_{com} - H| - K_{H2}) + K_{\theta2} & K_{H1} \geq |H_{com} - H| > K_{H2} \\ (H_{com} - H) \frac{K_{\theta2}}{K_{H2}} & |H_{com} - H| \leq K_{H2} \end{cases} \quad (3-40)$$

$$n_{y\perp com} = K_{ny} \times (\theta_{com} - \theta) + \cos \theta \quad (3-41)$$

由机动开始的位置 x_0, z_0 、主航向 ψ_0 和机动区域宽度 B 确定蛇行机动趋于的边界 L_1 和 L_2 ，再由飞机当前位置计算得到 L_1 和 L_2 的距离 d_1 和 d_2 ，通过 d_1 和 d_2 的大小判断飞机是由 L_1 飞向 L_2 、或者由 L_2 飞向 L_1 ：

$$\psi_{scom} = \begin{cases} \psi_{s0} - \Delta\psi_{smax} & \text{飞机由 } L_1 \text{ 飞向 } L_2 \\ \psi_{s0} + \Delta\psi_{smax} & \text{飞机由 } L_2 \text{ 飞向 } L_1 \end{cases} \quad (3-42)$$

$$\gamma_{scom} = \begin{cases} -\frac{(\psi_{scom} - \psi_s)}{|\psi_{scom} - \psi_s|} \times \gamma_{com} & |\psi_{scom} - \psi_s| > K_\psi \\ -(\psi_{scom} - \psi_s) \times K_\gamma & |\psi_{scom} - \psi_s| \leq K_\psi \end{cases} \quad (3-43)$$

$$n_{ycom} = n_{y\perp com} / \cos \gamma_s \quad (3-44)$$

即航向偏差较大时就采用规定的滚转角 γ_{com} 进行转弯，转弯的方向由 $(\psi_{scom} - \psi_s)$ 的符号决定；当航向接近要求值时采用较小的滚转角对航向进行小幅度地调整。

3.2.5 巡逻飞行机动指令生成器

巡逻飞行通常可采用两种典型的方式：双 180 巡逻飞行和 8 字巡逻飞行。它是进行边境巡逻、侦察、待机、寻找地面目标等任务时常用的机动。这里对这两种典型的巡逻飞行的机动指令生成器进行介绍。

双 180 巡逻飞行是飞机水平航迹呈体育场形状的巡逻方式，而“8”字巡逻顾名思义，就是水平航迹如图数字“8”的形状。它们的典型水平航迹图如图 3-8 和图 3-9 所示。可见，这两种巡逻飞行都可看作由两个圆弧

运动和两条直线组成，这可由水平转弯机动飞行和定直平飞来实现。巡逻飞行任务通常要求飞机在规定高度以规定速度在一个规定的矩形区域内飞行，因此这两种巡逻飞行的任务指令都需给定巡逻区域中心点 O 地理坐标（纬度 x_{com} 、经度 z_{com} 、高度 H_{com} ）、巡逻区域的大小（长 L ，宽 B ），巡逻时规定的速度 V_{com} ，以及巡逻区域主轴的方位角 ψ_{scom} ，另外任务指令中还需指明是进行双 180 巡逻飞行还是 8 字巡逻飞行。

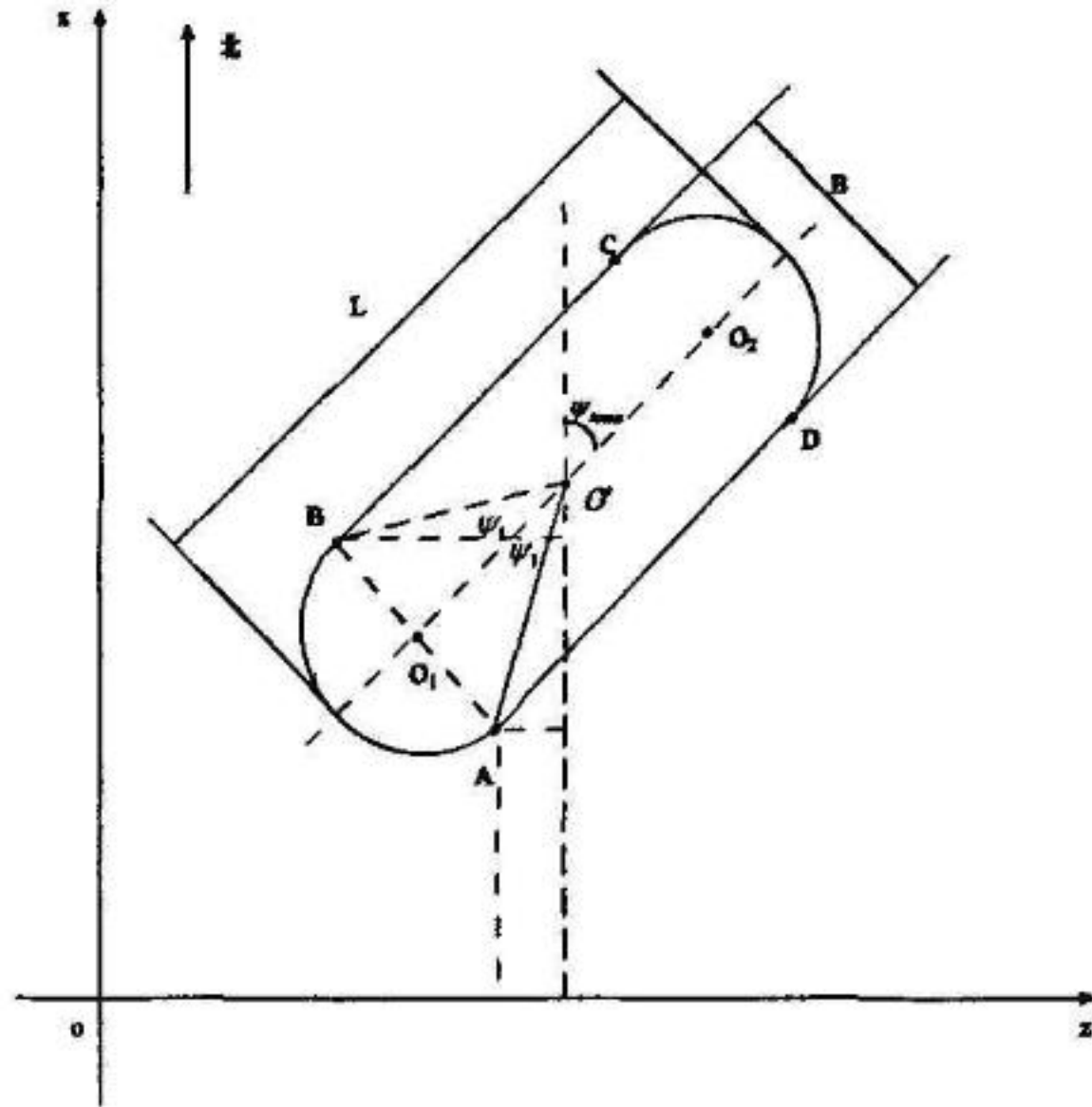


图 3-8 双 180 巡逻飞行示意图

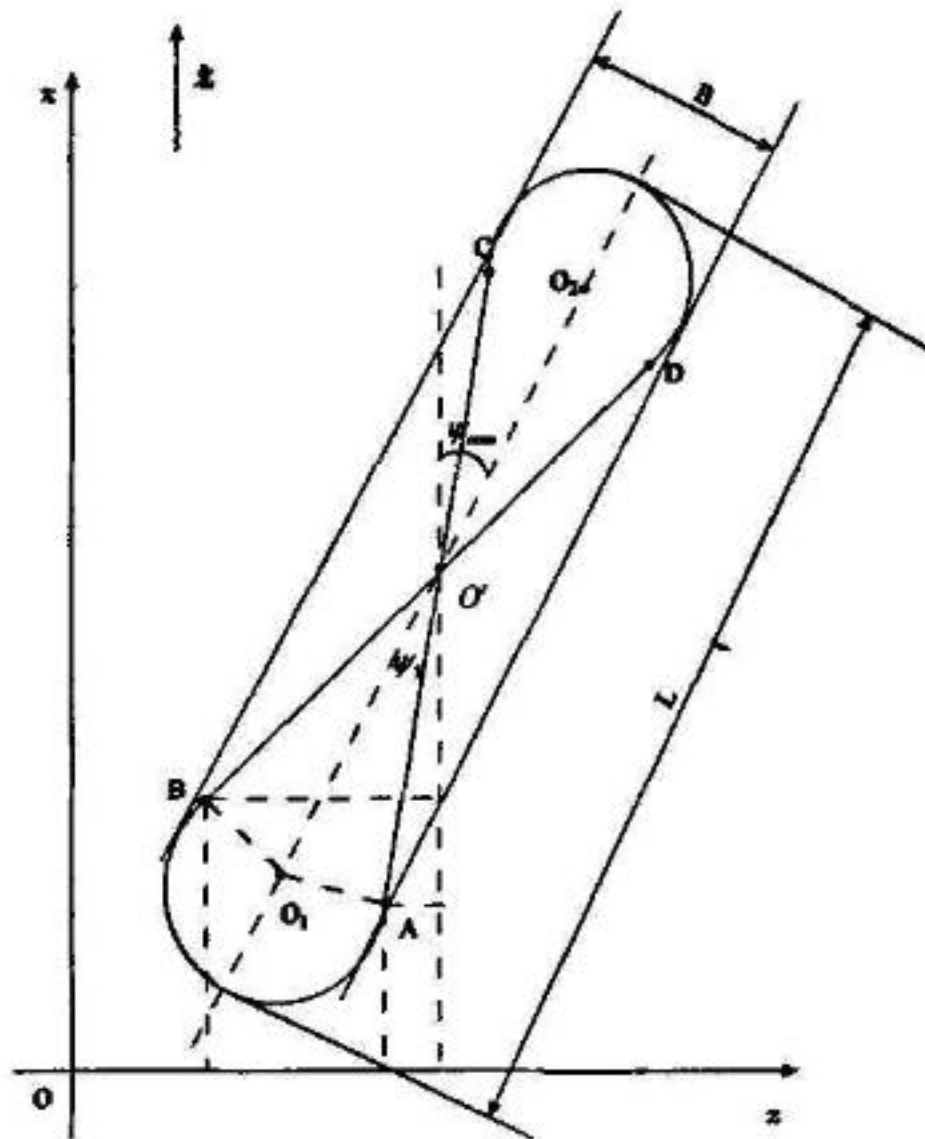


图 3-9 “8” 字巡逻飞行示意图

根据任务指令提供的参数, 机动指令生成器按照几何关系解算出图中四个标志点 (A、B、C 和 D) 的坐标以及盘旋半径 $R=B/2$, 然后按照初始的进入状态选择首先通过哪个标志点, 并对依次通过的标志点进行排序。对巡逻飞行任务控制的关键就是航向的控制, 可分直线段和转弯段的不同情况对控制指令进行计算如下:

直线段的应飞航向角与航路飞行类似, 即将要到达的标志点的位置与飞机当前位置之差得出应飞航向角:

$$\psi_{scm} = \arctan\left(\frac{\Delta z}{\Delta x}\right) \quad (3-45)$$

直线段的滚转角指令也与航路飞行时类似:

$$\gamma_{scm} = \begin{cases} -\frac{(\psi_{scm} - \psi_s) * K_{\gamma s1}}{|\psi_{scm} - \psi_s|} & |\psi_{scm} - \psi_s| > K_{\psi s1} \\ \frac{(\psi_{scm} - \psi_s) * K_{\gamma s2}}{|\psi_{scm} - \psi_s|} & K_{\psi s1} \geq |\psi_{scm} - \psi_s| > K_{\psi s2} \\ -(\psi_{scm} - \psi_s) * K_{\gamma s2} & |\psi_{scm} - \psi_s| \leq K_{\psi s2} \end{cases} \quad (3-46)$$

当然在进入稳定巡逻之后, 上式的前两种情况一般是不会出现的, 直线段飞行时滚转角指令处于小幅度调整状态。

转弯段 (AB, CD 段) 的应飞航向角取为下一个直线段的航向, 比如进行 CD 段转弯时, 对于双 180 巡逻, ψ_{scm} 即为 \overline{DA} 段的航向, 对于 8 字巡逻, ψ_{scm} 即为 \overline{DB} 段的航向。

转弯段的滚转角指令可由转弯半径和巡逻速度计算得出:

当 $\Delta\psi_s = \psi_{scm} - \psi_s > K_\psi$ 时: (K_ψ 航向误差精度, 为一个较小值)

对双 180 巡逻:

$$\gamma_{scm} = \begin{cases} \arctan\left(\frac{V_{com}^2}{g \cdot R}\right) & \text{飞机顺时针盘旋} \\ -\arctan\left(\frac{V_{com}^2}{g \cdot R}\right) & \text{飞机逆时针盘旋} \end{cases} \quad (3-47)$$

对 8 字巡逻:

$$\gamma_{scm} = \begin{cases} \arctan\left(\frac{V_{com}^2}{g \cdot R}\right) & A \rightarrow B \text{ 或 } C \rightarrow D \\ -\arctan\left(\frac{V_{com}^2}{g \cdot R}\right) & B \rightarrow A \text{ 或 } D \rightarrow C \end{cases} \quad (3-48)$$

其它控制指令计算与航路飞行时雷同:

$$n_{xcom} = \begin{cases} K_{nx1} + \sin \theta & |V_{com} - V| > K_{V1} \\ \frac{K_{nx1} - K_{nx2}}{K_{V1} - K_{V2}} (|V_{com} - V| - K_{V2}) + K_{nx2} + \sin \theta & K_{V1} \geq |V_{com} - V| > K_{V2} \\ (V_{com} - V) \frac{K_{nx2}}{K_{V2}} + \sin \theta & |V_{com} - V| \leq K_{V2} \end{cases} \quad (3-49)$$

$$\theta_{com} = \begin{cases} K_{\theta1} & |H_{com} - H| > K_{H1} \\ \frac{K_{\theta1} - K_{\theta2}}{K_{H1} - K_{H2}} (|H_{com} - H| - K_{H2}) + K_{\theta2} & K_{H1} \geq |H_{com} - H| > K_{H2} \\ (H_{com} - H) \frac{K_{\theta2}}{K_{H2}} & |H_{com} - H| \leq K_{H2} \end{cases} \quad (3-50)$$

$$n_{y\perp com} = K_{ny} \times (\theta_{com} - \theta) + \cos \theta \quad (3-51)$$

$$n_{ycom} = n_{y\perp} / \cos \gamma_s \quad (3-52)$$

小结

本章基于飞机 3DOF 模型, 通过对有经验的驾驶员的试飞结果分析, 采用了对要求值与实际值之差的分段线性函数的方法来生成控制指令, 并且根据不同机动的特点和要求, 对几种较为典型机动的机动指令生成器算法进行了说明, 形成了机动动作库。

第4章 机动指令跟踪器的原理和设计

在第2章中已经介绍了机动指令跟踪器,它的作用就是根据机动指令生成器产生的 $n_{xcom}, n_{ycom}, \gamma_{scom}$ 指令要求,生成相应的副翼偏角 δ_x 、方向舵偏角 δ_y 、升降舵偏角 δ_z 和油门位置 δ_p 等操纵面值,输入飞机6自由度(6DOF)全量模型,目的是使飞机能够稳定、快速、准确地跟踪指令。上一章对机动指令生成器进行了介绍,这一章介绍机动指令跟踪器的原理和设计方法。

4.1 机动指令跟踪器的设计原理

我们可以看出,机动指令生成器产生的控制指令 $n_{xcom}, n_{ycom}, \gamma_{scom}$ 分别代表了对飞机切向通道、法向通道和横向通道的控制要求。要使飞机的响应值 n_x, n_y, γ 能够跟踪指令值 $n_{xcom}, n_{ycom}, \gamma_{scom}$,则需考察飞机在通常情况下是如何操纵来得到 n_x, n_y, γ 的响应的。本文主要研究的是侧重于飞机航迹特性的自动飞行仿真,这种情况下飞机不进行急剧的机动,飞机迎角和侧滑角都较小。下面就从实际飞行中的情况分别对这三个通道进行分析:

首先,用于调节切向过载 n_x 的操纵面主要有:油门 δ_p 和减速板(AirBrake)。 δ_p 的变化产生发动机推力的变化,而减速板的状态影响阻力的大小,这都直接影响到 n_x 的大小;在迎角和侧滑角都较小的情况下, δ_p 的变化对 n_y 和 γ 的影响很小;其它的操纵面对切向过载的影响也很小。因此,本文在机动指令跟踪器的设计中,将切向过载 n_{xcom} 指令对应于油门位置 δ_p 和减速板状态(AirBrake)两个操纵面的控制。

其次,用于调节法向过载 n_y 的操纵面主要是升降舵 δ_z 。 δ_z 的变化产生俯仰力矩使飞机的迎角改变,从而改变了升力,改变了法向过载。而 δ_z 的变化对 n_x 和 γ 的影响也很小;其它操纵面的变化对飞机法向过载的影响也很小,所以本文将法向过载指令 n_{ycom} 对应于操纵面 δ_z 的控制。

最后,用于调节滚转角 γ 的操纵面主要是副翼 δ_x ,而方向舵 δ_y 则主要用于副翼的协调操纵。 δ_x 的变化产生滚转力矩,从而产生滚转角速度和滚转角。 δ_x 的变化对 n_x 和 n_y 的影响也很小;而 δ_p 和 δ_z 对飞机滚转角也几乎没有影响。上一章3.1.3节也已经说明过,本文近似认为 $\gamma_s \approx \gamma$, $\gamma_{scom} \approx \gamma_{com}$ 。因此,本文将绕速度轴的滚转角指令 γ_{scom} 对应于操纵面 δ_x 和 δ_y 的控制。

根据以上分析,我们可以使3个控制指令 $n_{xcom}, n_{ycom}, \gamma_{scom}$ 分别对应相应的舵

面操纵，将机动指令跟踪器分为切向通道、法向通道和横向通道三个通道。

4.2 机动指令跟踪器的控制律结构

要对机动指令跟踪器进行设计，首先要分析并选定跟踪器控制律的结构。控制律结构的形式很大程度上决定了控制律设计的好坏。图 4-1 给出了用 Matlab/Simulink 绘制的机动指令跟踪器三个通道的控制律结构图：

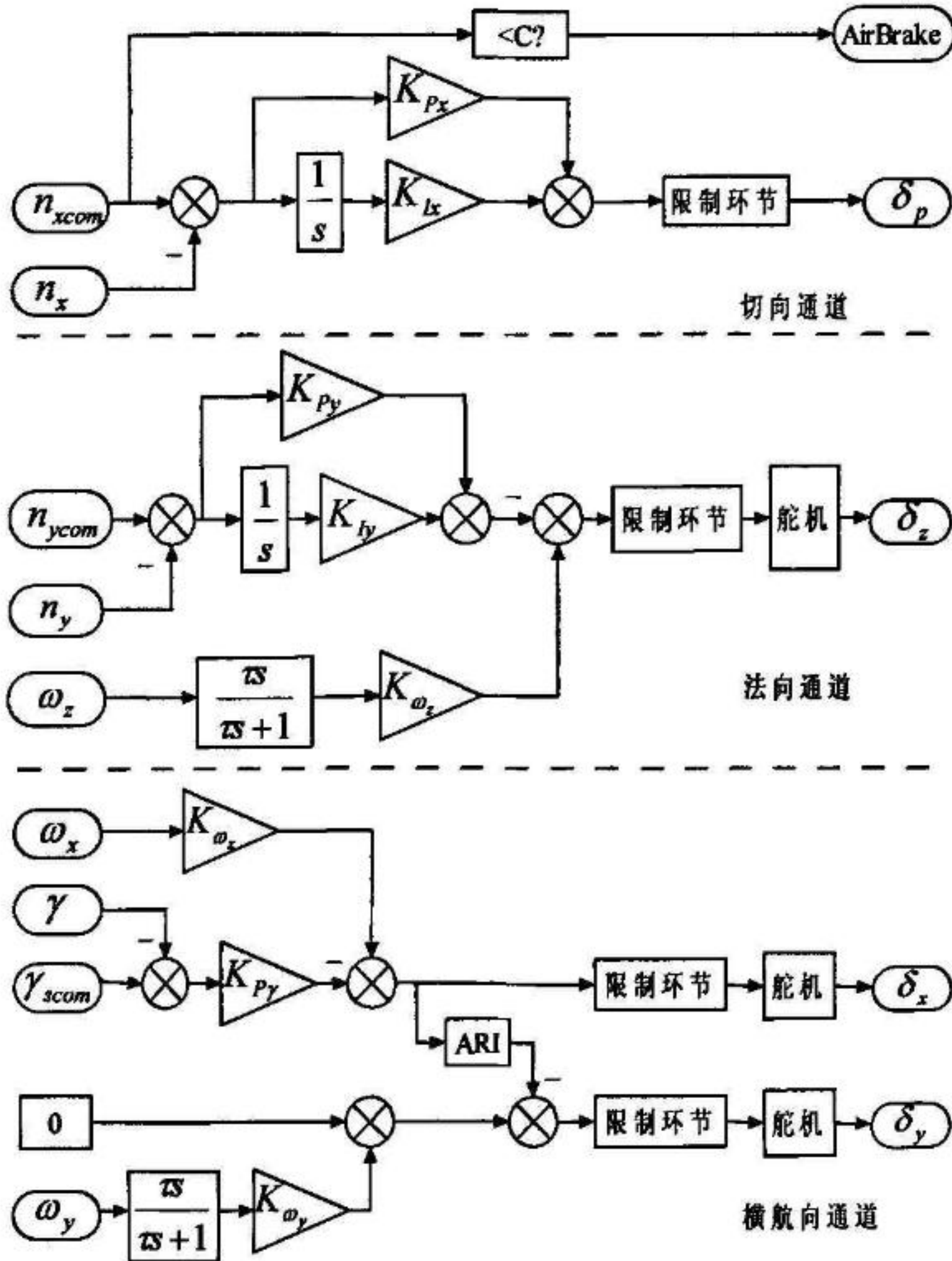


图 4-1 机动指令跟踪器控制律结构图

切向通道：驾驶员对油门的操纵，是按照所需速度的要求，在原有位置上逐步加或减油门，直至调整到要求的速度，这符合积分操纵的特点；另外，我们希望对 n_{xcom} 指令的跟踪有较高的稳态精度，所以补偿器采用比例-积分(PI)控制。图中 K_{Px} 和 K_{Ix} 分别是比例和积分系数；限制环节是对油门的位置和变化速率的

限制,油门位置变化范围限定在(0~1),0对应于油门最小位置,1对应于最大位置;油门变化速率的限制很重要,因为发动机的响应过程有较大的惯性,油门杆的活动不能过于频繁和剧烈。对指令跟踪器切向通道的控制律设计可以参考自动油门系统^[11]的设计方法。另外,切向通道中还有用于辅助减速操纵的减速板控制通道。

法向通道:对 n_{ycom} 指令的跟踪类似于一个过载指令式控制增稳系统^[10],因为同样要求对 n_{ycom} 较高的跟踪精度,所以补偿器也采用比例-积分(PI)环节;但是由于比例-积分环节的引入,给系统增加了一个零值极点和一个零点,这改变了系统的特性,削弱了短周期模态的阻尼(这将在后面进一步说明),因此还需引入纵向阻尼器(俯仰角速率 ω_z 反馈)用于调节纵向阻尼特性。 k_{py} 、 k_{iy} 和 k_{ω_z} 分别是比例系数、积分系数和阻尼回路反馈增益;采用传递函数为 $\frac{\tau s}{\tau s + 1}$ (τ 为时间常数)的高通滤波器是为了滤去稳态转弯时的俯仰角速率常值分量,即所谓的转弯机构。限制环节是对升降舵幅值与偏转速率等的限制,舵机环节代表舵机的动力学特性。

横航向通道:对滚转角指令的跟踪不需要很高的精度,稳态误差在 $1\sim 2^\circ$ 以内都是可以接受的,因此横向通道补偿器采用比例-微分(PD)控制。而且由于引入了滚转角 γ 反馈,会导致滚转模态阻尼减小,因此需要加入滚转阻尼器(滚转角速率 ω_x 反馈)用于调节滚转阻尼。另外,由于飞机横向与航向的运动与操纵都是不可分离的,方向舵主要用于与副翼的协调操纵和调节偏航阻尼,所以跟踪器航向通道采用了副翼方向舵交连(ARI)和偏航阻尼器(偏航角速率 ω_y 反馈)。高通滤波器、限制环节和舵机的作用同前。

4.3 机动指令跟踪器的设计

4.3.1 控制律的设计方法

在确定了机动指令跟踪器的控制律结构之后,接下来需要选择合适的设计方法,为控制律选取参数。本文对机动指令跟踪器的设计采用经典控制理论的根轨迹法。

经典控制理论的设计方法以频域方法和根轨迹法为代表,它基于对系统的输入输出描述,针对系统本身的特征,将系统进行线性化处理,概念清晰、理论成熟,设计人员对这种方法较为熟悉且富有经验,现行的飞行品质规范及性能评价准则也基本是按照经典控制理论给出的。

但是经典设计方法存在的缺陷主要有：经典设计方法针对单输入单输出系统(SISO)，难于处理与协调多输入多输出(MIMO)问题；控制系统变得越来越复杂，难于用经典方法进行处理；现代飞机所要求的高机动性、敏捷性，飞机的非线性难以按常规方法进行线性化^[3]。

由于本文主要研究的是侧重于飞机航迹特性的自动飞行仿真，因此不存在急剧机动以及大迎角飞行等情况，飞机的数学模型可以依据小扰动线性化理论^[8]简化成线性模型进行处理，前面4.1节也已说明本文对机动指令跟踪器分为三个通道设计，每个通道的结构较为简单，基本都可以简化为单输入单输出系统(SISO)，这为采用经典控制理论的方法提供了方便；再者，由于经典控制理论的设计方法较为成熟，而且概念清晰，使用简便，而且很多设计准则可直接用品质规范进行参照，因此本文对机动指令跟踪器的设计采用经典控制理论的根轨迹法。

4.3.2 飞机传递函数

为了对机动指令跟踪器控制律进行设计，应首先建立控制律的设计对象，即飞机本体的数学模型。飞机本体的运动方程是复杂、时变、耦合且非线性的。不过，在小扰动假设条件下，飞机运动方程可以分离为纵向与横侧向两组线性时不变模型描述^[8]。本文选用经典的根轨迹法作为指令跟踪器的设计方法，那么就需要导出飞机的传递函数表达式。

(1) 纵向运动的运动方程

飞机纵向小扰动方程，为了使方程简化，忽略高度变化的状态量 ΔH 和高度变化对外力(推力 P^H 、气动力 Y^H 、 Q^H 和力矩 M_z^H)的影响，以及小项 Q^{δ} 、 Y^{α} 和 Y^{ω} ；还有，本文需要考虑飞机对油门操纵的反应，因此必须计及推力随油门杆位置的变化，它通常是非线性的；而且发动机推力改变有较大的惯性，从油门位置变化到推力的改变需要几秒钟时间，此处暂时不考虑发动机惯性(将在下一节另加考虑)。另外，忽略发动机的推力矩，主要是 M_{z_p} 。飞机纵向小扰动方程的简化形式为^[8]：

$$\dot{X} = AX + Bu \quad (4-1)$$

其中：

$$A = \begin{bmatrix} \bar{X}_c^v & -\bar{X}_c^a + g \cos \theta_0 & 0 & -g \cos \theta_0 \\ -\bar{Y}_c^v & -\bar{Y}_c^a + \frac{g}{V_0} \sin \theta_0 & 1 & -\frac{g}{V_0} \sin \theta_0 \\ \bar{M}_z^v - \bar{M}_z^a \bar{Y}_c^v & \bar{M}_z^a - \bar{M}_z^a (\bar{Y}_c^a - \frac{g}{V_0} \sin \theta_0) & \bar{M}_z^{\omega} + \bar{M}_z^a & -\bar{M}_z^a \frac{g}{V_0} \sin \theta_0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & \bar{X}_C^{\delta_p} \\ -\bar{Y}^\alpha & -\bar{Y}_C^{\delta_p} \\ \bar{M}_z^{\delta_z} - \bar{M}_z^\alpha \cdot \bar{Y}^{\delta_z} - \bar{M}_z^\alpha \cdot -\bar{Y}_C^{\delta_p} & \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad X = \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta \omega_z \\ \Delta \theta \end{bmatrix}, \quad u = \begin{bmatrix} \delta_z \\ \delta_p \end{bmatrix}$$

B 阵的第二列是针对油门位置输入 δ_p 的, 按照类似的定义方法:

$$\begin{aligned} \bar{X}_C^{\delta_p} &= \frac{1}{m} [P^{\delta_p} \cos(\alpha + \varphi_p)] \\ \bar{Y}_C^{\delta_p} &= \frac{1}{mV_0} [P^{\delta_p} \sin(\alpha + \varphi_p)] \end{aligned} \quad (4-2)$$

$P^{\delta_p} = \frac{\partial P}{\partial \delta_p}$ 是推力对油门位置的导数。为了简单起见, 可以假设推力随油门

杆位置是线性变化的。

如果侧重于研究飞机的短周期模态, 比如只考察升降舵 δ_z 对迎角 α 或俯仰角速率 ω_z 的影响, 则可以假设 $\Delta V = 0$, 取基准飞行状态为水平直线飞行状态, $\theta_0 = 0$, 得到更简化的运动方程:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\bar{Y}_C^\alpha & 1 \\ \bar{M}_z^\alpha - \bar{Y}_C^\alpha \bar{M}_z^\alpha & \bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{Y}^{\delta_z} \\ \bar{M}_z^{\delta_z} - \bar{Y}^{\delta_z} \bar{M}_z^\alpha \end{bmatrix} \Delta \delta_z \quad (4-3)$$

(2) 横侧向运动的运动方程

飞机的横侧向小扰动运动方程采用稳定性轴系下的简化形式, 略去小量 Z^{ω_x} 和 Z^{ω_y} , 并取基准飞行状态为水平直线飞行状态下, $\theta_0 = 0$, 横侧运动方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Z}^\beta & 0 & 1 \\ \bar{M}_x^\beta & \bar{M}_x^{\omega_x} & \bar{M}_x^{\omega_y} \\ \bar{M}_y^\beta & \bar{M}_y^{\omega_x} & \bar{M}_y^{\omega_y} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_x \\ \omega_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \bar{Z}^{\delta_x} \\ \bar{M}_x^{\delta_x} & \bar{M}_x^{\delta_y} \\ \bar{M}_y^{\delta_x} & \bar{M}_y^{\delta_y} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_x \\ \Delta \delta_y \end{bmatrix} \quad (4-4)$$

根据上述得到的飞机纵向与横侧运动方程, 通过较简单的矩阵计算就能得到各输入对各飞行状态量的传递函数, 如升降舵对俯仰角速率的传递函数 $G_{\delta_z}^{\omega_z}$, 副翼对滚转角速度的传递函数 $G_{\delta_x}^{\omega_x}$ 等。

下面就对指令跟踪器各个通道进行设计。为了方便说明设计过程, 本文选取某本体飞行品质良好的典型第二代歼击机数学模型作为实例, 并且选取较为典型的飞行状态: 高度 $H=5000\text{m}$, 马赫数 $Ma=0.8$ (速度 $V=256\text{m/s}$) 状态进行说明。

4.3.3 切向通道 n_{xcom} 指令

首先，我们回顾一下机动指令跟踪器切向通道的控制律结构：

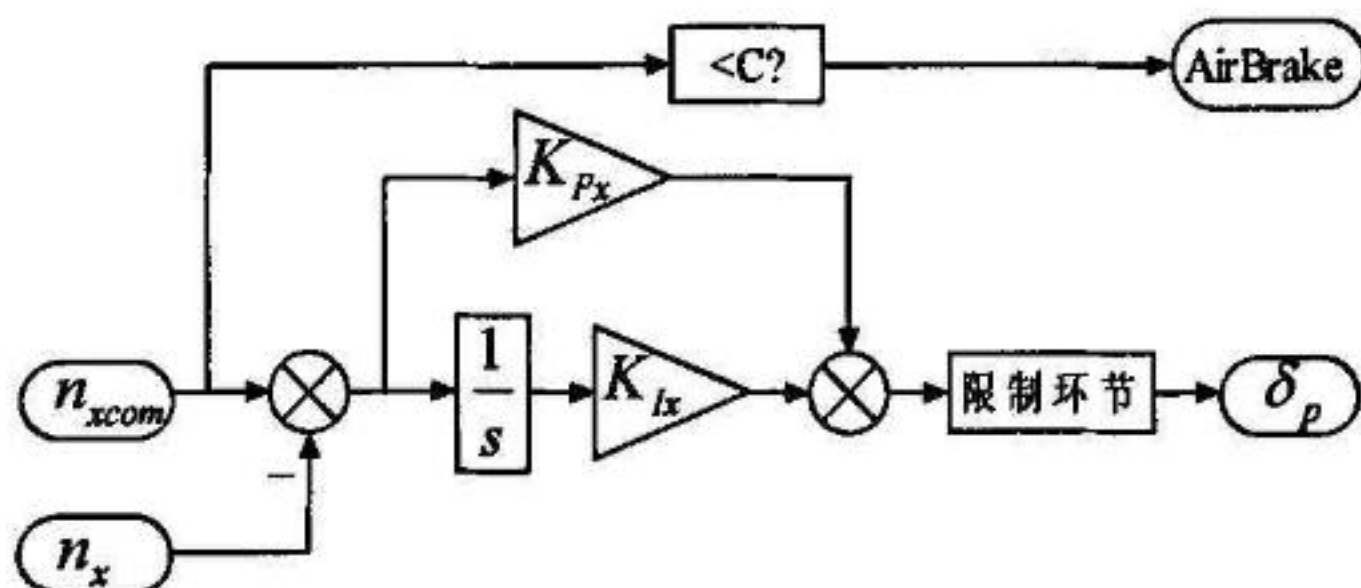


图 4-2 机动指令跟踪器切向通道控制律结构

要实现对 n_{xcom} 指令的跟踪与控制，需要反馈飞机当前的切向过载 n_x 与指令值进行比较。为了适用于根轨迹法进行分析与设计，我们需要得到油门位置 δ_p 对飞机切向过载 n_x 的传递函数 $G_{\delta_p}^{n_x}$ 。从上文飞机纵向传递函数式 (4-1)，我们可以得到油门位置 δ_p 对飞机速度 V 的传递函数 $G_{\delta_p}^V$ ：

$$G_{\delta_p}^V = \frac{K_v(s+1/T_v)(s^2+2\zeta_v\omega_v s+\omega_v^2)}{(s^2+2\zeta_p\omega_p s+\omega_p^2)(s^2+2\zeta_{sp}\omega_{sp} s+\omega_{sp}^2)} \quad (4-5)$$

通常我们都可以发现：传递函数 $G_{\delta_p}^V$ 的一对复数零点与一对短周期模态的根非常接近，即： $2\zeta_v\omega_v \approx 2\zeta_{sp}\omega_{sp}$ ， $\omega_v^2 \approx \omega_{sp}^2$ ，可以对消。由此可见，对于速度控制而言，飞机的短周期模态对油门控制几乎没有影响，而主要是由长周期模态决定的。即：

$$G_{\delta_p}^V = \frac{K_v(s+1/T_v)}{(s^2+2\zeta_p\omega_p s+\omega_p^2)} \quad (4-6)$$

我们可以看一下某型歼击机在 $H=5000\text{m}$ ， $Ma=0.8$ 的典型状态下：

$$G_{\delta_p}^V = \frac{7.3512 \times (s-0.0014)(s^2+2.855s+11.09)}{(s^2+0.0033s+0.0018)(s^2+2.855s+11.09)} \quad (4-7)$$

可见，一对复数零点与短周期模态的根几乎完全一样，可以消去，则：

$$G_{\delta_p}^V = \frac{7.3512 \times (s-0.0014)}{(s^2+0.0033s+0.0018)} \quad (4-8)$$

因此传递函数只剩下一对很小的复数极点和一个很小的正零点。复数极点位于复平面左半平面，所以在此状态下长周期模态是稳定的。

为了得到油门位置 δ_p 对飞机切向过载 n_x 的传递函数 $G_{\delta_p}^{n_x}$ ，利用关系式

$$n_x = \frac{a_x}{g} = \frac{\dot{V}}{g}, \text{ 则 } G_{\delta_p}^{n_x} = \frac{sG_{\delta_p}^V}{9.81} = \frac{K_{n_x}s(s+1/T_v)}{(s^2 + 2\zeta_p\omega_p s + \omega_p^2)}, \text{ 其中 } K_{n_x} = K_v/g \text{ 得:}$$

$$G_{\delta_p}^{n_x} = \frac{0.749s \times (s - 0.0014)}{(s^2 + 0.0033s + 0.0018)} \quad (4-9)$$

有了飞机的传递函数以后，我们还需考虑发动机惯性的影响，可以把它看成一个惯性环节，其形式为：

$$G_{eng}(s) = \frac{1}{T_{eng}s + 1} \quad (4-10)$$

时间常数 T_{eng} 是从油门杆移动到发动机推力改变的时间延迟，与发动机型号有关，通常在 $0.5s \sim 3s$ 左右，对本文采用的某型歼击机模型 $T_{eng} \approx 1$ 。

这里我们先不考虑减速板(AirBrake)的控制，先对油门控制通道进行设计，然后再加入减速板的控制。

忽略油门位置限制和速率限制等环节的影响，得到适用于根轨迹分析的指令跟踪器切向通道控制结构方框图 4-3：

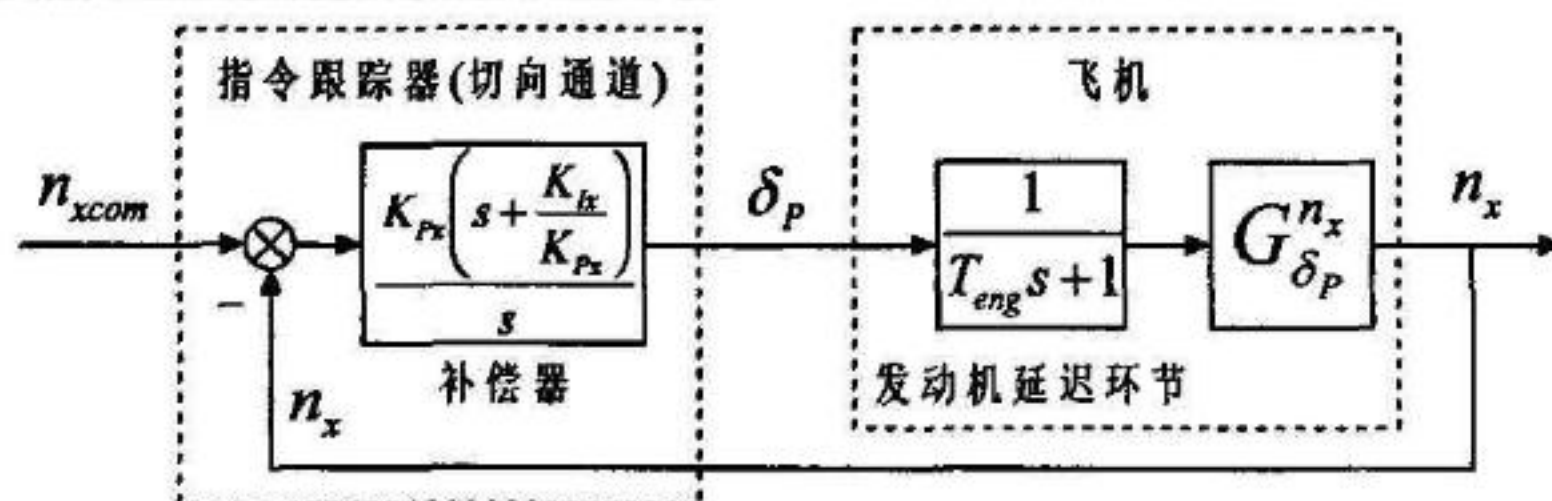


图 4-3 切向通道控制结构方框图

图中，由于补偿器是比例—积分形式，所以可以将它表示为 $\frac{K_{Px}(s + K_{Lx}/K_{Px})}{s}$ ，它引入了一个零点 $-\frac{K_{Lx}}{K_{Px}}$ 和一个在原点的零值极点。由图 4-3

得系统开环传递函数为：

$$G_{sys} = \frac{K_{Px}(s + K_{Lx}/K_{Px})}{s} \cdot \frac{1}{(T_{eng}s + 1)} \cdot \frac{0.749s \times (s - 0.0014)}{(s^2 + 0.0033s + 0.0018)} \quad (4-11)$$

$$= \frac{0.749K_{Px}(s + \varepsilon)(s - 0.0014)}{(s + 1)(s^2 + 0.0033s + 0.0018)}$$

其中定义 $\varepsilon = K_{Lx}/K_{Px}$ 。这里希望同时确定两个增益值，即 K_{Lx} 和 K_{Px} ，但是根轨迹法一次只能确定一个增益。所以可以先确定零点的值 $-\varepsilon$ ，即积分系数与比例系数的比值，再确定根轨迹增益 K_{Px} 。这一过程可借助 Matlab 的 sisotool，

对照系统的阶跃响应曲线, 调节补偿器零点位置与根轨迹增益值。在调节中发现, $\varepsilon = K_{Lx}/K_{Px}$ 的值的选取对阶跃响应调节时间的影响并不明显, 而主要影响的是超调量。它与发动机惯性环节带来的极点 $-1/T_{eng}$ 有关: 当 $\varepsilon < 1/T_{eng}$ 时, 系统响应没有超调, 但较缓慢地趋近稳态值, 当 $\varepsilon \geq 1/T_{eng}$ 时, 系统响应有超调, 且 ε 越大, 系统振荡越明显。所以如果选择 $\varepsilon \approx 1/T_{eng}$, 则系统阶跃响应几乎没有超调, 能达到类似于一阶系统的效果。也就是说, 使补偿器的零点尽量抵消代表发动机惯性环节的极点。所以, 使 $\varepsilon \approx 1/T_{eng}$, 绘制系统根轨迹图如图 4-4 所示:

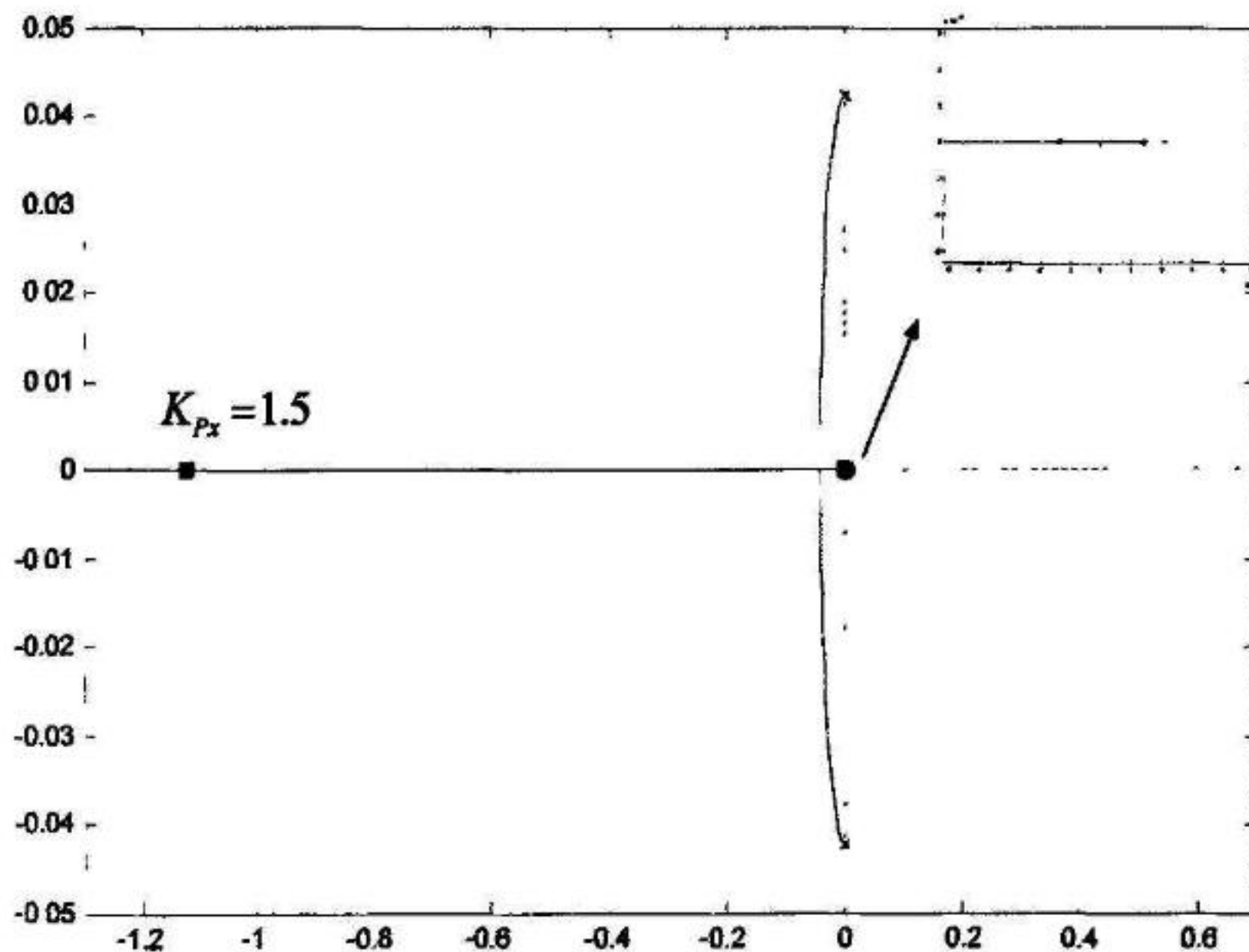


图 4-4 切向通道根轨迹图

右上角的小图是对原点附近的局部放大图, 图 4-4 主要是长周期模态的两个极点和传递函数的一个位于右半平面的零点 (0.0014) 所形成的根轨迹。我们可以看到, 当选取根轨迹增益 $K_{Px} = 1.5$ 时, 能够得到较好的系统阶跃响应 (图 4-5), 闭环传递函数的根如图中小方点所示, 其中一个根非常接近原点, 并可能穿越虚轴成为不稳定根。但是我们通常对长周期模态的要求并不严格, 因为足够缓慢的长周期模态沉浮运动能够被驾驶员及时发觉并给予抑制。这里的情况也是一样的, 即使由于指令跟踪器的设计导致长周期模态缓慢发散的, 但由于机动指令生成器的存在, 它会经由 H 、 V 、 θ 等反馈与任务指令要求的参数进行比较, 产生相应的控制指令给予调节, 及时抑制长周期的缓慢发散。所以在对指令跟踪器切向通道进行设计时, 只需尽量避免不稳定根的出现; 即使出现不稳定根, 只要它满足飞行品质对长周期模态的要求即可。

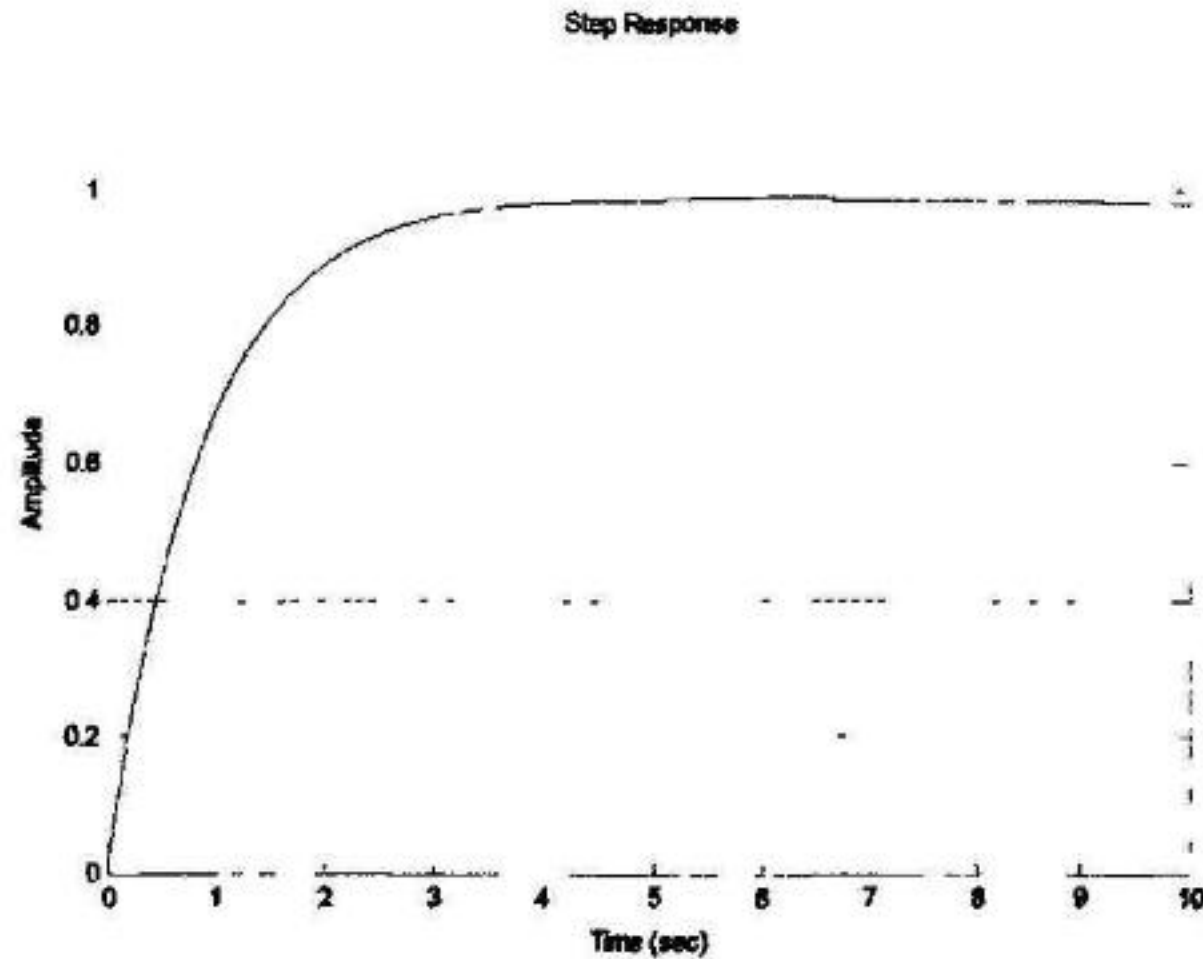


图 4-5 切向通道系统单位阶跃响应曲线

可见，此时系统响应更接近于一阶系统。但是由于小根的存在，在短时间看来系统响应始终无法接近阶跃指令(1)，从长时间看来，系统非常缓慢的趋向于稳态值（时间在 500s 以上），稳态值可由闭环传递函数当 $s \rightarrow 0$ 时得到：

$$K_{st} = \frac{\varepsilon K_{nx} K_{Px} (1/T_v)}{\omega_p^2 + K_{nx} K_{Px} (1/T_v)} = -6.926 \quad (4-12)$$

显然，稳态值与阶跃指令值(1)差别很大，这是因为闭环系统零点的影响。对于切向通道 n_{xcom} 指令的控制，由于 n_x 是反应较为快速的飞行参数，因此我们注重它在短时间内的响应情况，一般在几秒到十几秒之间。长时间响应的情况可通过指令生成器调节，这里就不再赘述了。

通过以上分析，确定机动指令跟踪器在 $H=5000\text{m}$ ， $Ma=0.8$ 下切向通道的参数 $K_{lx} = K_{Px} = 1.5$ 。

接下来我们再考虑对减速板(AirBrake)的控制。当要求减速度较大，即 n_{xcom} 负向较大时，仅通过收油门的控制无法达到控制要求。也就是说，即使油门收到了最小，飞机也无法达到所要求的负向切向过载指令。这是因为正向的加速度是可以由推力来产生的，而负向的减速度只能由阻力产生。为了增加阻力，从而达到较快减速的效果，就需要打开减速板。机动指令生成器产生的负向 n_{xcom} 指令，也是考虑了减速板的作用的，即认为飞机有能力通过打开减速板而达到足够大的负向 n_{xcom} 指令。减速板的输出值有两个，0 代表减速板收拢，1 代表打开。本文所采用的控制方法是：当切向过载指令 n_{xcom} 小于一个负的常数 C 时，比如 $n_{xcom} < -0.3$ ，就打开减速板 (AirBrake=1)，否则 AirBrake=0。这是模拟驾驶员发现进行减速机动所需负向切向过载较大，因此就打开减速板，当不再需要这么大的减速度时，就收拢减速板的过程。

4.3.4 法向通道 n_{ycom} 指令

回顾一下法向通道控制律结构如图 4-6 所示:

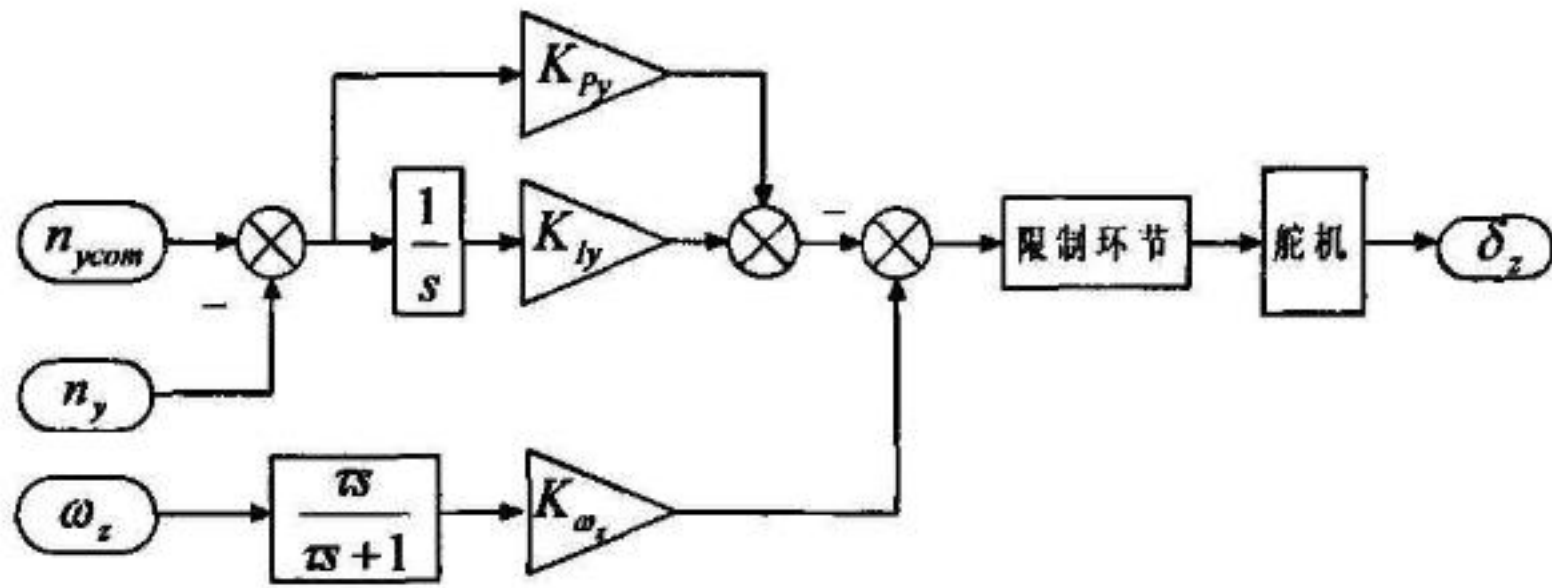


图 4-6 机动指令跟踪器法向通道控制律结构

在对指令跟踪器法向通道进行设计时, 由于法向通道是对法向过载 n_y 进行控制, 而且所涉及的飞行参数, 如 n_y 和俯仰角速率 ω_z 等, 主要由飞机的短周期模态决定, 长周期模态对它们的影响可以忽略不计。可以采用前面 4.3.2 节导出的简化的飞机短周期传递函数。这里希望传递函数既能给出升降舵对法向过载 n_y 的传递函数 $G_{\delta_z}^{n_y}$, 又能给出升降舵对俯仰角速率的传递函数 $G_{\delta_z}^{\omega_z}$, 因此首先采用由方程 (4-3) 得出升降舵对迎角 α 的传递函数 $G_{\delta_z}^\alpha$, 忽略小项 \bar{Y}^{δ_z} 得:

$$G_{\delta_z}^\alpha = \frac{\bar{M}_z^{\delta_z}}{(s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2)} \quad (4-13)$$

再由传递函数 $G_{\delta_z}^{\omega_z}$ 和 $G_{\delta_z}^{n_y}$ 的表达式导出关系式如下:

$$G_{\delta_z}^{\omega_z} = \frac{\bar{M}_z^{\delta_z}(s + \bar{Y}_C^\alpha)}{(s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2)} = G_{\delta_z}^\alpha (s + \bar{Y}_C^\alpha) \quad (4-14)$$

$$G_{\delta_z}^{n_y} = \frac{V}{g} \bar{Y}_C^\alpha \frac{\bar{M}_z^{\delta_z}}{(s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2)} = \frac{V}{g} \bar{Y}_C^\alpha G_{\delta_z}^\alpha \quad (4-15)$$

忽略升降舵偏幅限制和舵机等环节的影响, 得到适用于根轨迹分析的指令跟踪器法向通道控制结构方框图 4-7:

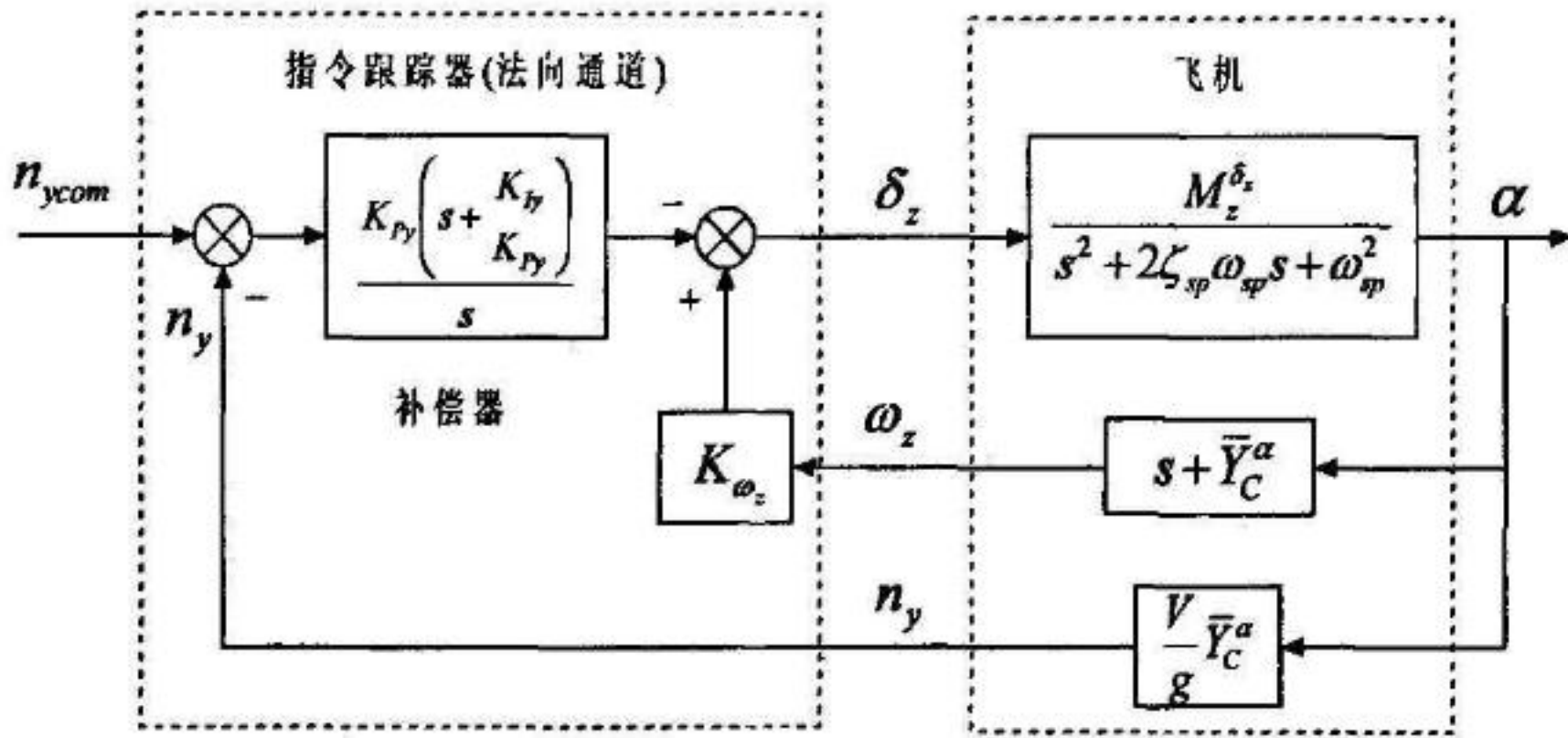


图 4-7 法向通道控制结构方框图

下面对正负号的选择进行一下说明。根据飞机所采用坐标系的规定，正的升降舵偏角（升降舵下偏）将产生负的俯仰力矩（ $M_z^{\delta_z} < 0$ ），使飞机迎角减小，并产生负的俯仰角速率。所以纵向阻尼器（俯仰角速率 ω_z 反馈）应该采用正反馈形式。迎角减小，则法向过载也减小，这说明正的升降舵偏角将产生负的法向过载增量。所以反过来说，若要得到正的法向过载增量（ $n_{ycom} - n_y > 0$ ），则需要负的升降偏角（升降舵上偏）。因此图 4-7 中前向通道也乘以了-1。

接下来，分析一下加入内回路纵向阻尼器的原因。那么我们就来分析去掉阻尼内回路，只有外回路的情形。给出某歼击机 $H=5000\text{m}$ ， $Ma=0.8$ 状态时的短周期传递函数：

$$G_{\delta_z}^{\alpha} = \frac{-22.7}{s^2 + 2.87s + 11.1} \quad (4-16)$$

$$G_{\delta_z}^{n_y} = \frac{-11.43}{s^2 + 2.87s + 11.1} \quad (4-17)$$

此状态下短周期模态的根为： $p_{1,2} = -1.43 \pm 3.01i$ ；

短周期模态的阻尼比和无阻尼自然频率为： $\zeta_{sp} = 0.43$ 和 $\omega_{sp} = 3.33\text{rad/s}$ ；

按照战斗机飞行品质规范^[12]的一级要求： $0.35 \leq \xi_{sp} \leq 1.30$ ， $\omega_{sp} > 1.0\text{rad/s}$

这说明该歼击机在此典型飞行状态下具有一级飞行品质。但是前面也讲过，

由于控制律前向通道中引入了比例-积分补偿器 $\frac{K_{py}(s + K_{ly}/K_{py})}{s}$ ，它相当于给

系统增加了一个零值极点和一个负的零点，这将改变外环系统的根轨迹形态，绘制没有阻尼内回路的外环系统根轨迹图如图 4-8 所示：

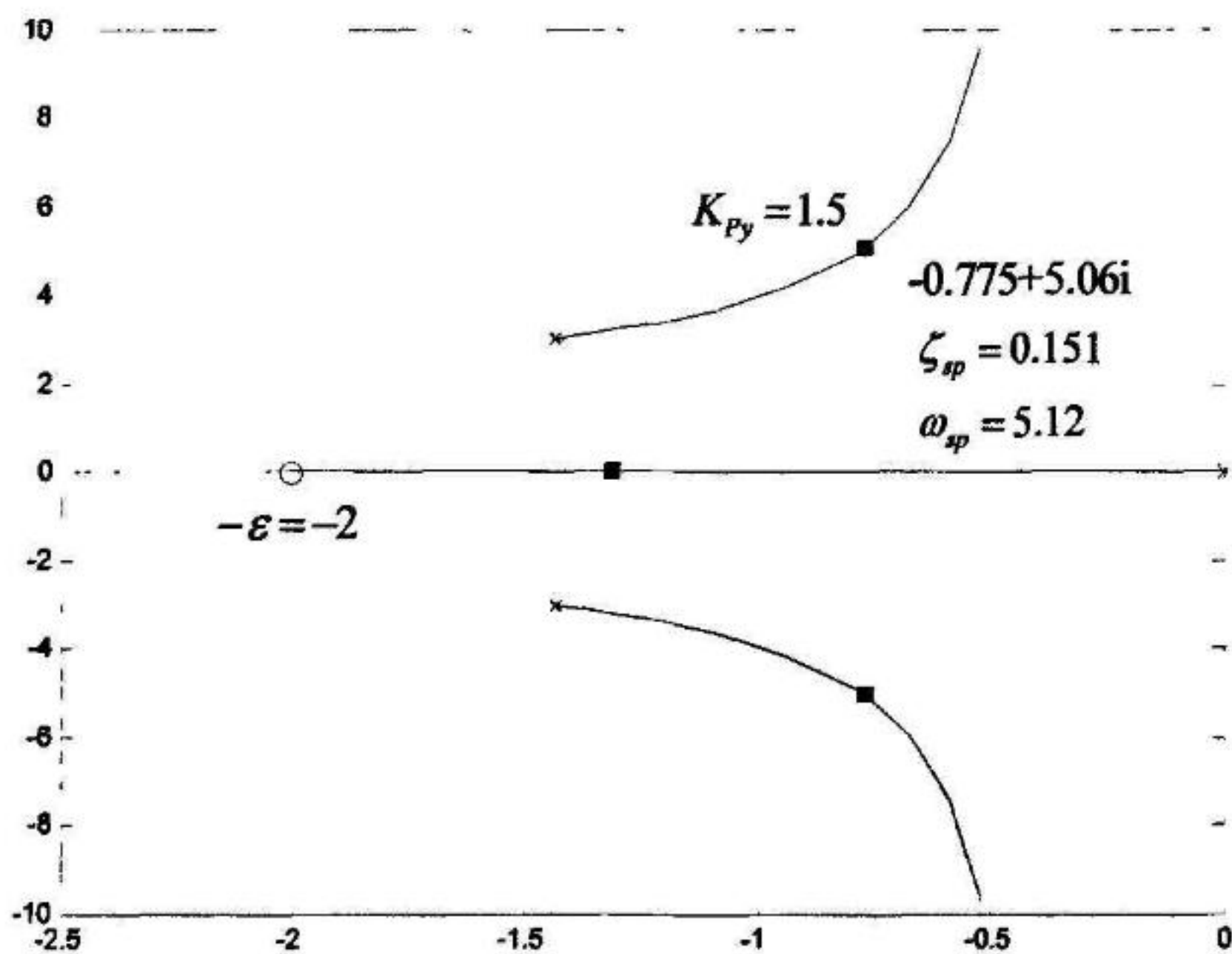


图 4-8 没有俯仰阻尼回路的法向通道根轨迹图

仍旧定义 $\varepsilon = K_{lx}/K_{px}$ ，从图中可以看到，先取定 $\varepsilon = 2$ 时，在不大的根轨迹增益下 ($K_{py} = 1.5$)，短周期阻尼比就有较大的降低： $\zeta_{sp} = 0.151$ ，频率略有增加。这就说明，比例-积分补偿器的引入削弱了短周期模态阻尼，这就是引入纵向阻尼器内回路的原因。

因此下面加入俯仰阻尼内回路。对于机动指令跟踪器法向通道的内外两条回路，按照由内到外逐一闭合回路的设计原则进行设计。内回路俯仰角速率对升降舵的传递函数为：

$$G_{\delta_z}^{a_z} = \frac{-22.7(s+1.104)}{(s^2 + 2.87s + 11.1)} \quad (4-18)$$

绘制内回路根轨迹图如图 4-9 所示，注意是正反馈。在选择根轨迹增益 K_{a_z} 时，可以取得使阻尼稍大一些。如图取 $K_{a_z} = 0.15$ ，此时短周期阻尼比 $\zeta_{sp} = 0.813$ ，而短周期频率也有一些增加。

选定内回路俯仰角速率反馈增益 K_{a_z} 后，闭合内回路，得内回路闭环传递函数为：

$$G_{inner} = \frac{-22.7}{s^2 + 6.265s + 14.86} \quad (4-19)$$

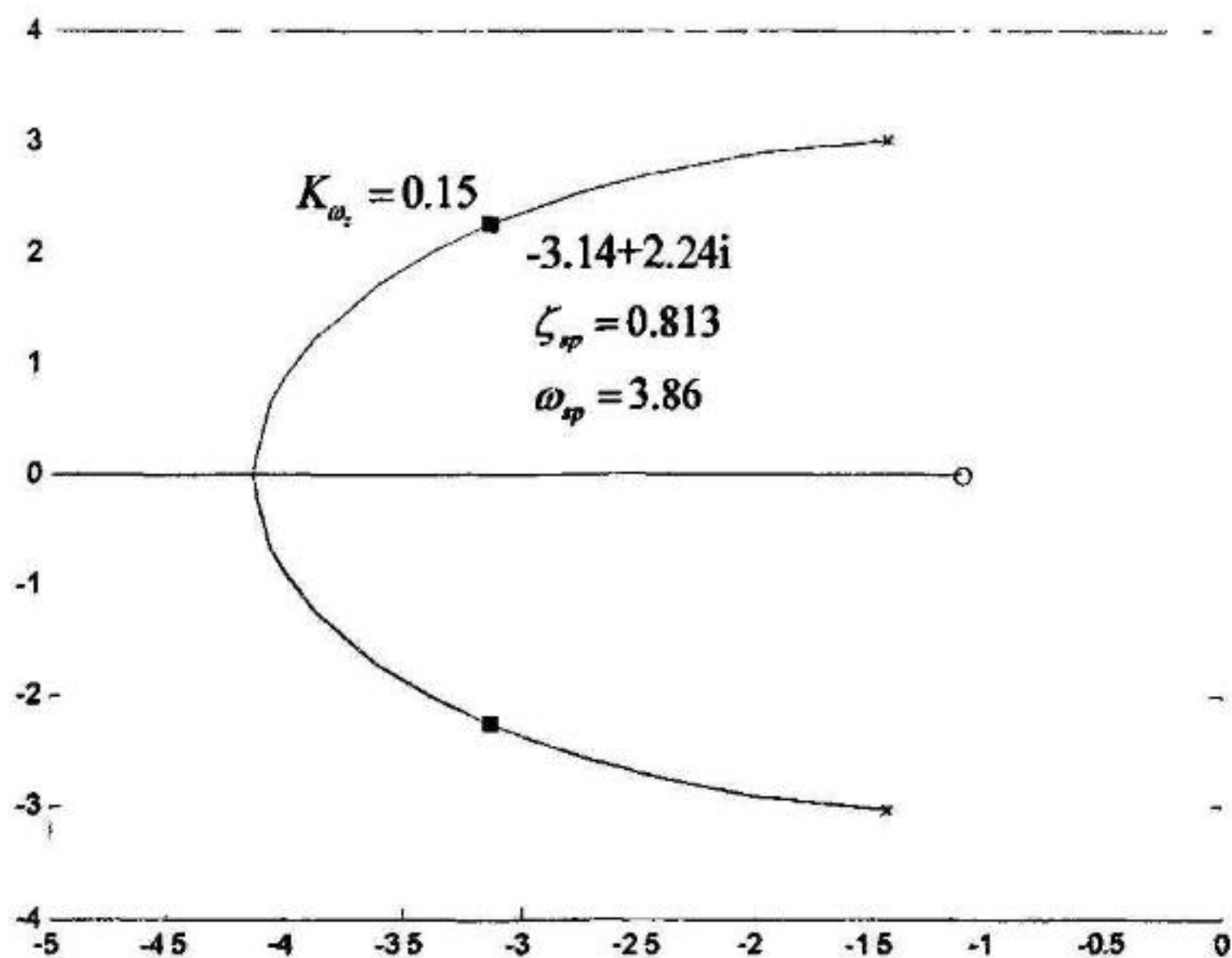


图 4-9 内回路（俯仰阻尼回路）根轨迹图

再得到整个系统的开环传递函数，注意前向通道要乘以-1：

$$G_{sys} = \frac{K_{Py}(s + K_{ly}/K_{Py})}{s} \frac{11.43}{s^2 + 6.265s + 14.86} \quad (4-20)$$

所以，绘制系统根轨迹图如图 4-10 所示：

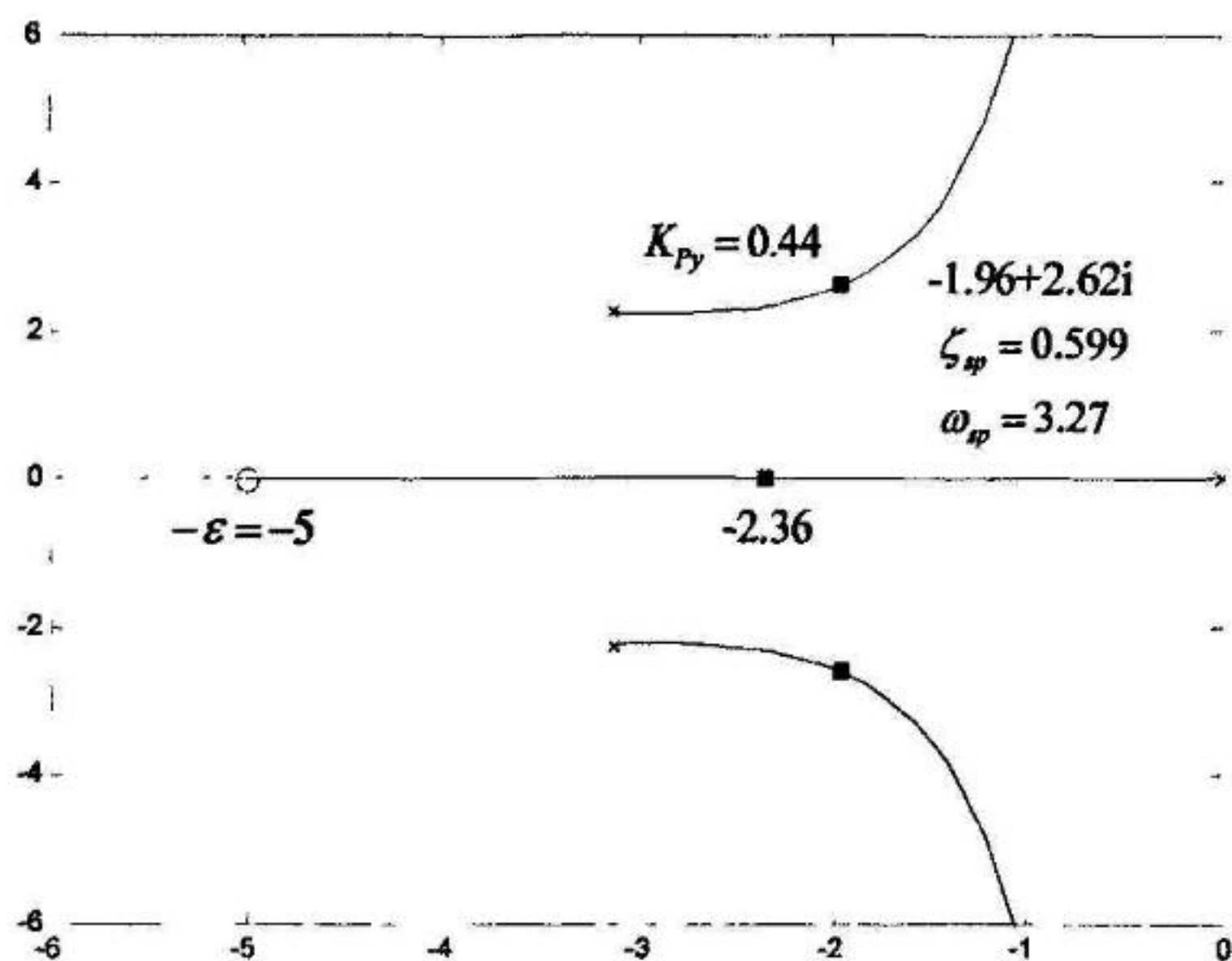


图 4-10 法向通道根轨迹图

这里也需要同时确定两个参数的值,即零点位置 $\varepsilon = K_{ix}/K_{px}$ 和根轨迹增益 K_{py} ,同样可以借助 Matlab 的 sisotool 工具,对照系统阶跃响应曲线(图 4-11)来调节。从图 4-10 上可见,闭环系统一共有 3 个根,一对复根和一个实根,它们都是稳定的。调节过程中可以得出以下规律:

(1) 当实零点向右移动(ε 减小)时,实根也向右移动,而一对复根则向左移动。实根绝对值的减小将导致系统的响应变缓慢,上升时间变长;而复根向左移动导致系统的阻尼和频率都增加,减小系统的超调直到没有超调,也使系统的响应变慢。而零点向左移动(ε 增大)时则情况正好相反,实根向左移动而复根向右移动,系统响应加快,超调量加大。经过调整后选择 $\varepsilon = 5$ 。

(2) 根轨迹增益 K_{py} 增大时,则与零点向左移动的情况类似:实根向左移而复根向右移,系统响应加快,超调量加大;而 K_{py} 减小时则相反,系统响应变慢,超调减小。对照系统阶跃响应曲线图 4-11,选择参数的标准取为使瞬态过程的上升时间 t_r 较小,对应 2%误差带的调节时间 t_s 较小,超调量也较小。综合考虑以上几点,选择 $K_{py} = 0.44$, $K_{iy} = 2.2$ 则此时系统的阻尼比为 $\zeta_{sp} = 0.599$,频率 $\omega_{sp} = 3.27rad/s$ 。可见,虽然加上了机动指令跟踪器,但飞机加跟踪器的等效系统仍保证飞行品质在一级范围以内。从这一点也可以看出,采用经典的根轨迹法使控制律设计指标与飞行品质规范直接联系起来的好处。

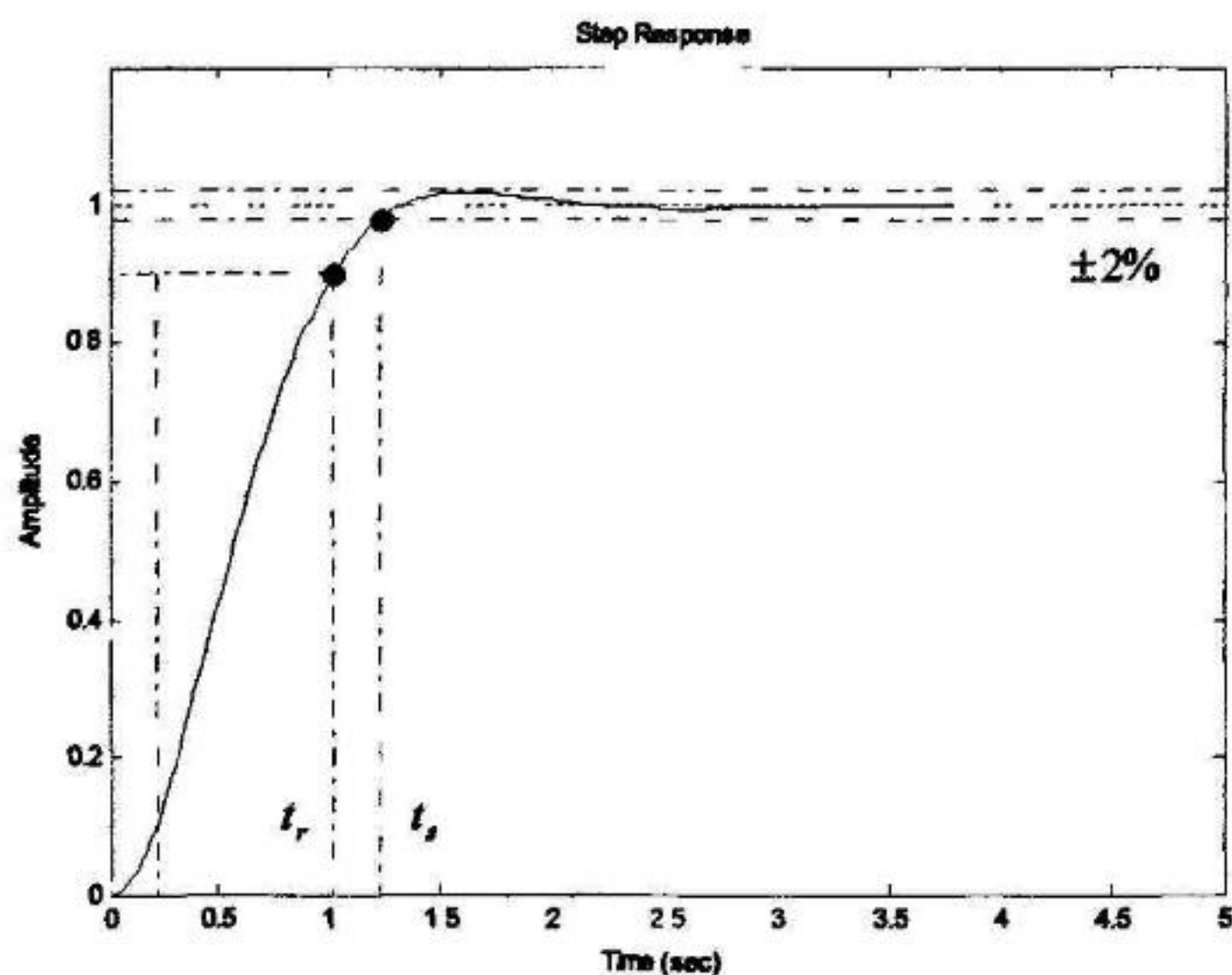


图 4-11 法向通道系统单位阶跃响应曲线

4.3.5 横航向通道 γ_{scom} 指令

机动指令跟踪器横航向通道的输入是绕速度轴的滚转角 γ_{scom} ，前面也说过本文假设 $\gamma_{scom} \approx \gamma_{com}$ ，即假设输入就是滚转角指令 γ_{com} ；而输出是副翼偏角 δ_x 和方向舵偏角 δ_y 。当然滚转角指令主要对应的是副翼偏角 δ_x 输出，此处方向舵主要用于协调操纵和改善航向阻尼特性。下面来回顾一下横航向通道的控制律结构如图 4-12：

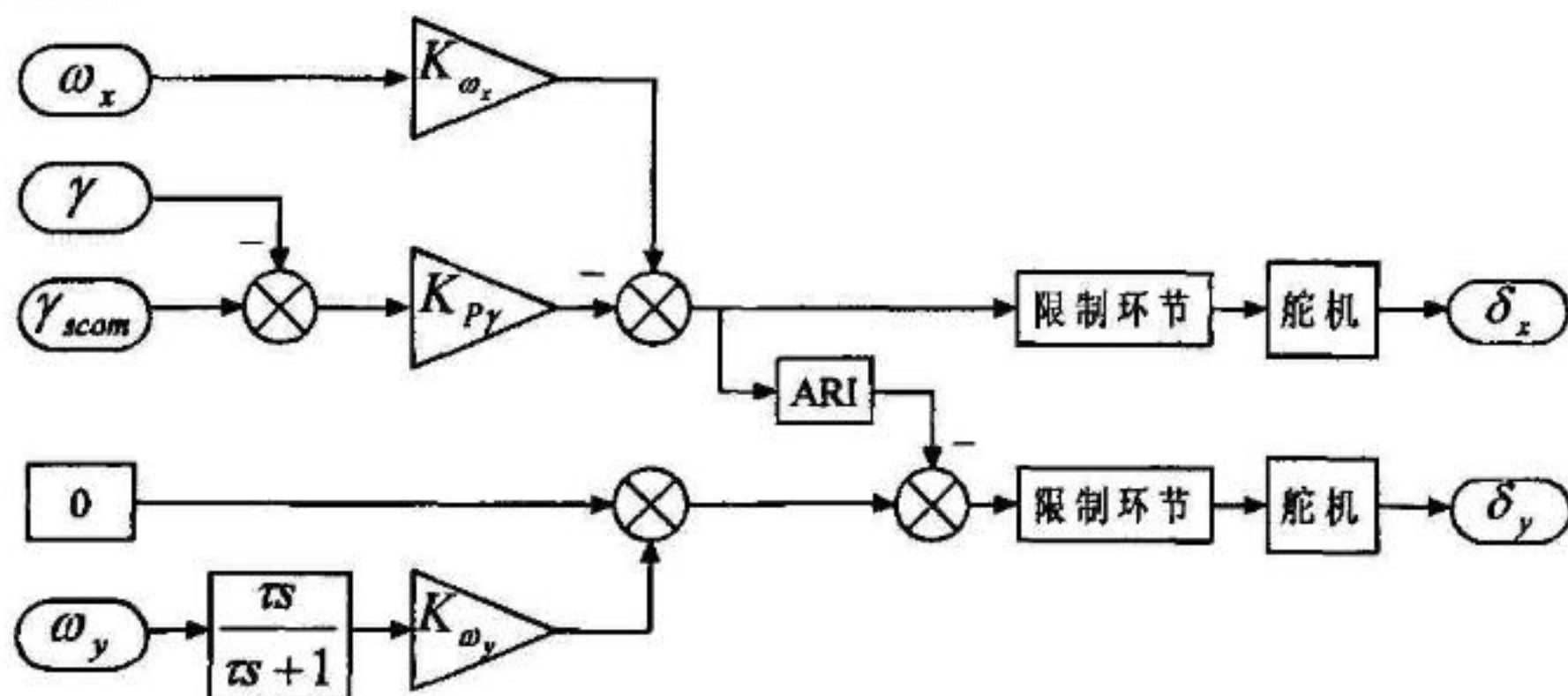


图 4-12 机动指令跟踪器横航向通道控制律结构

(1) 滚转指令跟踪通道

接下来我们先对横向滚转通道进行分析。前面 4.3.2 节中对飞机传递函数的导出中，通过飞机横侧向运动方程 (4-4) 可以导出副翼 δ_x 对滚转角 γ 的传递函数：

$$G_{\delta_x}^{\gamma} = \frac{\bar{M}_x^{\delta_x} (s^2 + 2\zeta_{\gamma}\omega_{\gamma}s + \omega_{\gamma}^2)}{\left(s + \frac{1}{T_R}\right) \left(s + \frac{1}{T_S}\right) (s^2 + 2\zeta_d\omega_d s + \omega_d^2)} \quad (4-21)$$

其中用 $-1/T_R$ 和 $-1/T_S$ 分别代表滚转模态和螺旋模态的根，而 T_R 和 T_S 就是滚转模态和螺旋模态的时间常数； ζ_d 和 ω_d 分别代表荷兰滚模态的阻尼比和自然频率。通常情况下，传递函数 $G_{\delta_x}^{\gamma}$ 的一对零点与荷兰滚模态的一对复根很接近，也就是说： $2\zeta_{\gamma}\omega_{\gamma} \approx 2\zeta_d\omega_d$ ， $\omega_{\gamma}^2 \approx \omega_d^2$ ，可以消去。这是因为副翼偏转主要引起飞机滚转角和滚转角速率的变化，荷兰滚模态的分量很小，可以忽略。如本文算例某歼击机在 $H=5000\text{m}$ ， $Ma=0.8$ 状态下：

$$G_{\delta_x}^{\gamma} = \frac{-57.96 \times (s^2 + 0.91s + 11.91)}{(s + 2.38)(s + 0.036)(s^2 + 1.02s + 11.6)} \quad (4-22)$$

可见荷兰滚模态的根与一对零点很接近，可以消去。再考虑到通常

$-1/T_s \ll -1/T_R$ ，而且 $-1/T_s$ 数值一般较小，如上式中 $0.036 \ll 2.38$ ，故近似认为 $-1/T_s \approx 0$ 。另外，滚转模态的根也可取近似值 $-1/T_R \approx -\bar{M}_x^{\omega_x}$ ，比如上式中 $-1/T_R = 2.38$ ，而此状态下 $\bar{M}_x^{\omega_x} = -2.46$ 。则传递函数可以简化成：

$$G_{\delta_x}^{\gamma} = \frac{\bar{M}_x^{\delta_x}}{s(s - \bar{M}_x^{\omega_x})} \quad (4-23)$$

而副翼 δ_x 对滚转角速度 ω_x 的传递函数 $G_{\delta_x}^{\omega_x}$ 就是对 $G_{\delta_x}^{\gamma}$ 的微分：

$$G_{\delta_x}^{\omega_x} = sG_{\delta_x}^{\gamma} = \frac{\bar{M}_x^{\delta_x}}{s - \bar{M}_x^{\omega_x}} \quad (4-24)$$

忽略限制环节和舵机的影响，得到适用于根轨迹分析的滚转通道控制结构方框图 4-13：

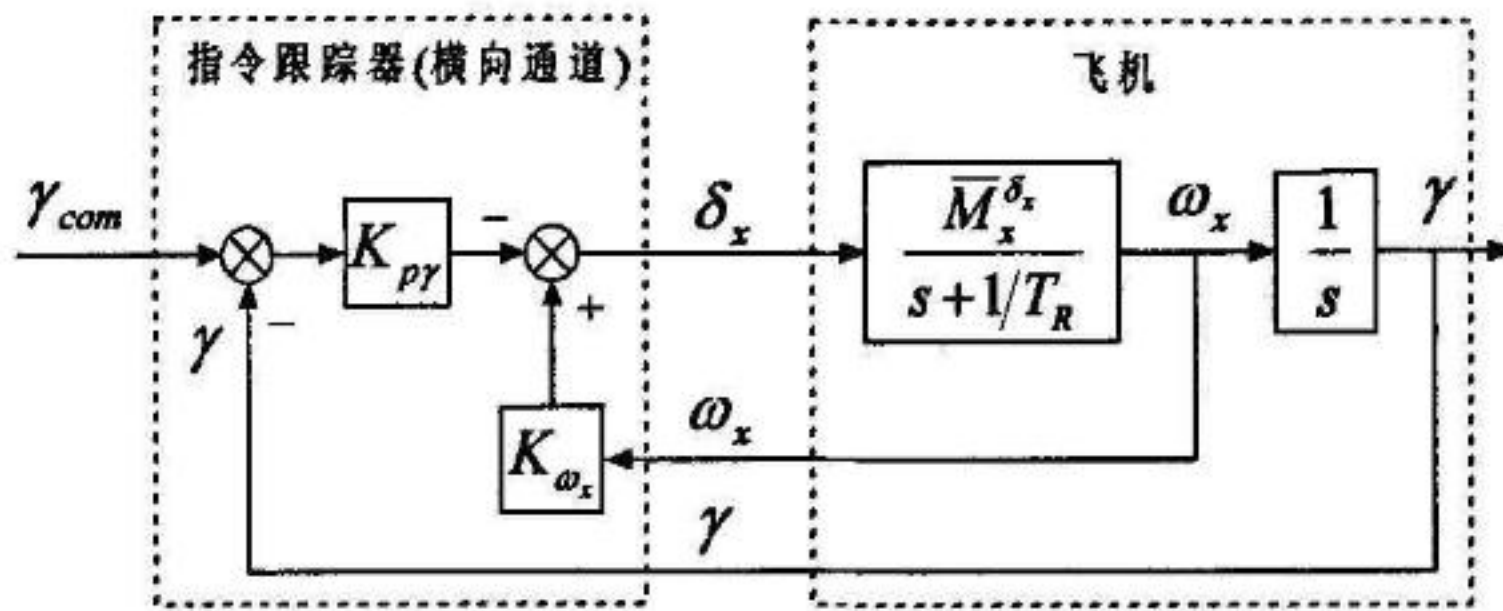


图 4-13 滚转通道控制律结构方框图

这里再对正负号的选择进行一下说明。按照坐标系规定，正的副翼偏角产生负的滚转角和滚转角速率($\bar{M}_x^{\delta_x} < 0$)，所以滚转阻尼器采用正反馈，而前向通道滚转角指令也要乘以-1。

接下来，我们还是来分析一下加入滚转阻尼器内回路的原因。那么这里就看一下去掉内回路，只有滚转角反馈的情形。还是取某歼击机在 $H=5000\text{m}$ ， $Ma_0=0.8$ 状态下的传递函数：

$$G_{\delta_x}^{\gamma} = \frac{-57.96}{s(s + 2.46)} \quad (4-25)$$

由此可见，此状态下飞机的滚转模态时间常数 $T_R = 1/2.46 = 0.4065$ ；

飞行品质规范滚转模态一级品质要求 $T_R < 1.0\text{s}$ ，可见该歼击机是满足一级品质要求的。

下面绘制只有滚转角反馈的根轨迹图如图 4-14 所示：

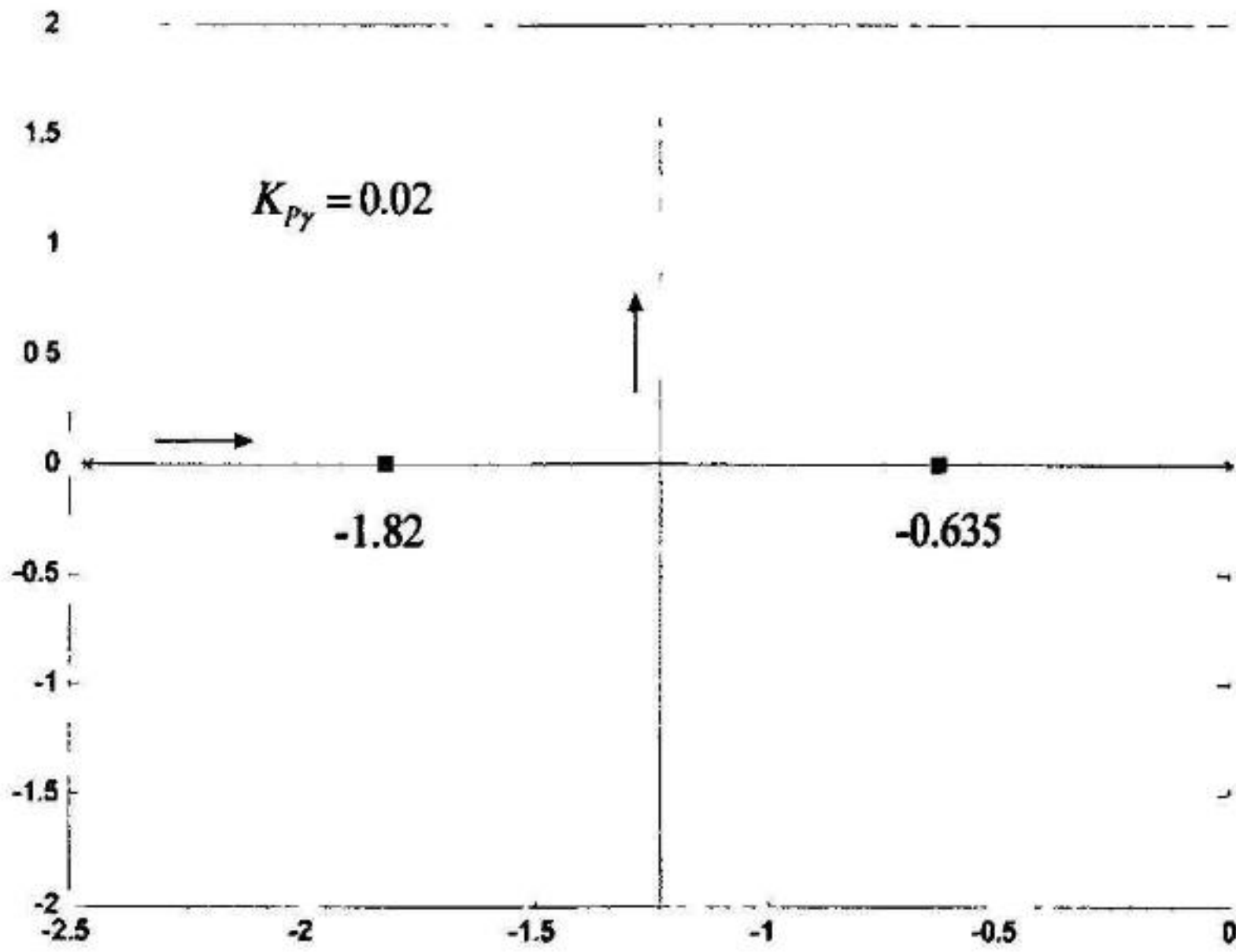


图 4-14 没有滚转阻尼回路的滚转通道根轨迹图

可见，随着根轨迹增益的增加，螺旋模态根向左移而滚转模态根向右移，在很小的根轨迹增益下就导致滚转模态的阻尼减小很多，衰减程度变慢。

因此，单独引入滚转角反馈是不够的，还需引入滚转角速度反馈信号。

依然按照由内到外的设计步骤，先得到内回路闭环传递函数的极点，也就是调整后滚转模态根的表达式：

$$\lambda_1' = \bar{M}_x^{\omega_x} + K_{py} \bar{M}_x^{\delta_x} \quad (4-26)$$

可见，由于 $\bar{M}_x^{\omega_x} < 0$ ， $\bar{M}_x^{\delta_x} < 0$ ，随着根轨迹增益的增加，滚转模态根负向增大，变得更加稳定。

因此绘制内回路根轨迹图如图 4-15 所示：

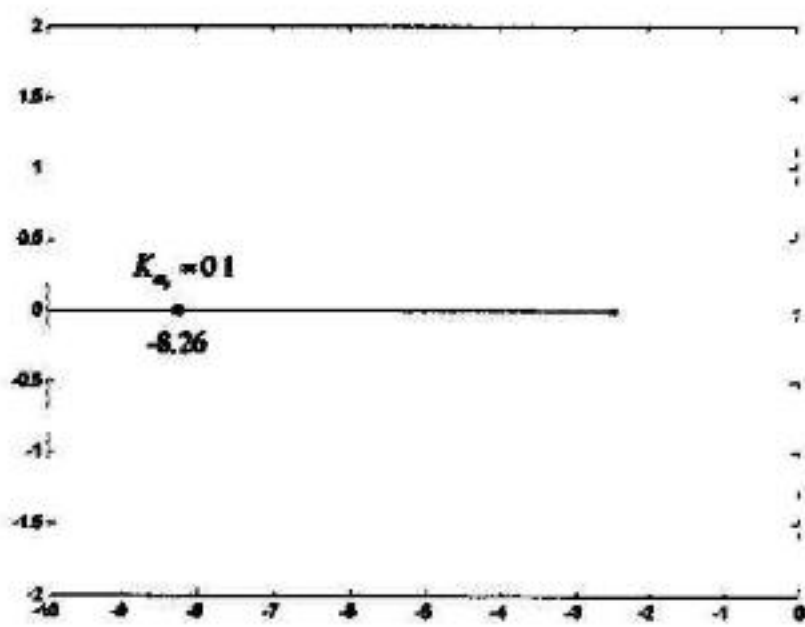


图 4-15 滚转阻尼内回路根轨迹图

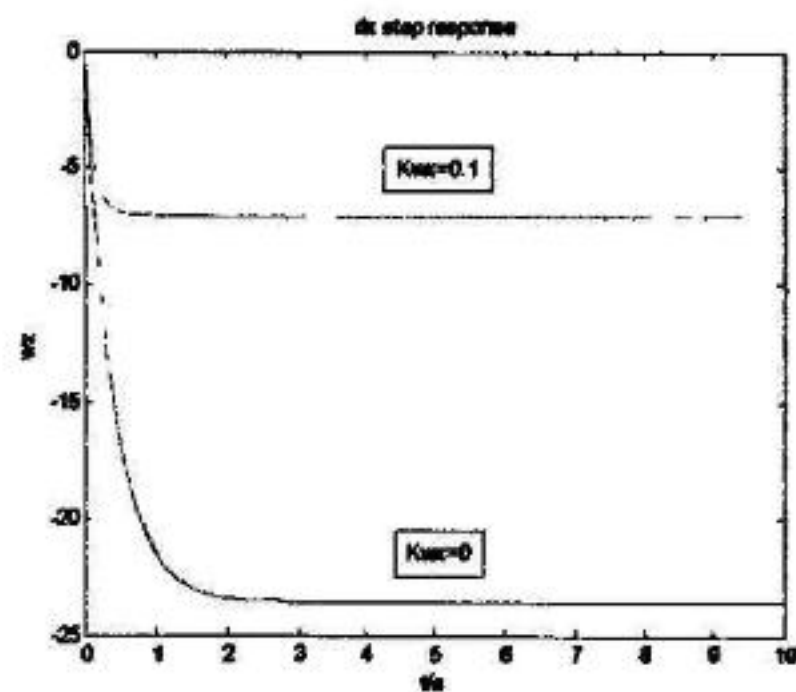


图 4-16 接入滚转阻尼器前后阶跃响应对比

由图可见,通过滚转阻尼器将滚转模态的根向左方向移动,更加稳定,时间常数进一步减小。这样就给滚转模态提供一定的稳定裕量,可以使回路接入后滚转模态特性不致变得太差。但是,在选取 K_{ω_x} 时还要注意不能选得太大,因为采用滚转阻尼器后,也使滚转角速率的稳态值减小,即降低了操纵性。滚转角速率稳态值如下式计算:

$$K_{\omega_x} = -\frac{\bar{M}_x^{\delta_x}}{\bar{M}_x^{\omega_x} + K_{p_y} \bar{M}_x^{\delta_x}} = \frac{-\bar{M}_x^{\delta_x}}{\lambda_1'} \quad (4-27)$$

可见滚转模态根的绝对值 $|\lambda_1|$ 增大几倍,滚转角速率稳态值的绝对值 $|K_{\omega_x}|$ 就减小几倍。所以还需保证飞行品质对滚转操纵性的规定。这里将滚转模态极点从 -2.46 移至 -8.26 , 内回路反馈增益 $K_{\omega_x} = 0.1$ 。图 4-16 所示引入滚转阻尼器前后,对副翼单位阶跃输入的滚转角速率的响应,滚转角速率稳态值由原来的 $23^\circ/\text{s}$ 减小到了 $7^\circ/\text{s}$, 但一般歼击机的滚转操纵性裕度都较大,因此仍能满足滚转操纵性一级品质的要求。

选定了内回路增益后,得内回路闭环传递函数为:

$$G_{inner} = \frac{\bar{M}_x^{\delta_x}}{s - \lambda_1'} = \frac{-57.96}{s + 8.26} \quad (4-28)$$

接下来就要确定外回路前向通道比例系数 K_{p_y} 。先由图 4-13 得到系统开环传递函数:

$$G_{open} = \frac{-K_{p_y} \bar{M}_x^{\delta_x}}{s(s - \lambda_1')} = \frac{K_{p_y} 57.96}{s(s + 8.26)} \quad (4-29)$$

整个闭环系统的特征方程为:

$$s^2 - \lambda_1' s - K_{p_y} \bar{M}_x^{\delta_x} = 0 \quad (4-30)$$

可以绘制闭环根轨迹图如图 4-17 所示:

闭环根主要有两种情况:一,闭环根为两个稳定实根。对应实根的系统阶跃响应较慢,没有超调。而且随着增益的增加,两个实根逐渐靠近,系统响应也加快,最终两个实根在 $\lambda_1'/2$ 处汇合,形成:二,闭环根为一对稳定复根。此时系统成为典型的二阶系统,随着增益的增加,系统响应加快,并逐渐有超调量。对于典型二阶系统,我们就可以选取增益使系统阶跃响应的上升时间和对应 5% 误差带的调节时间较短为标准,并且使超调量较小。这里最终选择 $K_{p_y} = 0.6$, 如图 4-17, 此时系统的阻尼和频率为 $\zeta = 0.7$ 和 $\omega = 5.9$ 。对应的系统单位阶跃响应曲线如图 4-18 所示。

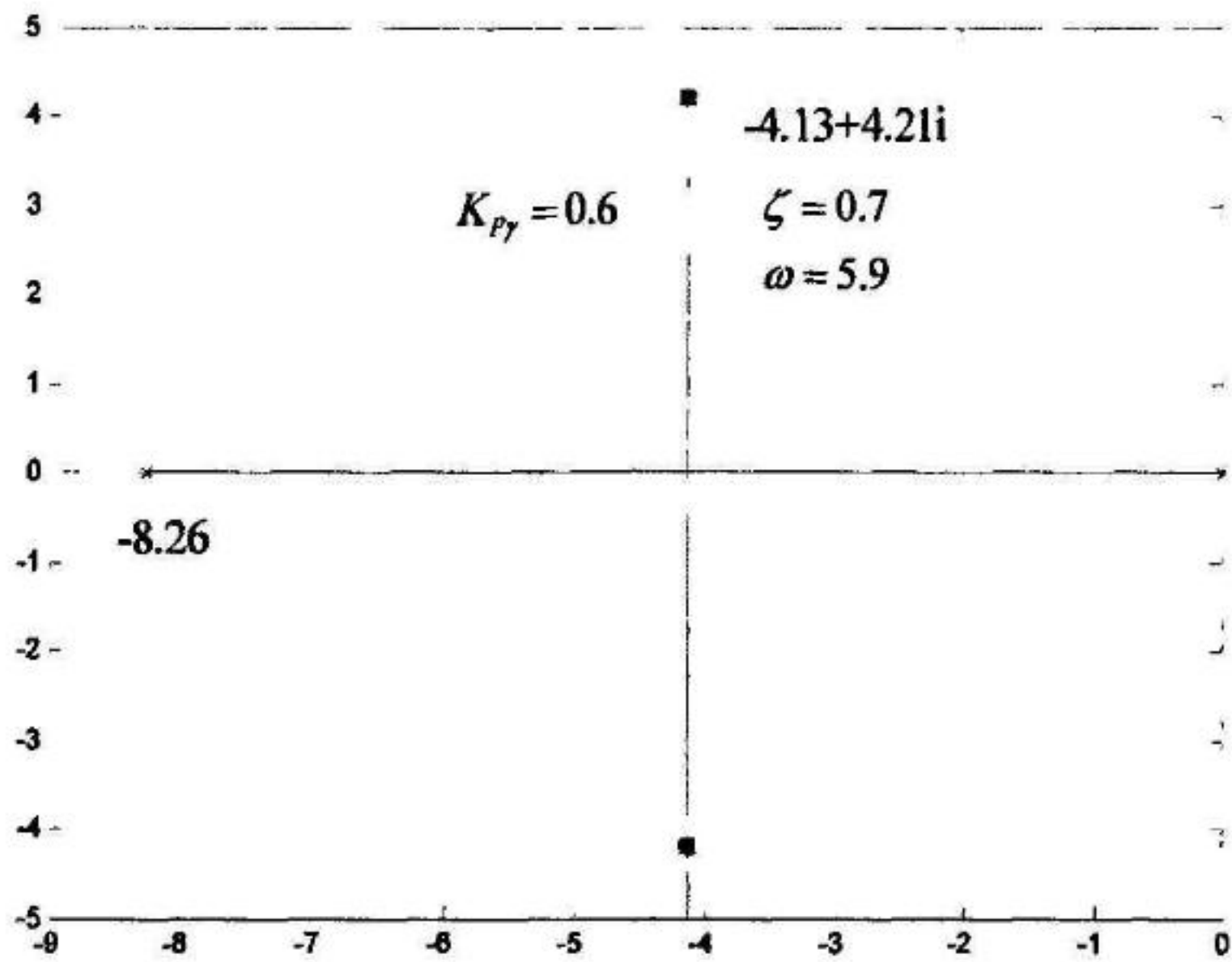


图 4-17 滚转通道根轨迹图

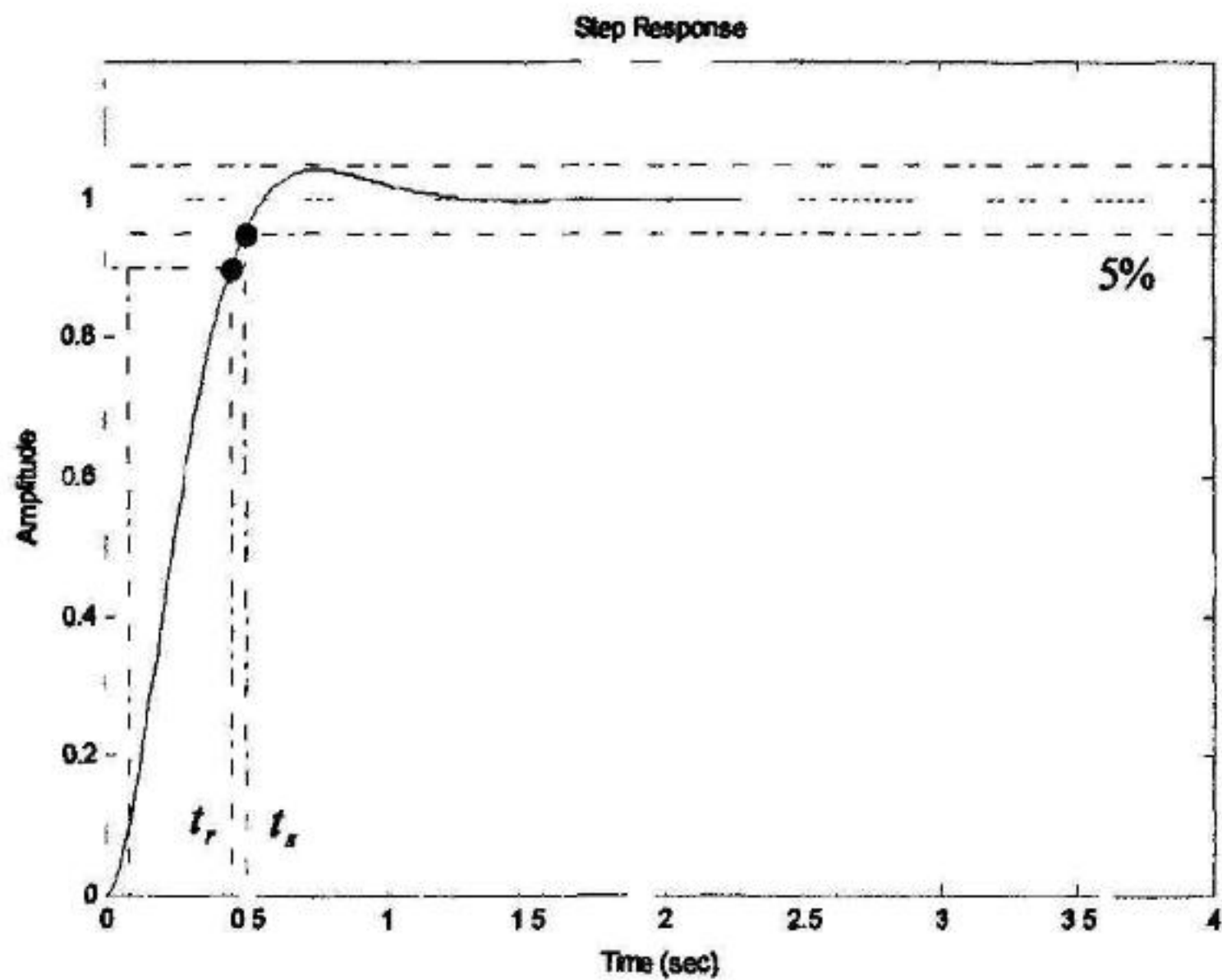


图 4-18 滚转通道单位阶跃响应曲线

还需说明的是，由于补偿器是比例式的，没有积分环节，所以系统响应是有稳态误差的。但是通常稳态误差在 1° 以内，所以对于滚转角指令的跟踪，较小的稳态误差是完全可以接受的。

(2) 偏航阻尼器

下面我们对航向通道引入的偏航阻尼器做一分析。从上面一部分可以看到，由于传递函数 $G_{\delta_y}^{\omega_y}$ 中一对复数零点与荷兰滚模态的根十分接近，因此在滚转角指令跟踪通道设计时对荷兰滚模态根的影响非常小。但由于本文算例的歼击机荷兰滚模态阻尼略有不足，因此这里引入偏航阻尼器是起到对荷兰滚模态的改善和调节作用。这不属于本文的重点内容，因此这里只做简要介绍。首先忽略限制环节、舵机和高通滤波器等，偏航阻尼器的控制结构方框图如图 4-19 所示：

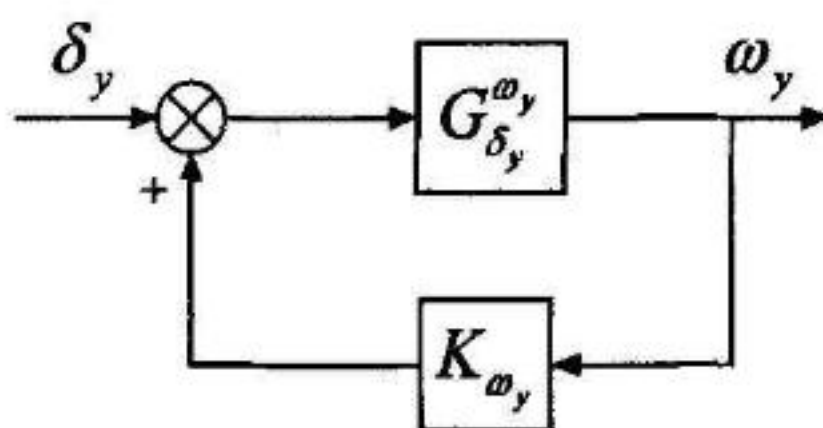


图 4-19 偏航阻尼器控制结构方框图

忽略滚转角指令跟踪通道设计后对荷兰滚模态根的影响，飞机方向舵 δ_y 对偏航角速率 ω_y 的传递函数为 ($H=5000\text{m}$, $Ma=0.8$):

$$G_{\delta_y}^{\omega_y} = \frac{\bar{M}_y^{\delta_y} \left(s + \frac{1}{T_{\omega_y}} \right) (s^2 + 2\zeta_{\omega_y} \omega_{\omega_y} s + \omega_{\omega_y}^2)}{\left(s + \frac{1}{T_R} \right) \left(s + \frac{1}{T_S} \right) (s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2)} \quad (4-31)$$

$$= \frac{-3.96(s + 2.41)(s^2 + 0.003s + 0.504)}{(s + 2.38)(s + 0.036)(s^2 + 1.02s + 11.6)}$$

绘制根轨迹图如图 4-20 所示，可见，偏航阻尼器能使系统获得较好的荷兰滚模态特性，而对滚转模态与螺旋模态根的影响不大。此处选择增益 $K_{\omega_y} = 1$ 。加入阻尼器前后系统对方向舵阶跃的响应如图 4-21 所示，可见加入偏航阻尼器之后，最初的偏航角速率振荡明显减小了。另外，虽然偏航角速度达到稳态值的时间大大缩短了，但是稳态值的绝对值也减小了很多。不过我们通常并不在意方向舵的偏转能产生较大的偏航角速度，而且由于高通滤波器的存在，偏航角速度反馈只在最初几秒起作用，当偏航角速率达到稳态时就相当于断开了。

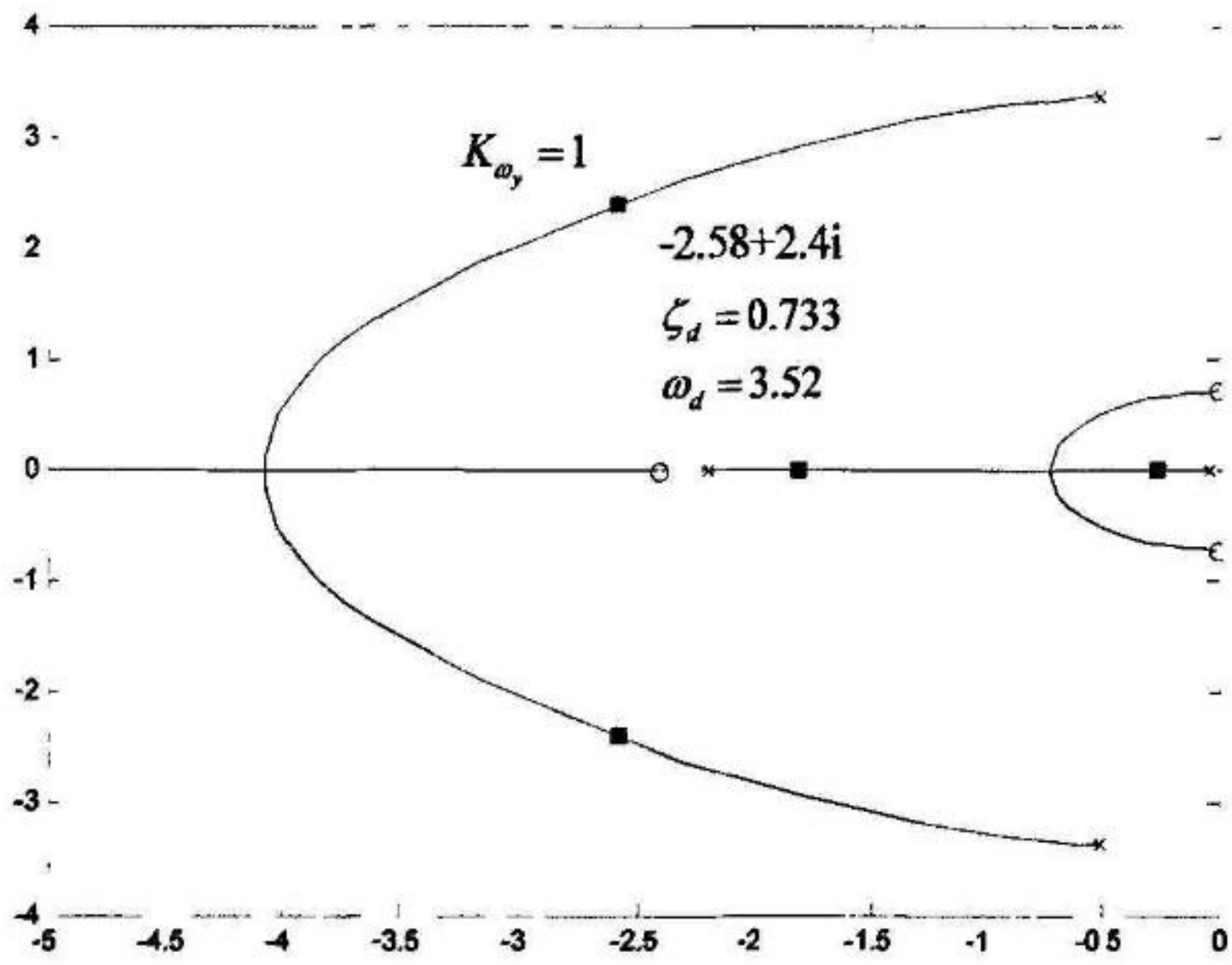


图 4-20 偏航阻尼器根轨迹图

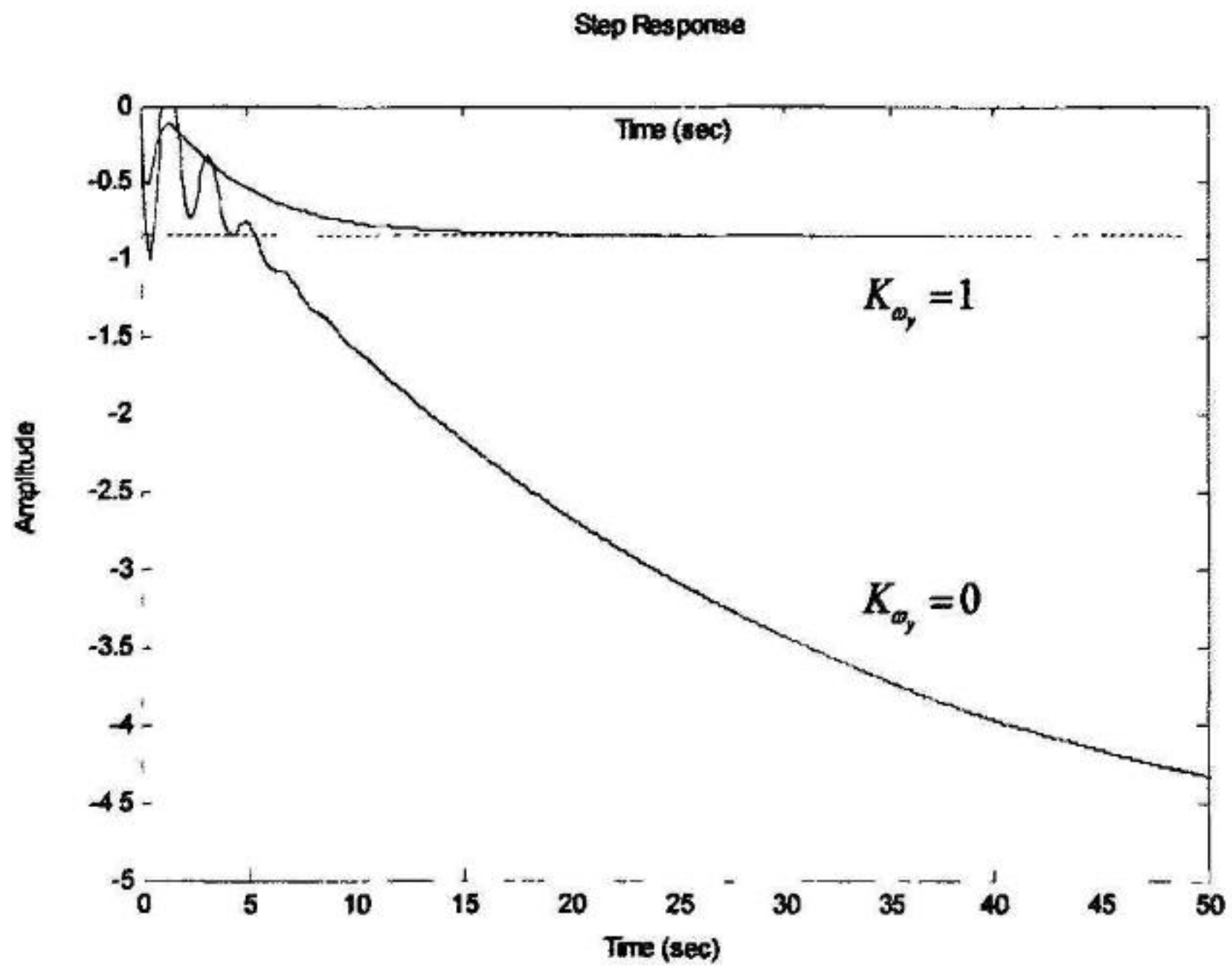


图 4-21 加入偏航阻尼器前后方向舵单位阶跃响应曲线比较

(3) 副翼方向舵交连 ARI

前面已经提到,方向舵的重要用途之一就是配合副翼进行协调操纵,这是为了使飞机在滚转的同时尽量不产生侧滑。本文要求指令跟踪器根据指令生成器产生的滚转角指令 γ_{com} 自动产生方向舵的协调操纵,这里采用副翼方向舵交连(Aileron-Rudder-Interaction)。对 ARI 的具体原理本文不作详述,可查看有关文献,这里只对常用的 ARI 形式进行介绍。

常用的副翼方向舵交连方案有硬式交连与均衡式交连两种。

(1) 硬式交连

硬式交连操纵机构间的关系为

$$\frac{\delta_y}{\delta_x}(S) = -\frac{\bar{M}_x^{\delta_x} b_2}{\bar{M}_y^{\delta_y} a_2} \quad (4-32)$$

这样可以保证侧滑角加速度 $\ddot{\beta} = 0$ 。

(2) 均衡式交连

均衡式交连操纵机构间的关系为

$$\frac{\delta_y}{\delta_x}(S) = -\frac{T_1 S}{T_2 S + 1} = -\frac{T_1}{T_2} \frac{T_2 S}{T_2 S + 1} = -k \frac{T_2 S}{T_2 S + 1} \quad (4-33)$$

这种交连的作用类似于高通滤波器,即方向舵只在副翼偏转的瞬态产生偏转角,这样可保证较大的方向舵偏角供航向力矩配平使用。

本文采用均衡式副翼方向舵交连。均衡式交连的 k 按照不同飞行状态下硬式交连的 δ_y/δ_x 取值,而 T_2 则按经验选取,这里取 $T_2 = 2$ 。

4.4 系统调参

由于飞机的各气动参数在不同的飞行状态下会产生变化,因此飞机的数学模型也会有差异,尤其现代战斗机的飞行包线扩大,使飞机在高空和低空,或高速和低速状态下本体特性有较大差异。因此按照上一节(4.3节)所述方法,对不同飞行状态(高度 H 和马赫数 Ma)下的机动指令跟踪器的控制参数进行选择,确定了各个设计点下的参数。为得到整个飞行包线内完整的控制律,还应进一步设计系统控制参数随高度 H 和马赫数 Ma 的调节规律,即系统调参(Gain Scheduling)。

本文采用二维线性插值调参的方式,首先按照上一节的设计方法得到不同飞行状态下的控制律参数:

(1) 切向通道

切向通道参数 $\varepsilon = K_{\dot{\alpha}}/K_{P_x}$ 主要由发动机惯性时间常数 T_{eng} 决定,因此需要确

定 K_{px} 随不同飞行状态的变化, K_{lx} 可由 $K_{px} \cdot \varepsilon$ 得到。通过对不同飞行状态下参数的选择发现, 由于传递函数中零点 $-1/T_v$ 和长周期模态的根都非常小, 因此它们对根轨迹增益 K_{px} 的影响都不大, 而影响 K_{px} 的主要是传递函数增益 $K_{mx} = K_v/g$, 它们近似成反比关系, 即 K_{mx} 越大则 K_{px} 越小。而 $K_v \approx \bar{X}_C^{\delta_r} = [P^{\delta_r} \cos(\alpha + \varphi_p)]/m$, 所以 K_{px} 与发动机的最大推力有直接关系。设计所得一些状态点下的 K_{px} 如表 4-1 所示:

表 4-1 不同飞行状态点下的 K_{px} 值

	0km	5km	10km	15km
0.6	1	1.7		
0.8	1	1.5	2.3	
1	1	1.2	2	3.5
1.2		1	1.5	3
1.5			1.2	2

表中没有给出值的点是因为它们不再飞行包线范围内。可见增益 K_{px} 的变化规律基本是随着高度的增加而略有增加, 随着马赫数的增加而略有减小。

(2) 法向通道

法向通道有三个参数 K_{ω_z} , K_{py} 和 K_{ly} , 设计所得一些状态点下的值如表 4-2 一表 4-4 所示:

表 4-2 不同飞行状态点下的 K_{ω_z} 值

	0km	5km	10km	15km
0.6	0.12	0.18		
0.8	0.11	0.15	0.25	
1	0.1	0.2	0.28	0.42
1.2		0.25	0.3	0.45
1.5			0.4	0.5

表 4-3 不同飞行状态点下的 K_{py} 值

	0km	5km	10km	15km
0.6	0.4	0.6		
0.8	0.45	0.44	0.8	
1	0.5	0.55	0.9	0.9
1.2		0.6	0.9	1
1.5			1	1.2

表 4-4 不同飞行状态点下的 K_{ω_y} 值

	0km	5km	10km	15km
0.6	2	3		
0.8	2	2.2	3	
1	2.5	4.4	6	6
1.2		6	7	8
1.5			9	10

可见这三个参数都是随着高度和马赫数的增加而增大的。因为飞机的短周期阻尼随着高度和马赫数的增加而减小，所以俯仰阻尼反馈系数随之增加。而 K_{P_y} 和 K_{ω_y} 的增大也与 K_{ω_x} 有关。

(3) 横航向通道

横航向通道主要有三个参数 K_{ω_x} 、 K_{P_r} 和 K_{ω_r} ，设计一些状态点下的值如表 4-5—表 4-7 所示：

表 4-5 不同飞行状态点下的 K_{ω_x} 值

	0km	5km	10km	15km
0.6	0.08	0.1		
0.8	0.06	0.1	0.1	
1	0.05	0.08	0.08	0.08
1.2		0.05	0.07	0.08
1.5			0.06	0.08

表 4-6 不同飞行状态点下的 K_{P_r} 值

	0km	5km	10km	15km
0.6	0.5	0.7		
0.8	0.45	0.6	0.7	
1	0.4	0.54	0.3	0.15
1.2		0.39	0.25	0.16
1.5			0.25	0.18

表 4-7 不同飞行状态点下的 K_{ω_r} 值

	0km	5km	10km	15km
0.6	0.7	0.8		
0.8	0.7	1	1	
1	0.8	1.2	1.3	1.2
1.2		2	1.8	2
1.5			2	3

可见, 滚转阻尼反馈系数 K_{ω_r} 随着速度增加略有减小, 而随高度变化不大; 这是因为滚转阻尼导数的绝对值 $|M_x^{\omega_r}|$ 随着马赫数的增加而增大, 滚转阻尼增加, 所以 K_{ω_r} 随着速度增加略有减小; 而 $|M_x^{\omega_r}|$ 和而滚转操纵导数 $|M_x^{\delta_r}|$ 随着高度的增加而减小, 滚转阻尼和操纵效率都减小, 为了保证滚转操纵效能, K_{ω_r} 没有选择随高度增加而增大。偏航阻尼反馈系数 K_{ω_y} 总的来说是随高度和马赫数的增加而增大, 这是因为随着高度和速度提高, 偏航阻尼不足造成。

得到了各控制参数随高度与马赫数的变化规律后, 就可以用二维线性插值实现系统调参。在 Matlab/Simulink 中可以用 2-D Lookup Table; 一些高级语言如 C++, Matlab 中也有成熟的二维线性插值函数。二维线性插值简单易行, 运行速度快, 较适于实时或超实时仿真, 而且精度也能够满足要求, 获得的仿真结果也较好。

4.5 小结

本章对机动指令跟踪器的设计原理和方法进行了说明:

首先, 根据控制指令特点以及本文的研究前提, 分析了对机动指令跟踪器分为三个通道设计的原理;

然后, 给出了指令跟踪器的控制律结构, 并分析了采用这种控制律结构的原因;

接下来, 选用了经典的根轨迹法对指令跟踪器的三个通道分别进行了设计;

最后, 对不同飞行状态下的指令跟踪器参数进行选参, 并采用二维线性插值的方法对控制参数进行调参。

经过了本章的分析, 我们可以将机动指令跟踪器的内部结构也绘入第2章提出的自动飞行仿真系统总体框架图, 如图4-22所示, 指令生成器仍旧以航路飞行为例, 图中可以更直观形象的看出本文设计的自动飞行仿真系统的运作原理。

对设计过程的分析表明, 本章采用的机动指令跟踪器的控制律结构合理, 能够满足对控制指令的跟踪要求, 又保证了飞机的飞行品质; 采用经典根轨迹法原理清晰, 技术成熟, 使用简单, 而且很多设计准则可直接采用现有飞行品质规范进行参照, 但对于有多输入多输出的情况, 处理起来会有困难; 二维线性插值调参原理简单、使用方便。但要评估机动指令跟踪器的设计情况好坏与否, 并且评估它能否与机动指令生成器配合从而较好地完成计算机自动飞行仿真任务, 还需通过仿真来验证。这将是下一章的内容。

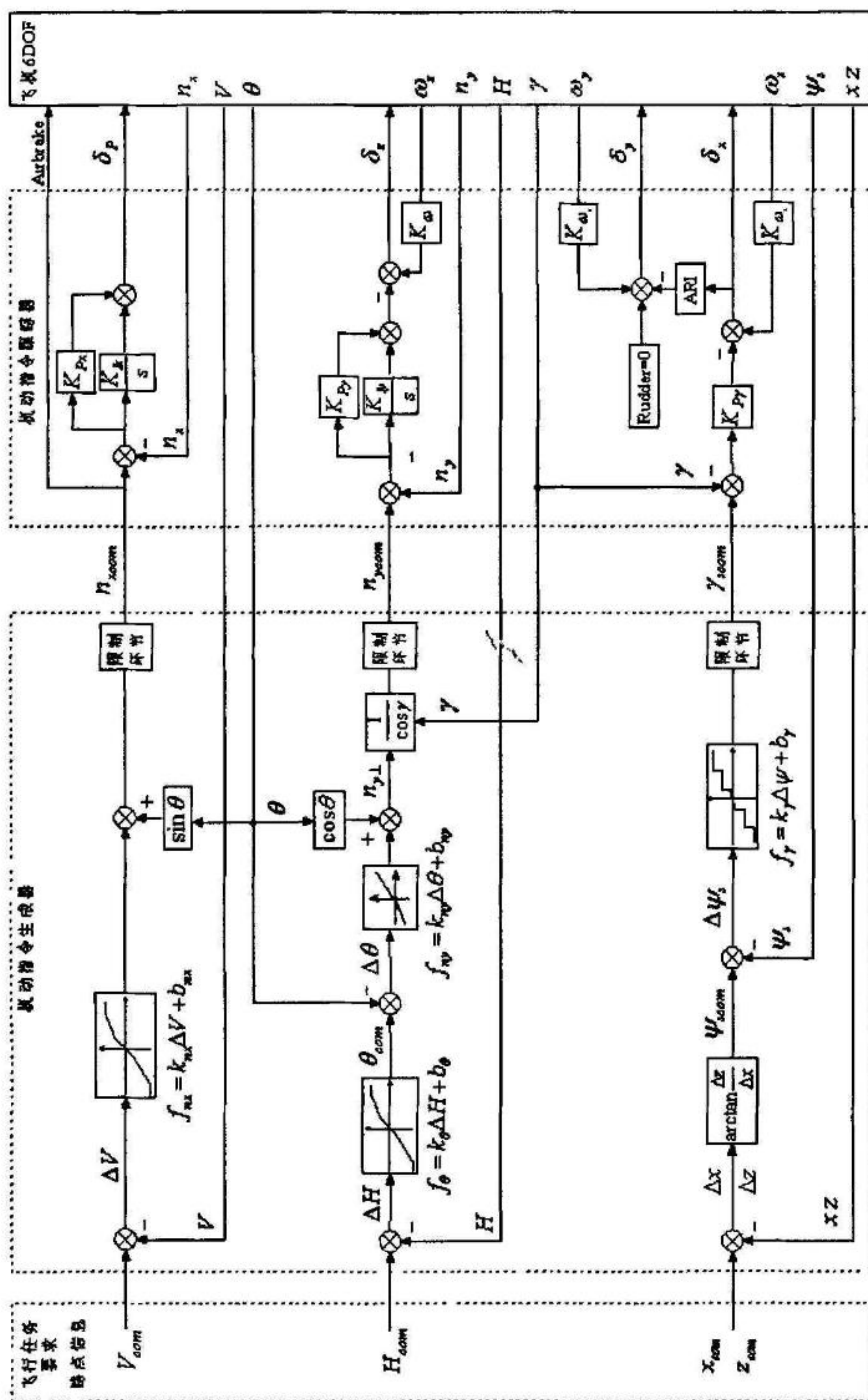


图 4-22 自动飞行仿真系统总体框架细化图 (航路飞行)

第5章 仿真与验证

前面几章对自动飞行仿真系统的总体框架,以及其中的机动指令生成器与机动指令跟踪器的原理与设计进行了介绍。接下来就需要通过仿真来验证自动飞行仿真系统的设计情况,评价它是否可以完成所需的仿真任务要求,以及完成情况的好坏。进而通过仿真验证对设计结果进行改进。下面就通过一些典型机动的仿真结果来验证自动飞行仿真系统的设计情况。

5.1 定直平飞

定直平飞运动是指飞机作等速水平直线飞行,它不能算作机动动作,但它是飞行中最典型、占据最大部分飞行时间的基本运动状态,它也是绝大多数机动飞行的基础,因为很多机动都需要以定直平飞开始或结束,或是中间需要做定直平飞运动。图 5-1—图 5-8 显示了飞机从初始的不平衡状态调整到在高度 $H=5000\text{m}$, $V=250\text{m/s}$ 定直平飞的过程。

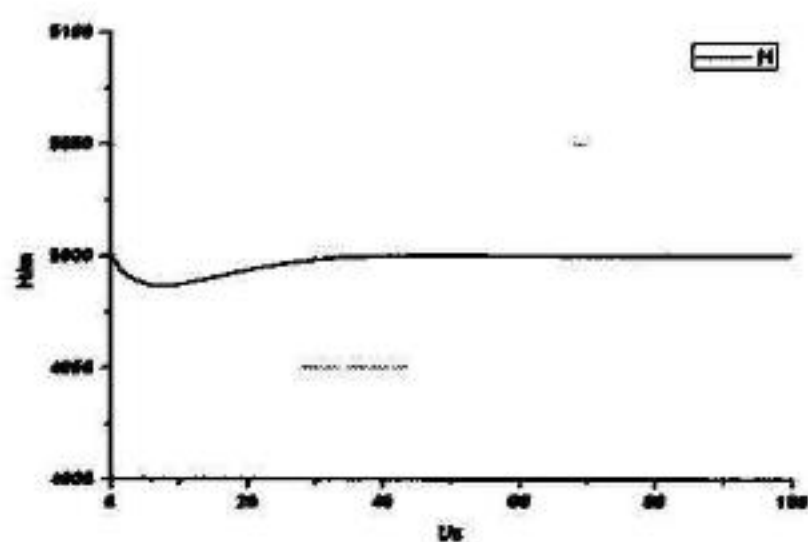


图 5-1 高度曲线

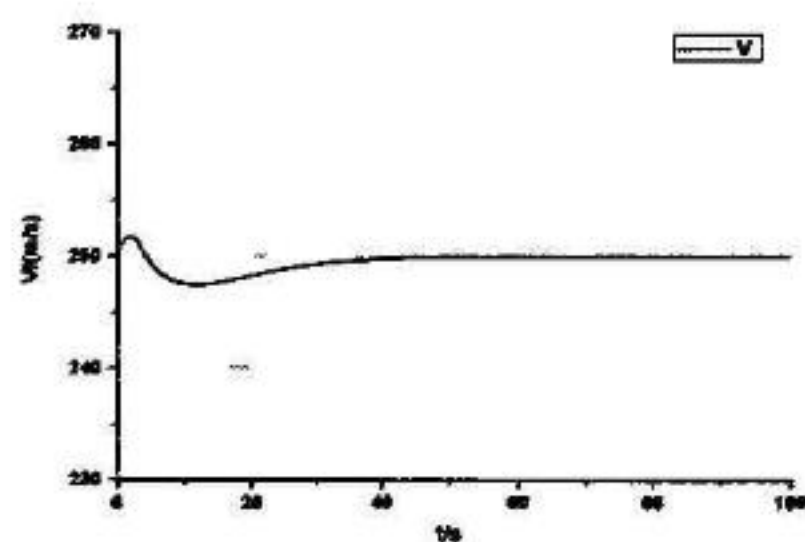


图 5-2 速度曲线

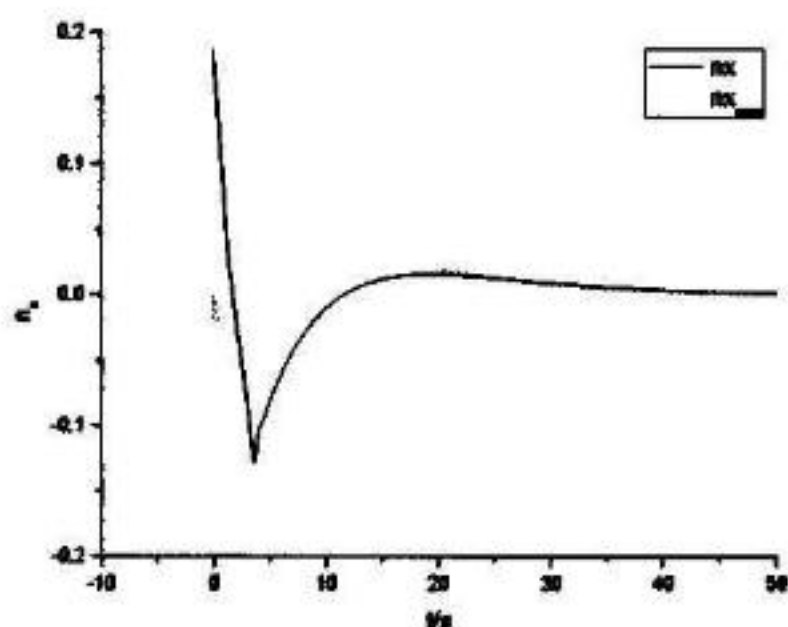


图 5-3 切向过载跟踪曲线

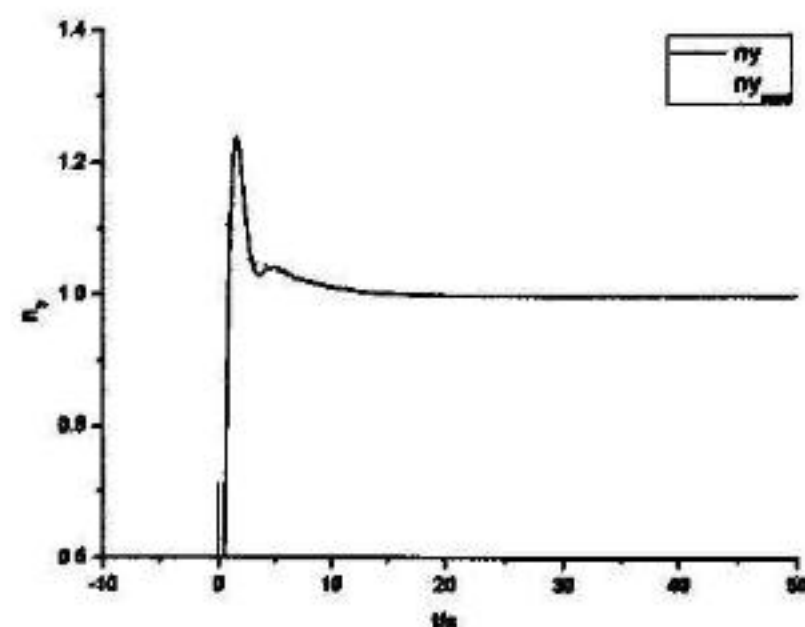


图 5-4 法向过载跟踪曲线

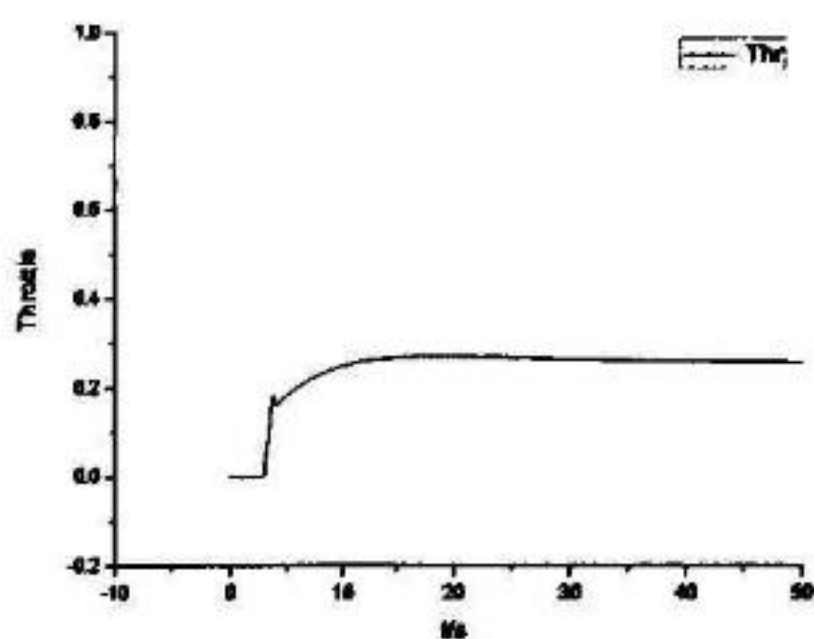


图 5-5 油门曲线

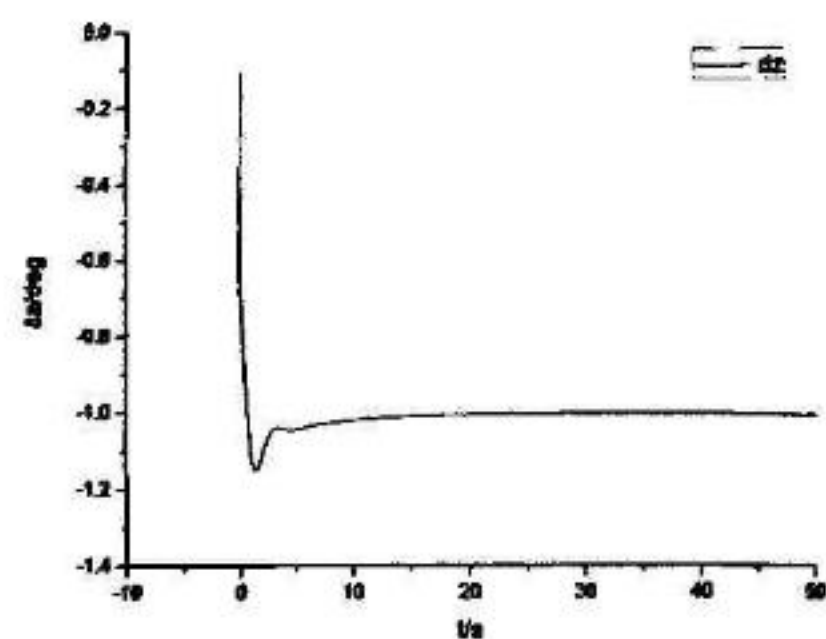


图 5-6 升降舵曲线

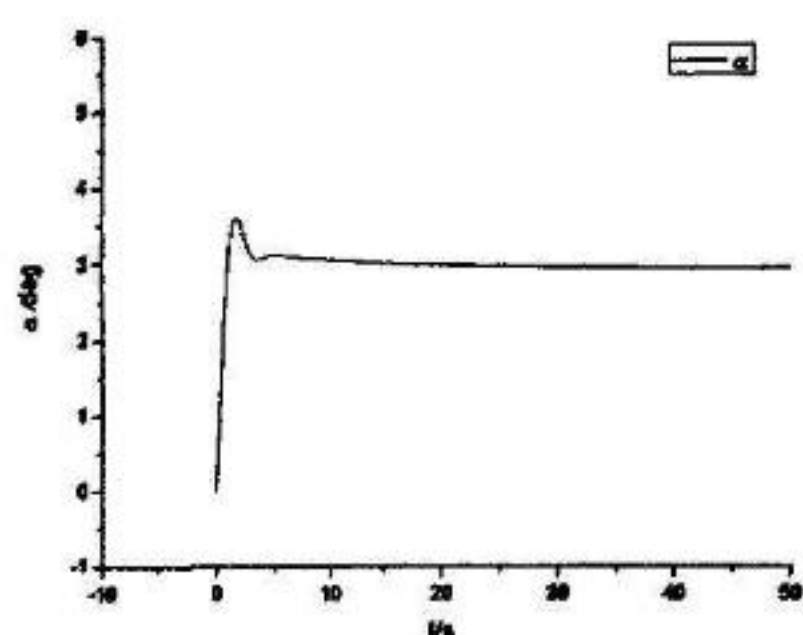


图 5-7 迎角曲线

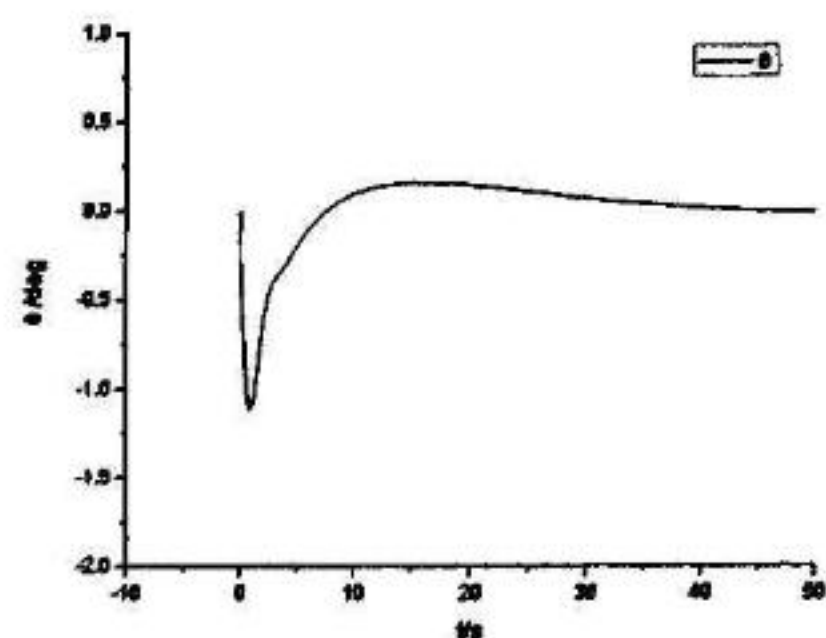


图 5-8 航迹倾斜角曲线

由于定直平飞时横侧向的参数都是 0，因此这里主要给出了一部分纵向参数。从图上可以看出，仿真初始时的升降舵和油门的值都是 0，而且初始迎角和俯仰姿态也是 0。仿真开始后，飞机迅速调整了升降舵偏角和油门位置，使飞机配平，然后调整到并保持应飞的速度和高度。飞机在该状态下定直平飞的配平油门位置 $\delta_p \approx 0.26$ ，配平升降舵偏角 $\delta_z \approx -1.0^\circ$ ，配平迎角 $\alpha \approx 3.0^\circ$ 。图 5-3 和图 5-4 是飞机切向过载 n_x 与法向过载 n_y 对指令信号 n_{xcom} 与 n_{ycom} 的跟踪情况，图中虚线是指令信号（以下同），可见它们在初始的扰动之后都很快的跟随了定直平飞的指令信号，即 $n_x \approx 0$ ， $n_y \approx 1$ 。图 5-8 是飞机的航迹倾斜角 θ 的曲线，它经过调整后达到了 0，即保持平飞状态。

5.2 平飞加减速机动

首先，我们来看平飞加速机动的仿真结果。图 5-9—图 5-16 给出的是飞机在 $H=5000\text{m}$ ，从 $V=200\text{m/s}$ 加速到 300m/s 的曲线。

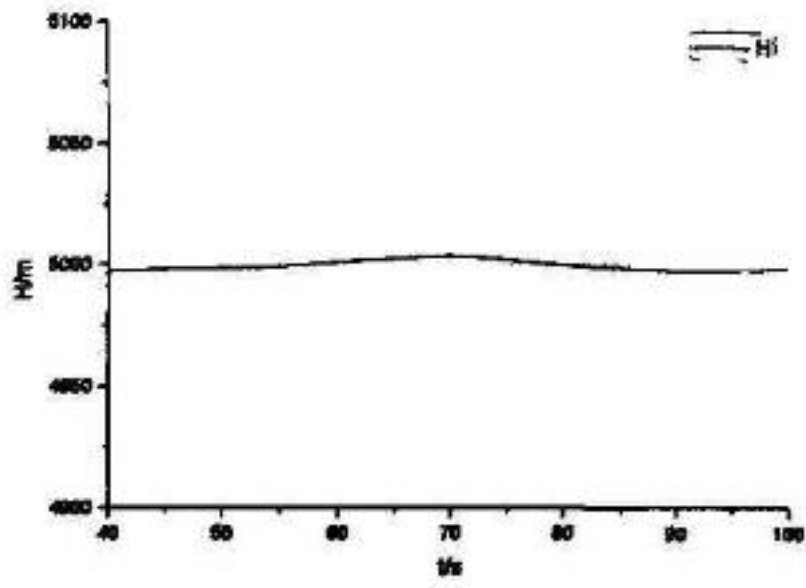


图 5-9 高度曲线

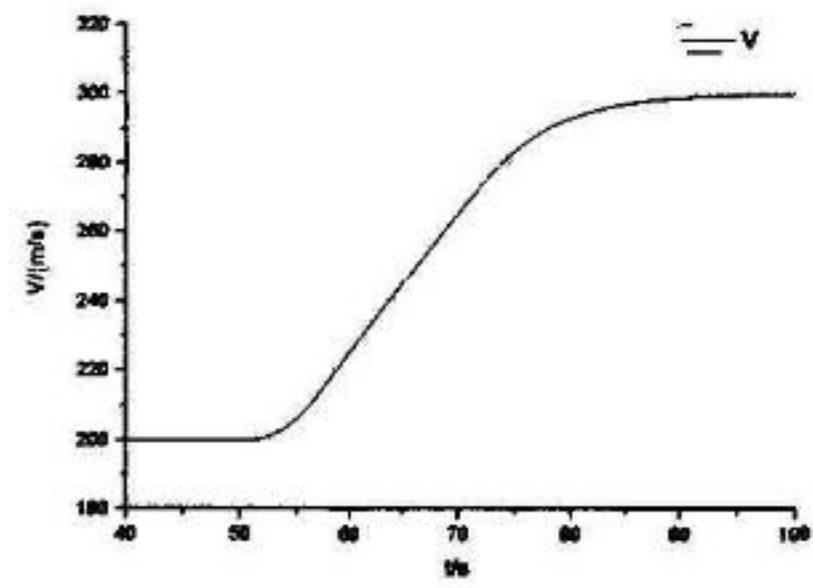


图 5-10 速度曲线

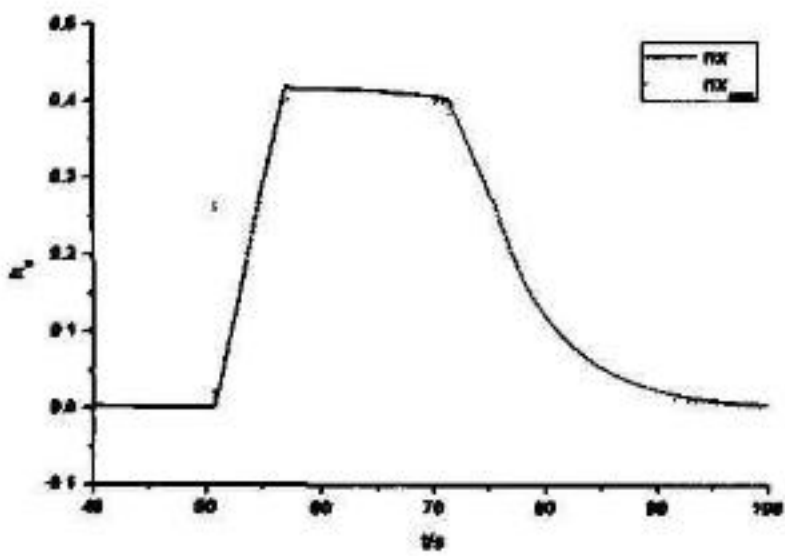


图 5-11 切向过载跟踪曲线

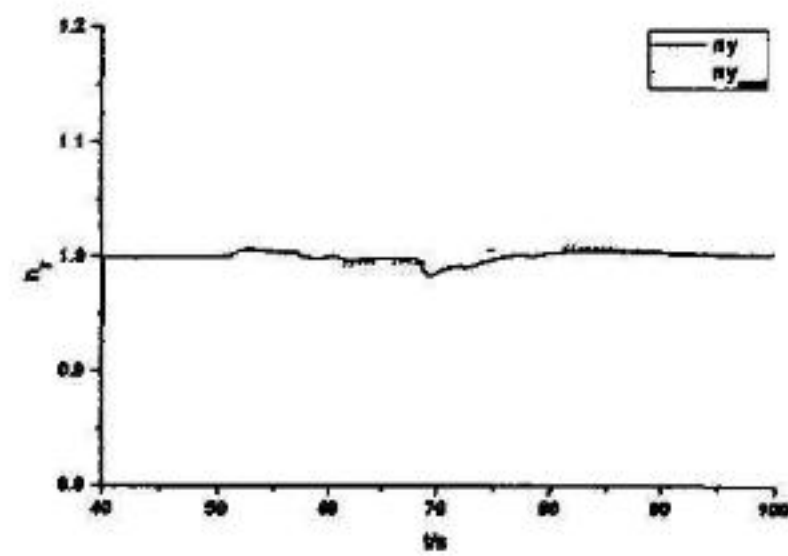


图 5-12 法向过载跟踪曲线

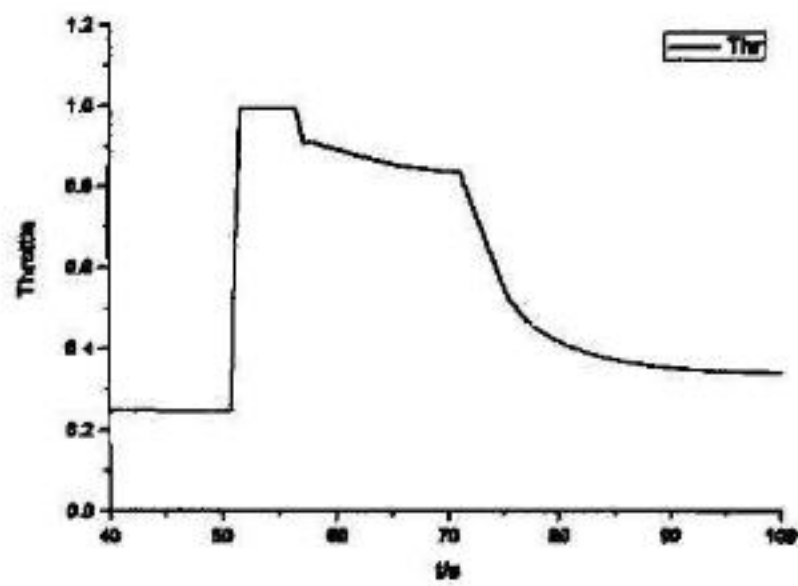


图 5-13 油门曲线

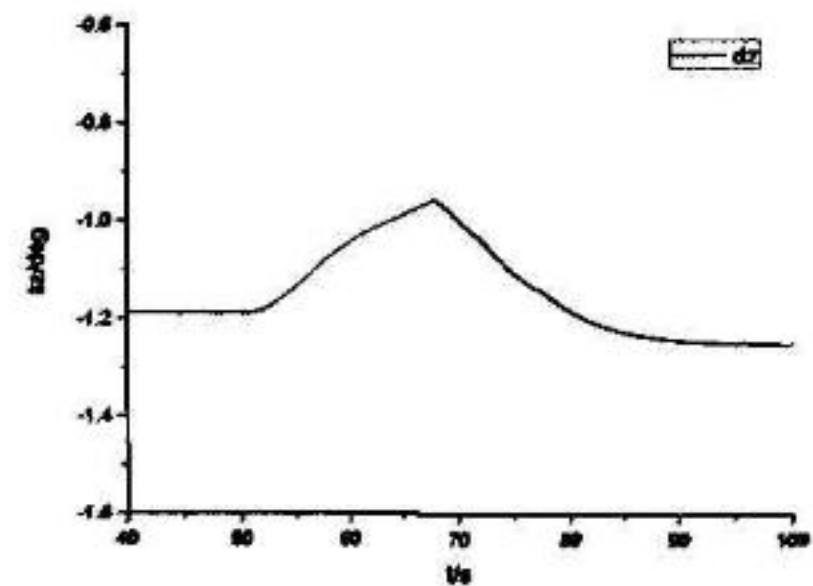


图 5-14 升降舵曲线

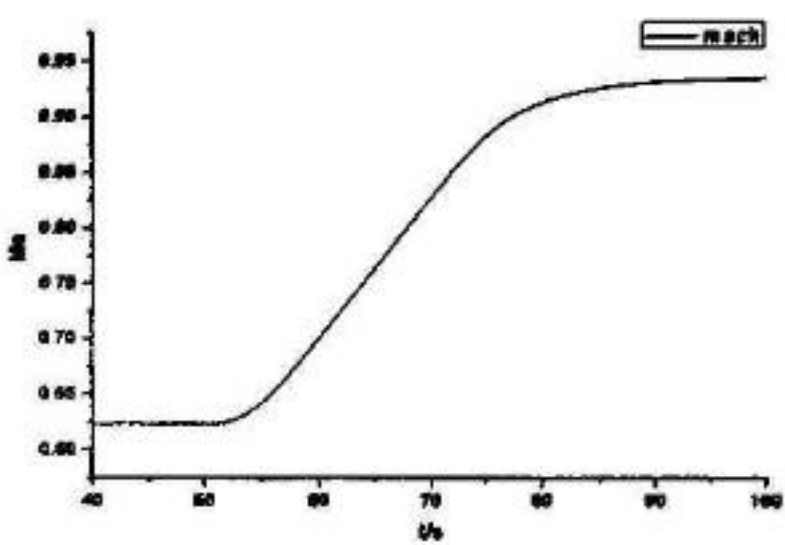


图 5-15 马赫数曲线

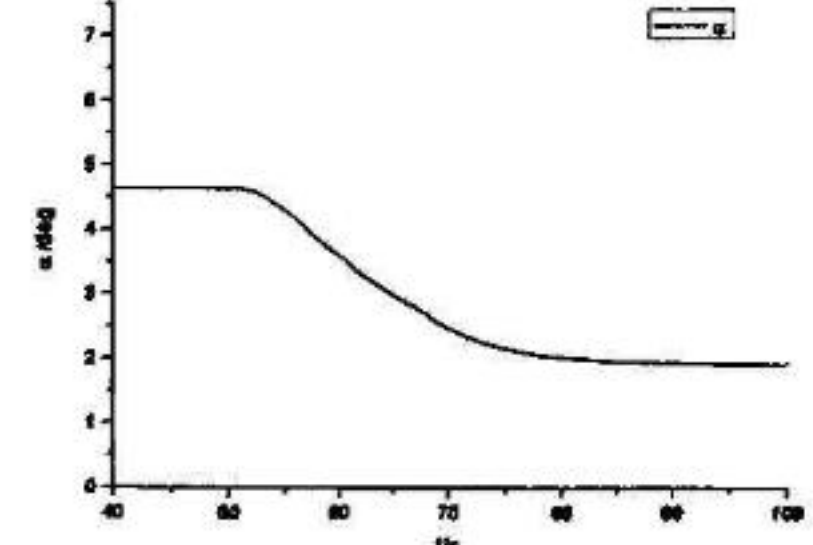


图 5-16 迎角曲线

可见,飞机先是保持定直平飞,在50秒之后开始加速,在90秒左右达到了要求的速度。加速过程开始采用较大的加速度(切向过载 n_x),在快达到要求速度时,逐渐减小切向过载,这种操纵比较合理,而且速度也较为准确地加速到了300m/s,在加速过程中高度变化不大。从图5-11可以看出, n_x 对指令 n_{xcom} 的跟踪较慢,但从图5-13上看,油门几乎与指令信号同时阶跃,这还是因为发动机推力变化需要一定的时间,这里用了大约6秒。图5-15和图5-16给出了加速过程中的马赫数和迎角曲线,可见随着速度增加,配平迎角减小,从大约 4.6° 减小到了 1.9° 。

图5-14还显示了升降舵偏角的变化,注意到,开始随着飞机速度增加,升降舵偏角值增加,即上偏角减小,这是为了减小配平迎角;但随着速度继续增加,舵偏值出现了转折,开始减小,即升降舵反而上偏角增大。舵偏值出现转折时所对应的速度是马赫数Ma0.8左右,即此时飞机进入跨音速阶段。这是跨音速飞行时的“反操纵”现象。

分析出现以上现象的原因:飞机在亚音速区飞行时,随着速度增加动压增加,为保持升力不变,需要减小升降舵上偏角从而减小配平迎角;但是飞机进入跨音速飞行后,局部气动特性的变化使全机焦点后移,使纵向力矩曲线出现静不稳定,因而在跨音速区升降舵平衡曲线出现“勺形”变化,此时增加速度时即要求升降舵上偏,这不符合驾驶员的操纵习惯,因此成为“反操纵”。为了更清楚的说明这个问题,图5-17和图5-18给出了飞机在 $H=5000\text{m}$ 从 $V=120\text{m/s}$ 加速到 400m/s (即从亚音速加速到超音速)的升降舵随时间变化曲线和升降舵平衡曲线(δ_z 随 V 变化曲线),从图上我们可以很明显地看见跨音速区的“勺形”特点。由此可见,本文设计的自动飞行仿真系统很好的解决了跨音速区飞行的“反操纵”问题。

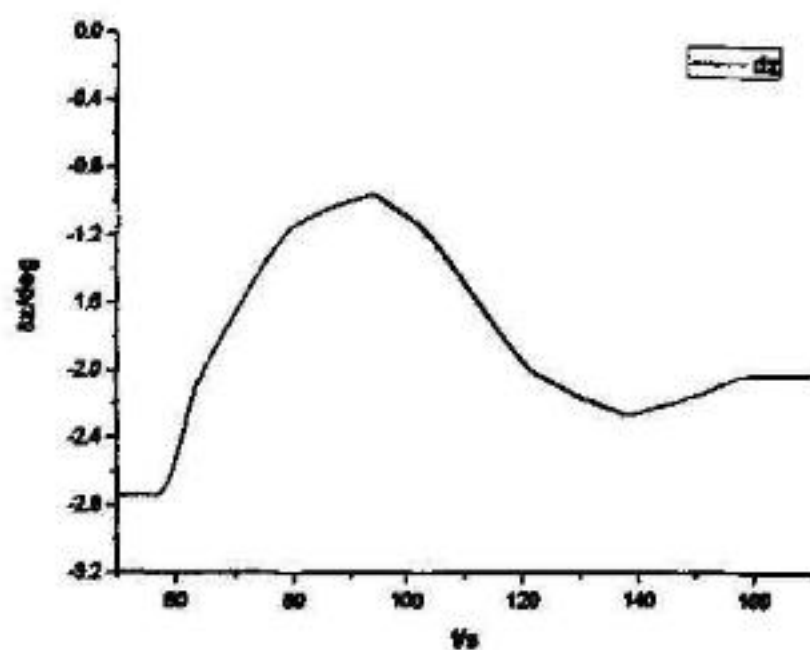


图 5-17 升降舵曲线

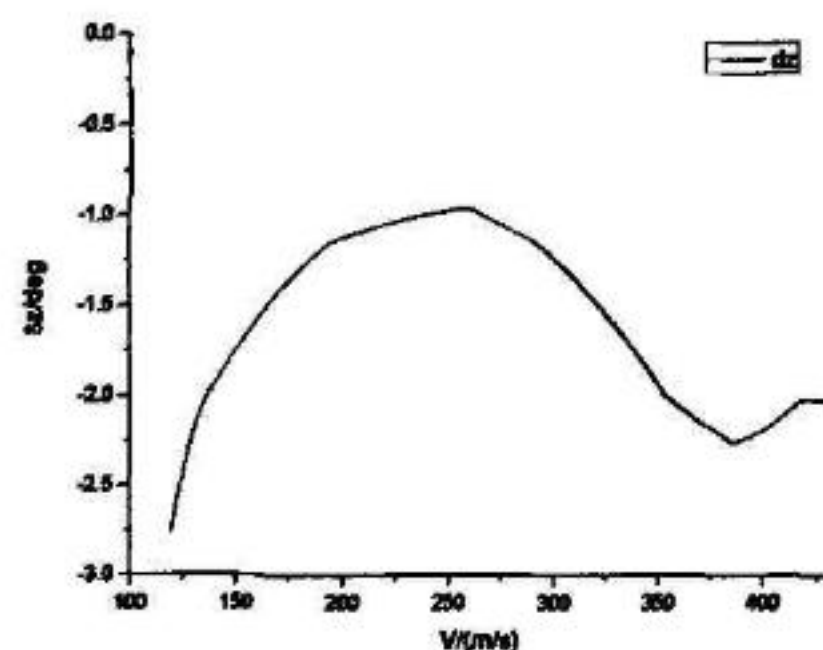


图 5-18 升降舵平衡曲线

接下来,再看平飞减速机动的结果。图5-19—图5-26给出的是飞机在 $H=5000\text{m}$,从 $V=350\text{m/s}$ 减速到 250m/s 的曲线。

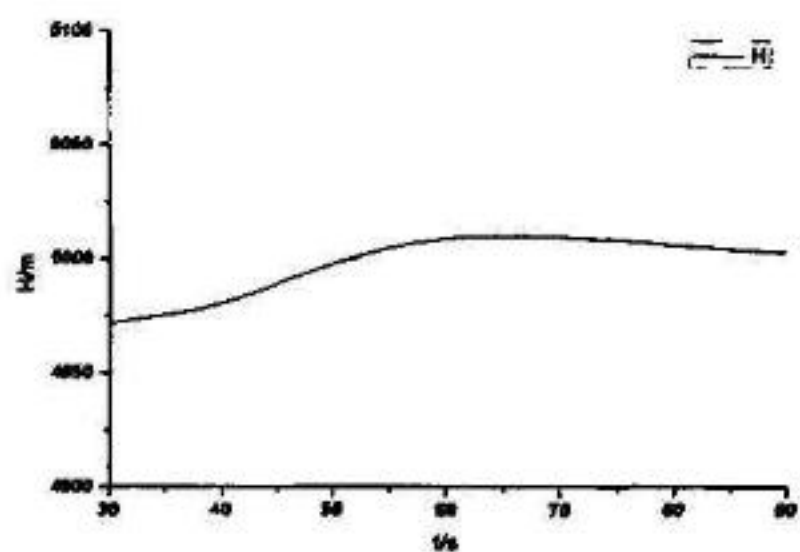


图 5-19 高度曲线

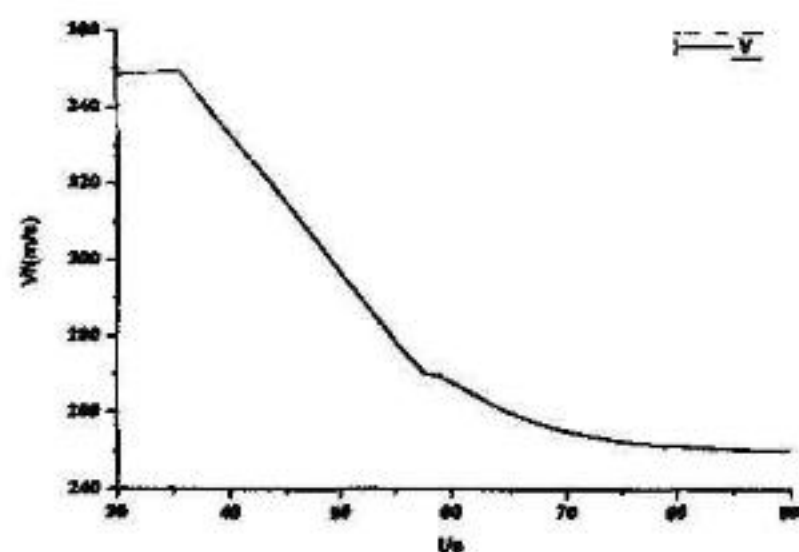


图 5-20 速度曲线

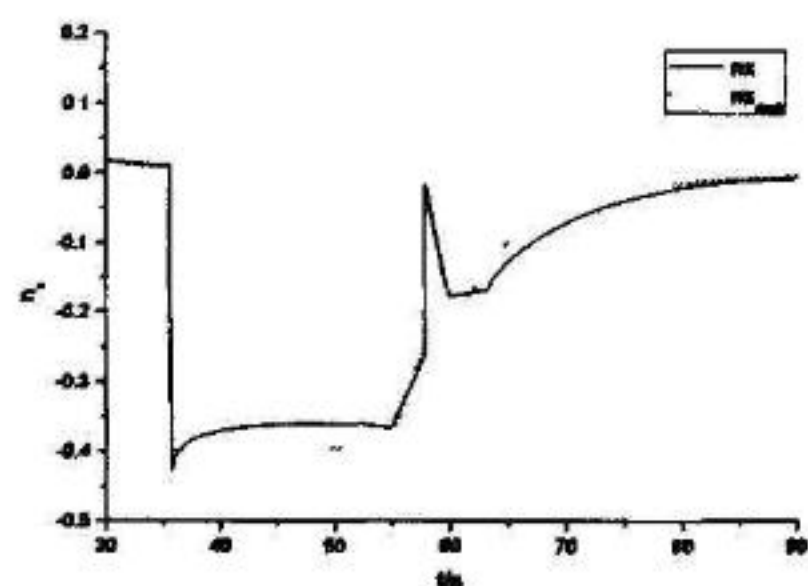


图 5-21 切向过载跟踪曲线

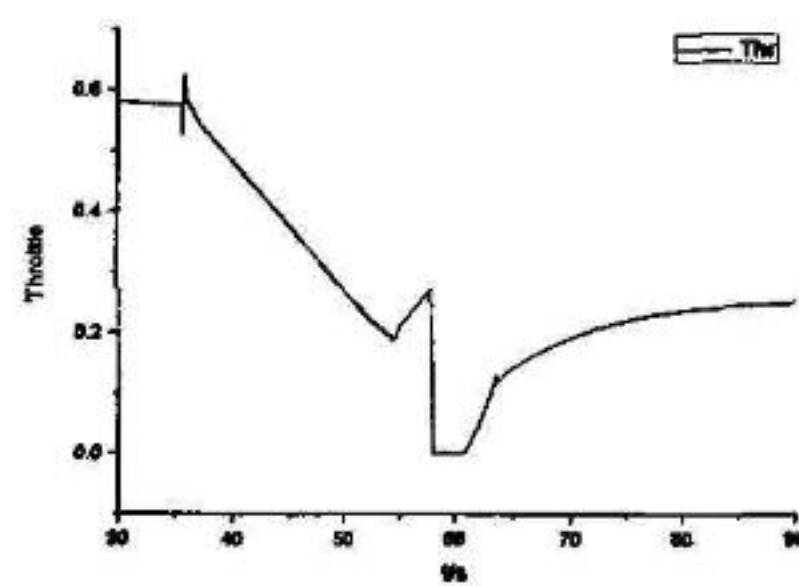


图 5-22 油门曲线

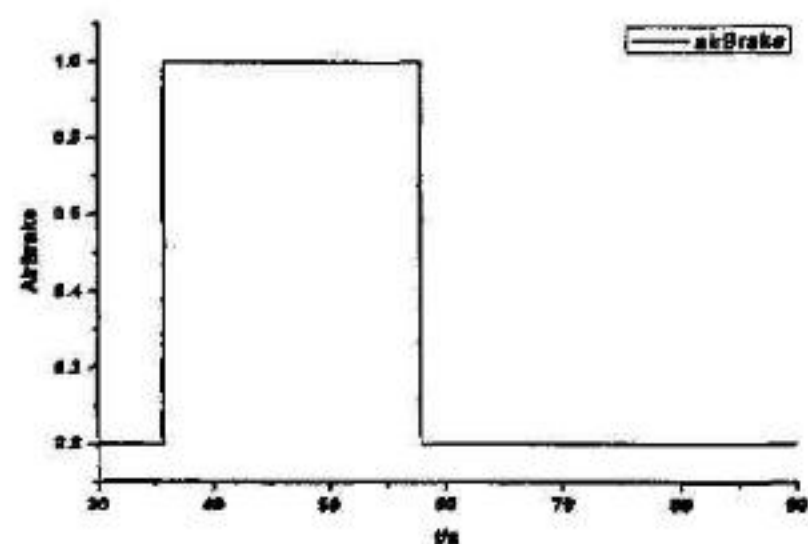


图 5-23 减速板曲线

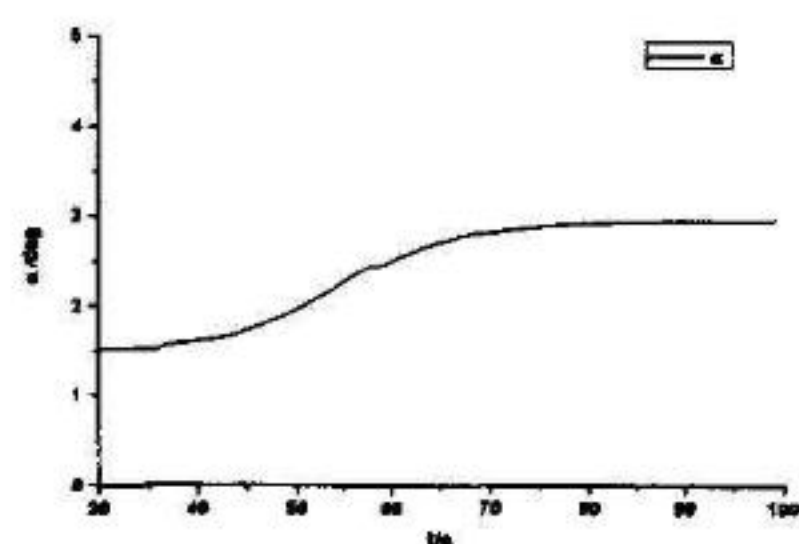


图 5-24 迎角曲线

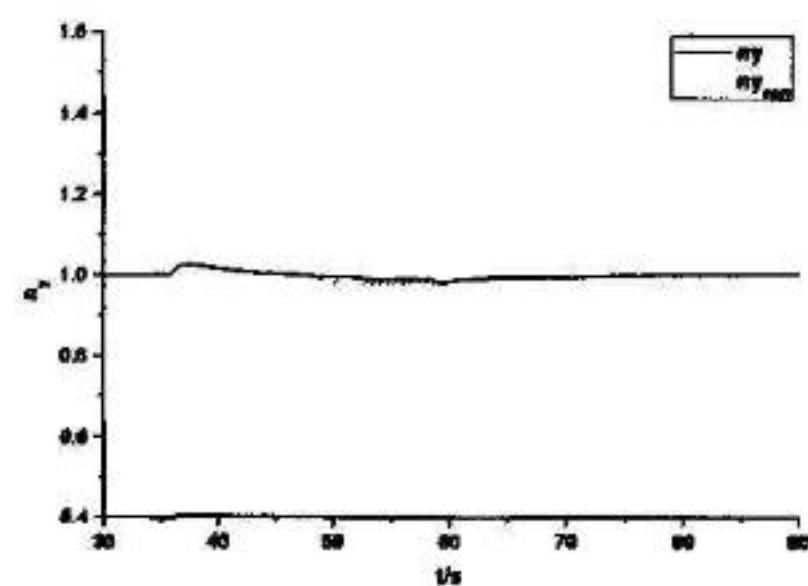


图 5-25 法向过载曲线

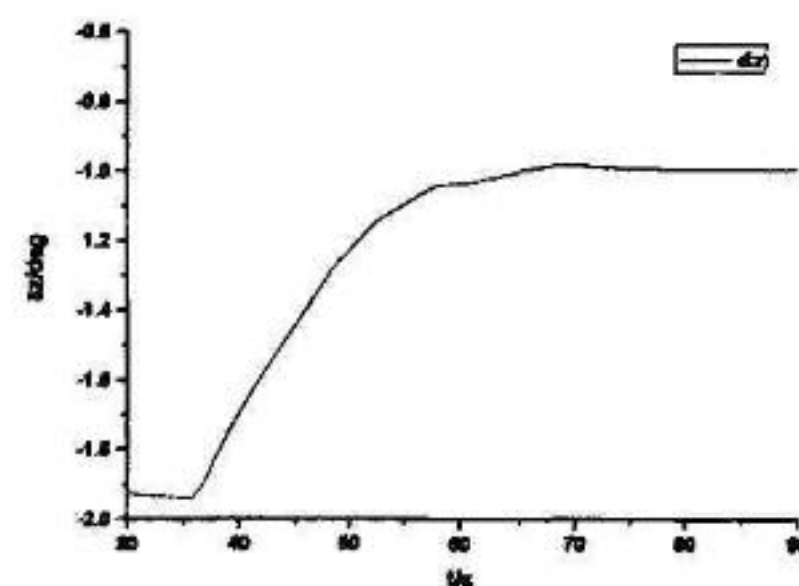


图 5-26 升降舵曲线

可见减速过程开始时采用的减速度（负的切向过载）较大，而快接近要求速度时减速度就逐渐减小，减速过程比较合理，速度也较为准确地加速到了250m/s，过程中高度变化不大。切向过载 n_x 和油门曲线（图5-21和图5-22）有时产生突变，曲线不光滑，这是因为有减速板的打开或收拢状态导致切向过载短时间产生较大的变化，对切向过载指令 n_{xcom} 跟踪情况还是较好的。减速板状态曲线如图5-23所示，减速板在要求的减速度（负的切向过载）较大时开启。图5-24是迎角曲线，随着飞机速度减小配平迎角逐渐增大。图5-26是升降舵曲线，由于减速过程发生在跨音速区，升降舵反操纵，因此随着速度减小升降舵上偏角反而减小。

5.3 跃升与俯冲机动

首先来看跃升机动的结果，飞机保持速度 $V=250\text{m/s}$ ，从高度 $H=5000\text{m}$ 跃升到8000m，如图5-27—图5-34所示：

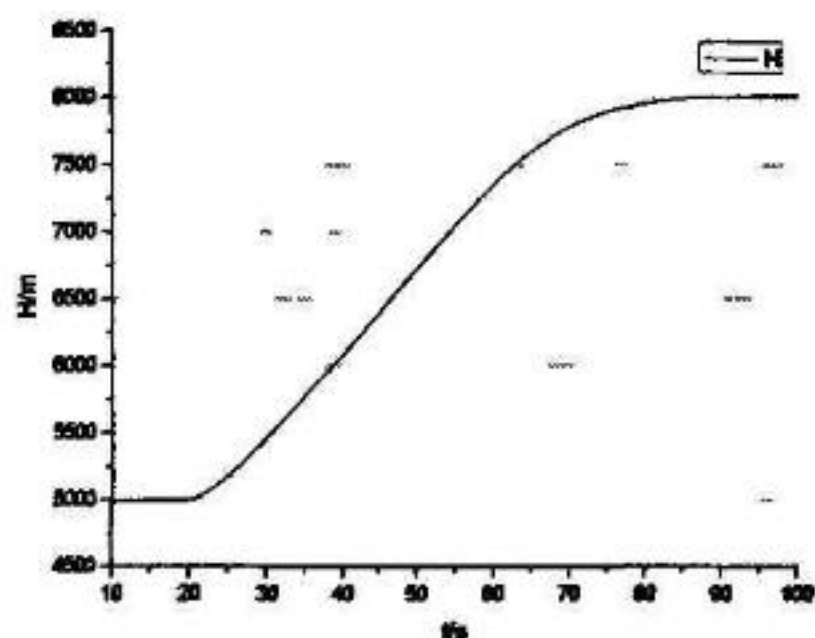


图 5-27 高度曲线

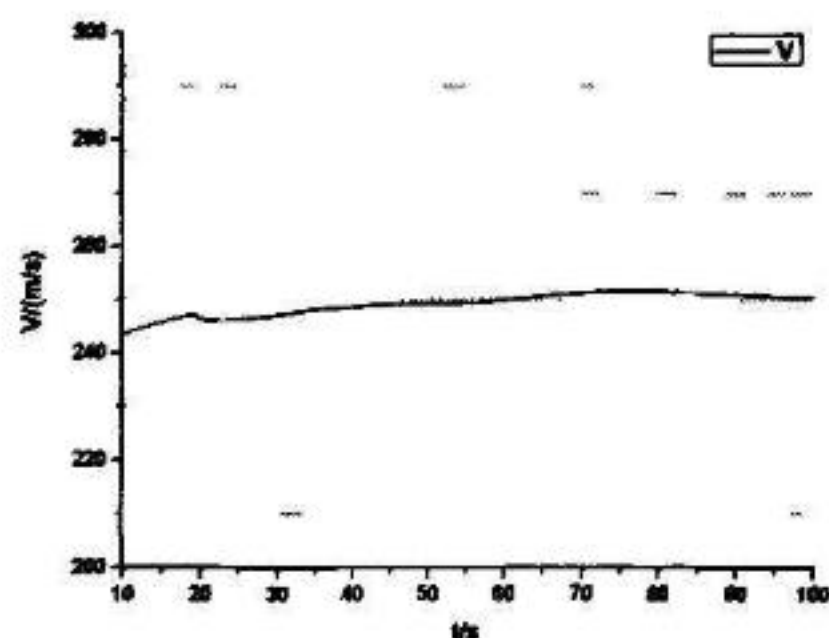


图 5-28 速度曲线

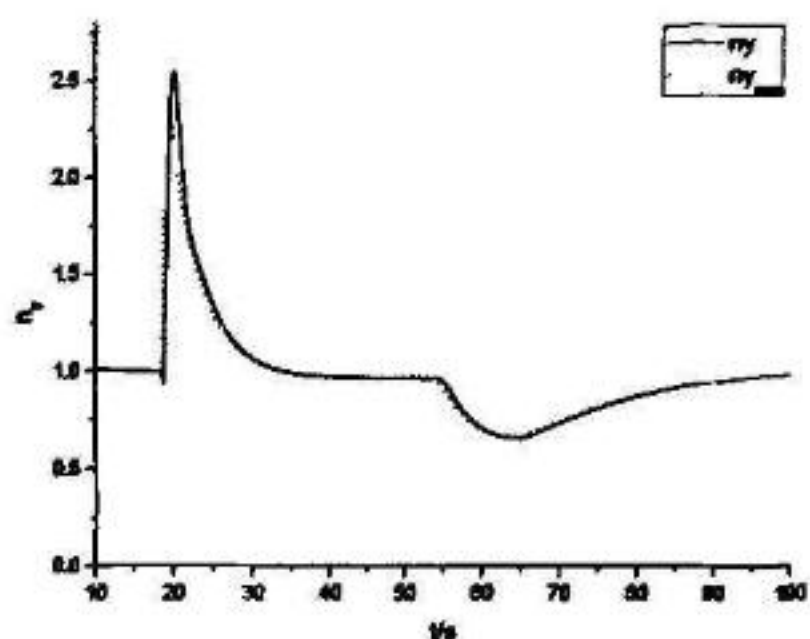


图 5-29 法向过载跟踪曲线

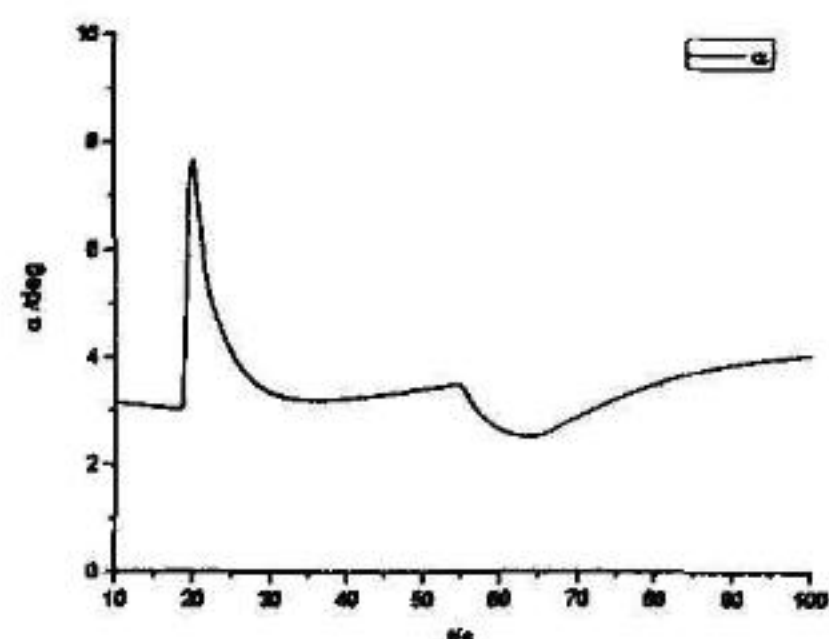


图 5-30 迎角曲线

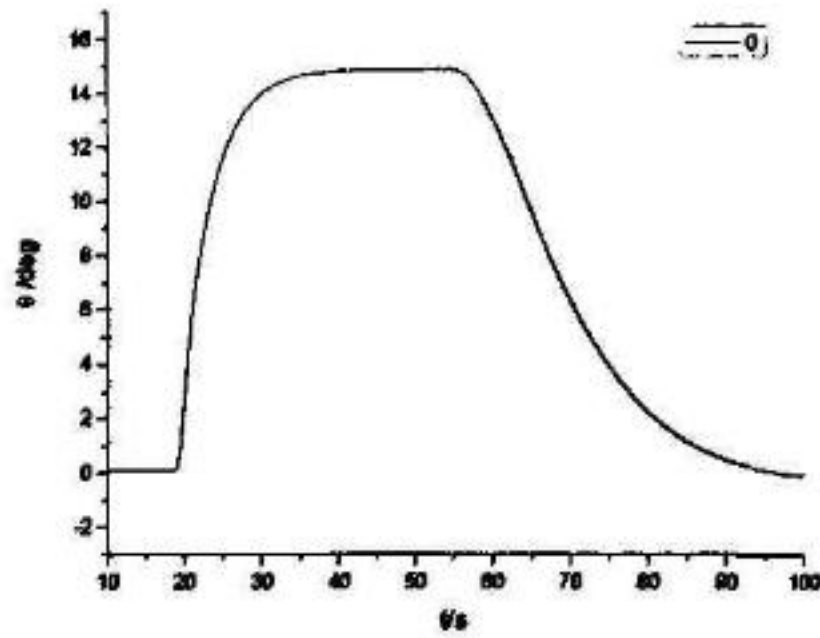


图 5-31 航迹倾斜角曲线

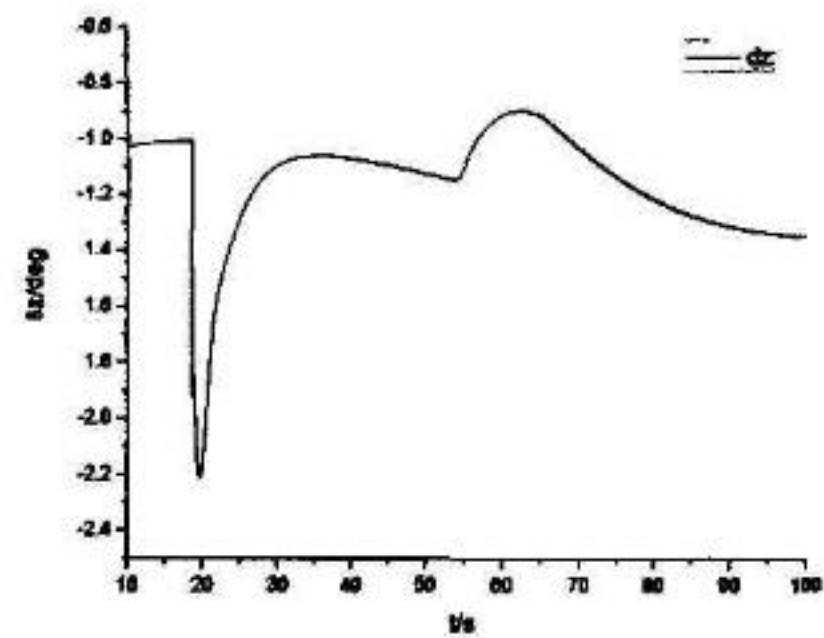


图 5-32 升降舵曲线

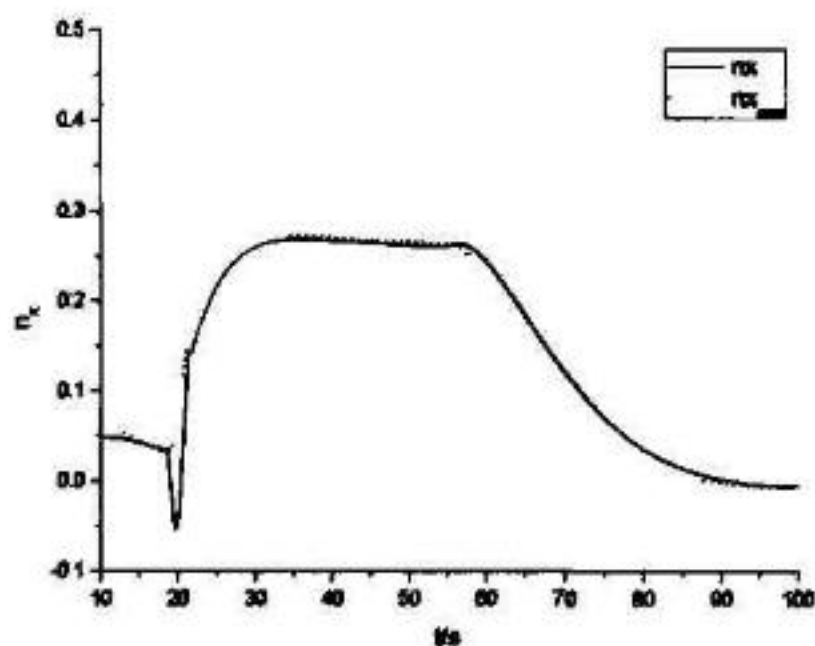


图 5-33 切向过载跟踪曲线

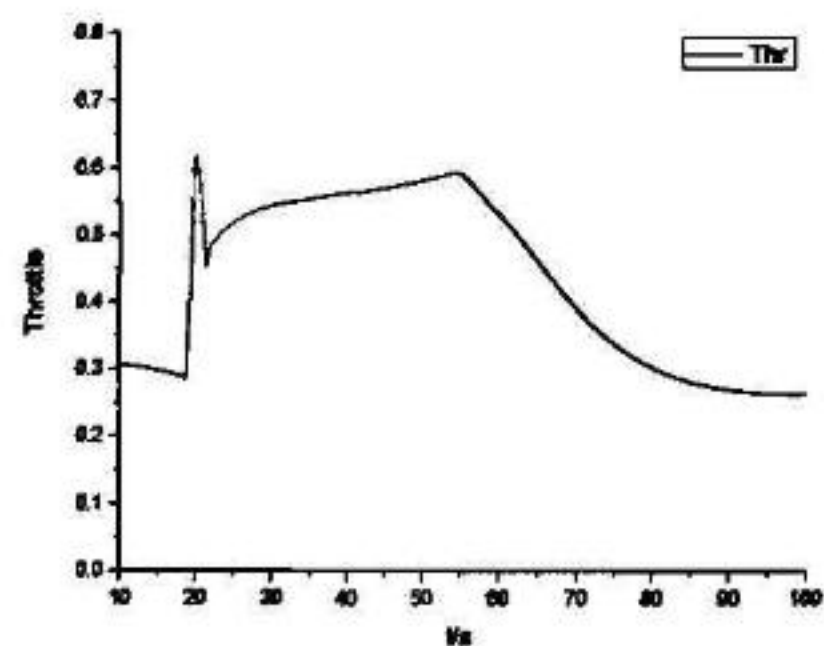


图 5-34 油门曲线

从高度变化曲线上可以看出,结果存在较为明显的:拉起、直线爬升、改平3个阶段,因此它体现出了跃升机动的过程特点,跃升过程较为合理,高度也较为准确地达到了8000m,过程中速度变化不大。图5-29所示是飞机法向过载 n_y 对法向过载指令 n_{ycom} 的跟踪情况,可见拉起阶段的 n_{ycom} 指令信号(图中虚线)呈现脉冲信号的特点,而飞机法向过载的响应值对指令跟踪较好,跟踪延迟时间不到1.5秒,略有超调量,做到了稳定、快速、准确地跟踪指令。图5-31所示是航迹倾斜角曲线,可见飞机先是拉起并保持航迹倾斜角 $\theta \approx 15^\circ$ 的等速直线爬升,在接近要求高度时, θ 逐渐减小,最终回到 $\theta = 0$ 平飞状态。最后,从图5-33和图5-34的切向过载和油门曲线可以看出,为了使飞机在爬升时保持速度,油门进行了协调操纵,对切向过载指令的跟踪也较好,跟踪延迟时间在1.5秒左右。

下面再来看俯冲机动的结果,这里给出两种俯冲机动:一种是直接推杆进入俯冲,另一种是带 180° 坡度进入俯冲。

先看直接推杆进行俯冲的结果,选取的任务指令为飞机在 $H=7000\text{m}$, $V=250\text{m/s}$,俯冲到 $H=5000\text{m}$, $V=300\text{m/s}$,结果如下:

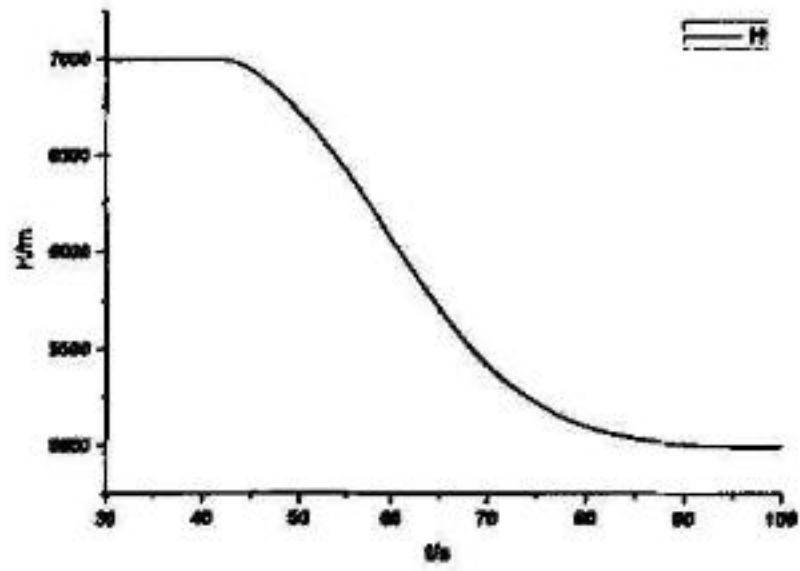


图 5-35 高度曲线

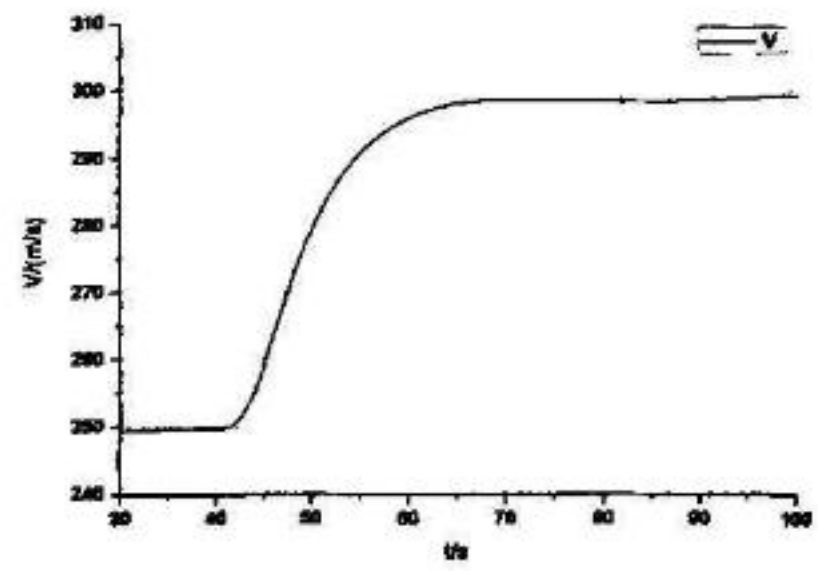


图 5-36 速度曲线

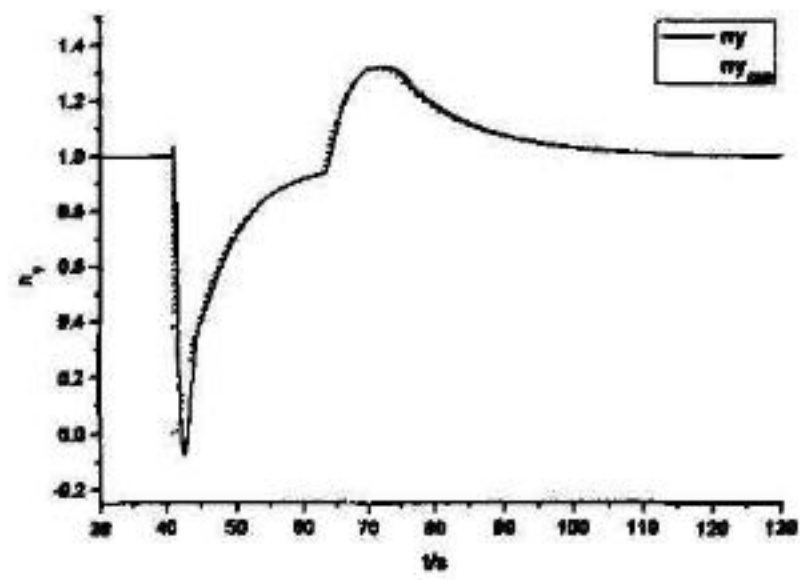


图 5-37 法向过载跟踪曲线

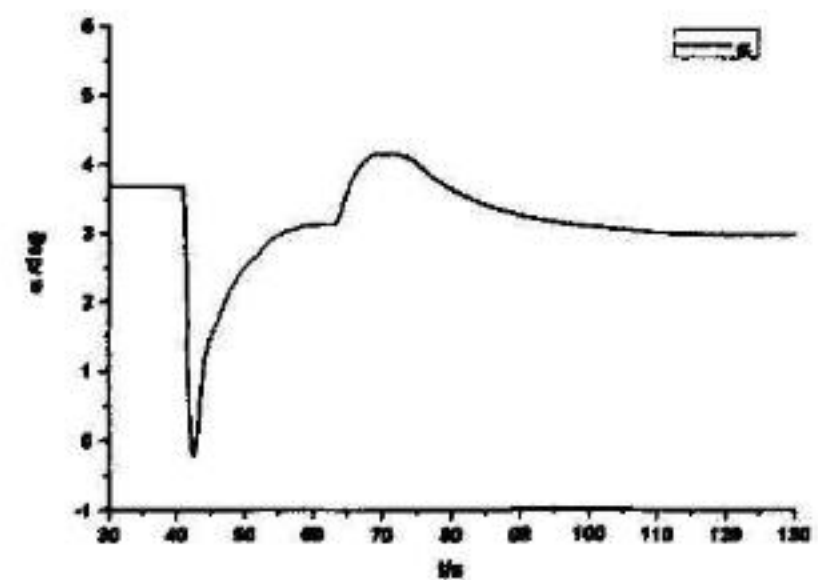


图 5-38 迎角曲线

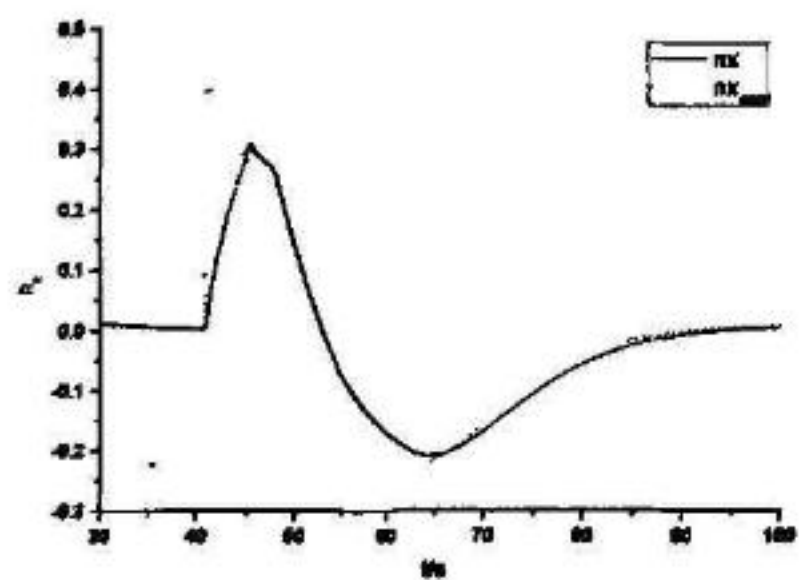


图 5-39 切向过载跟踪曲线

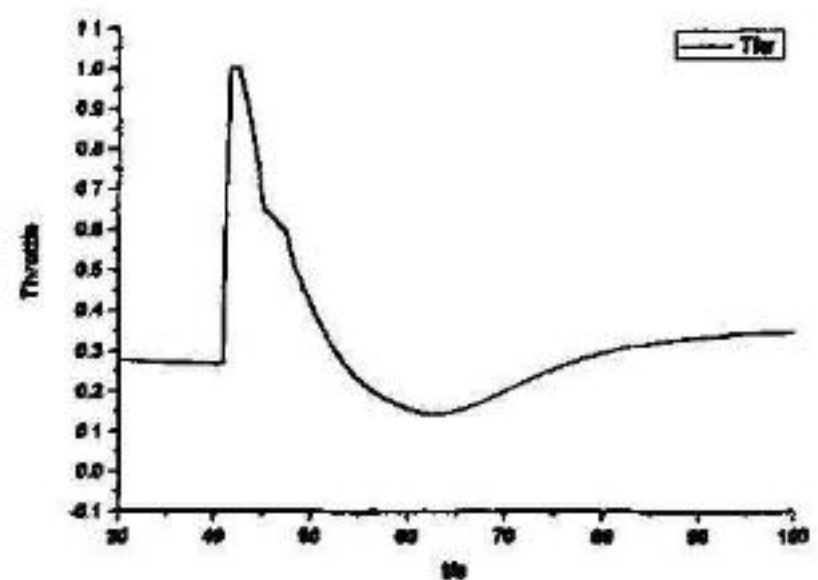


图 5-40 油门曲线

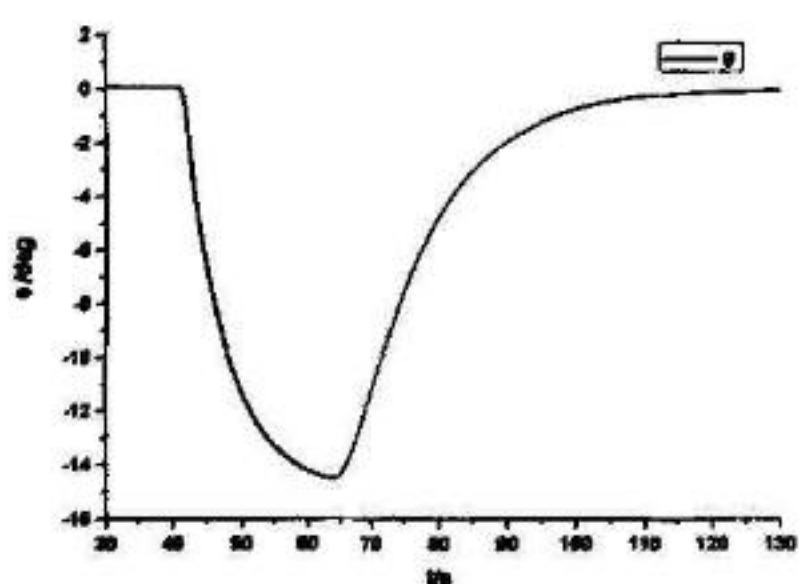


图 5-41 航迹倾斜角曲线

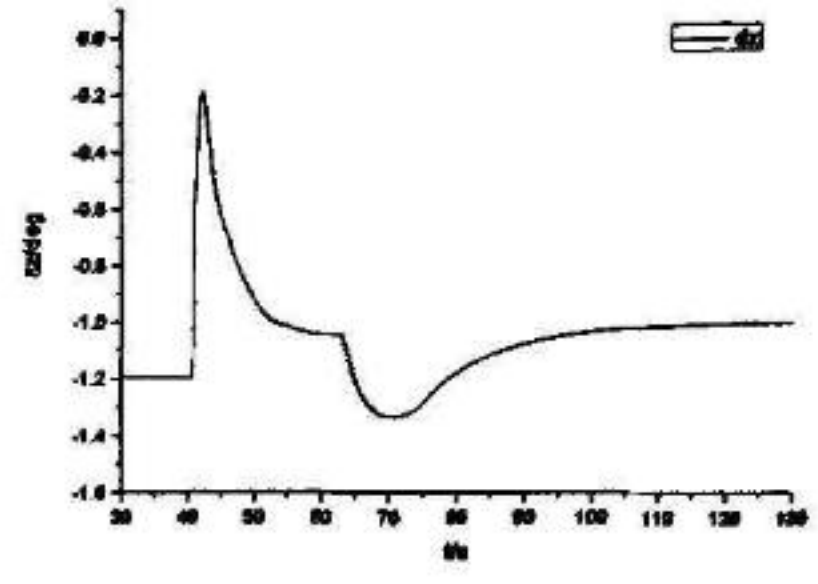


图 5-42 升降舵曲线

可见俯冲过程与跃升过程较相似,只是俯冲过程中所用的负向法向过载增量较小些,跃升时 Δn_y 约1.5左右,而俯冲时 Δn_y 大约为-1左右。因此直接推杆进入俯冲在进入阶段所能提供的向心力较小,这种俯冲在要求下降高度不太大的情况下较为适用。俯冲过程中航迹倾斜角 θ 也达到了 -15° 左右。俯冲过程较为合理,高度较为准确地达到了5000m,速度也达到了300m/s。

下面再按照同样的任务指令给出带 180° 坡度进入俯冲的仿真结果:

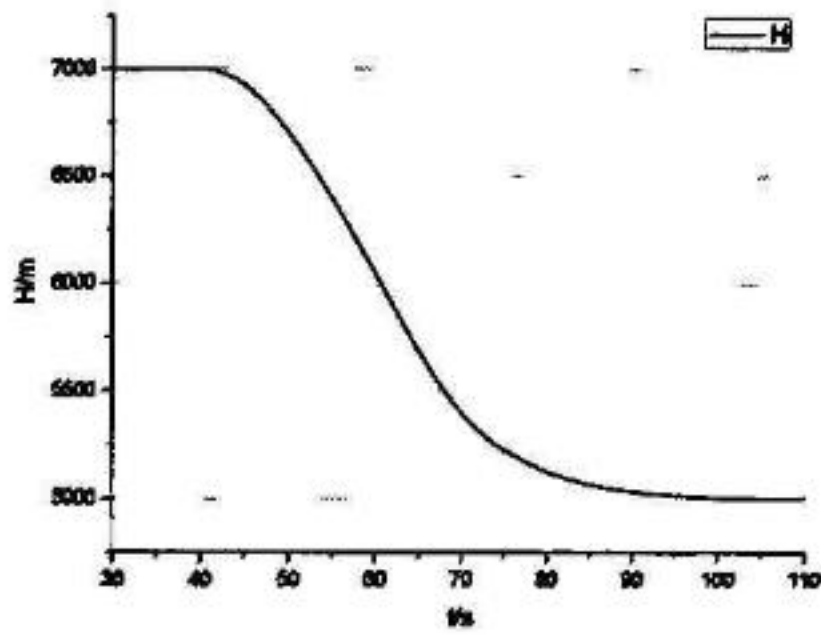


图 5-43 高度曲线

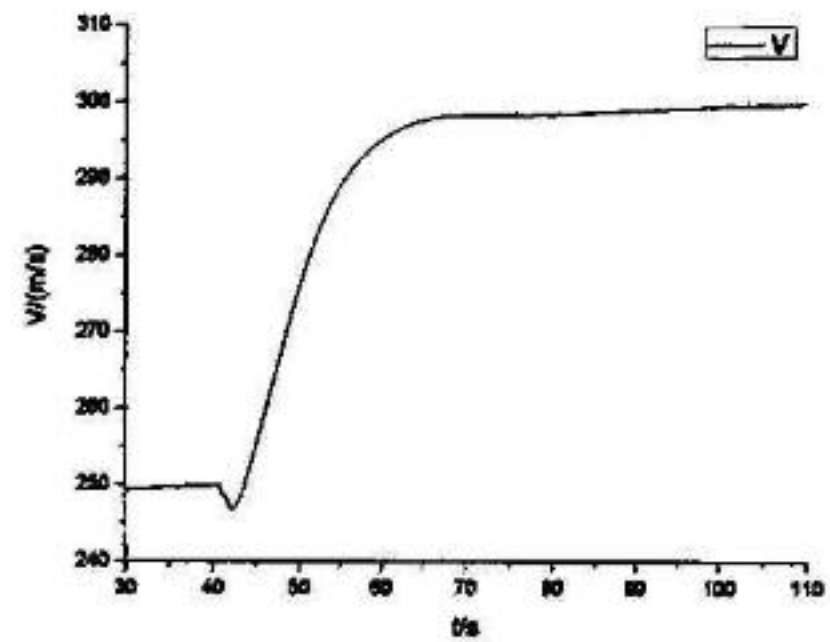


图 5-44 速度曲线

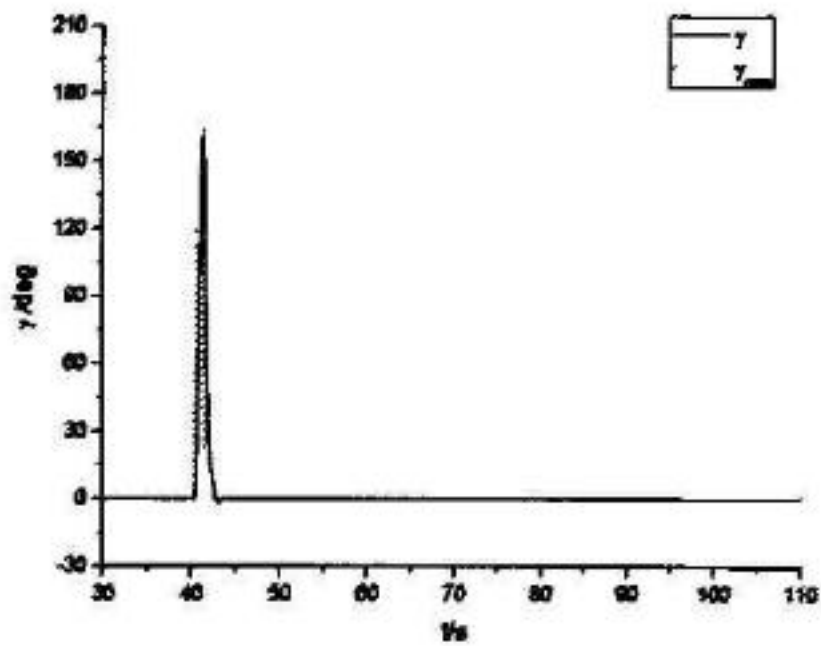


图 5-45 滚转角跟踪曲线

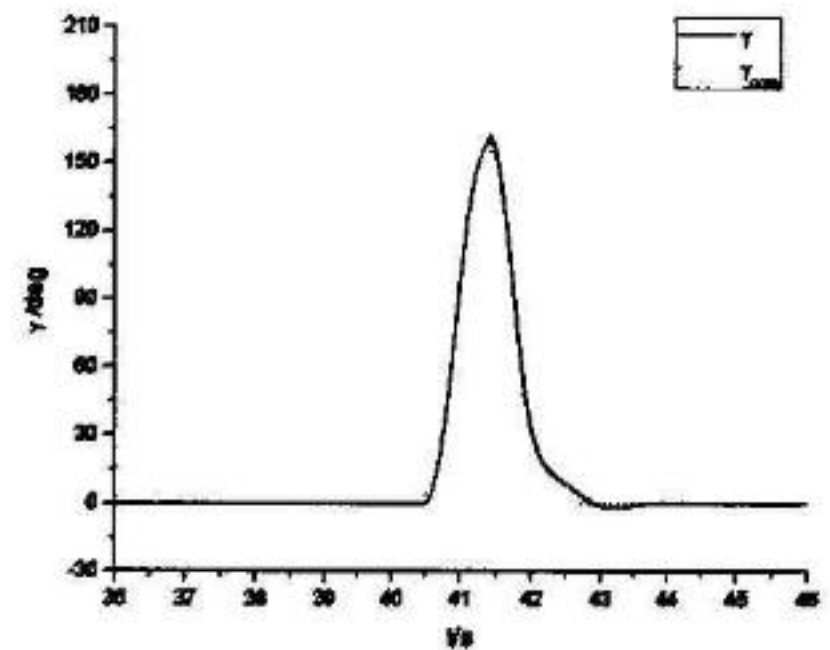


图 5-46 滚转角跟踪放大图

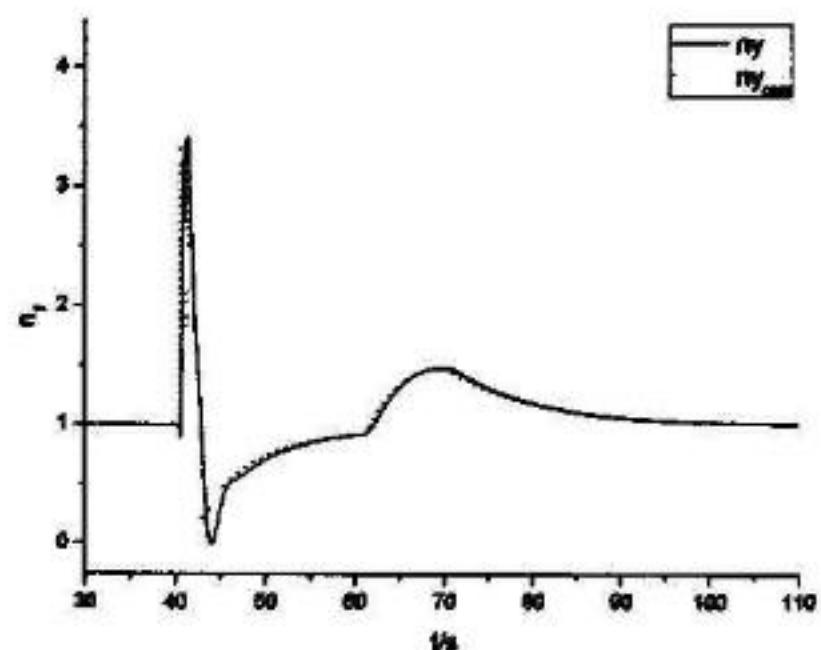


图 5-47 法向过载跟踪曲线

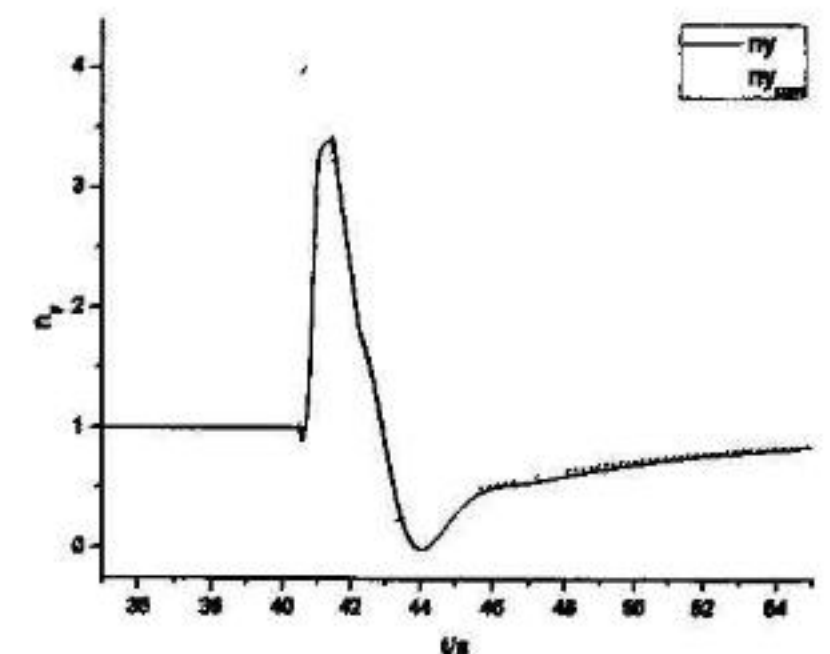


图 5-48 法向过载跟踪放大图

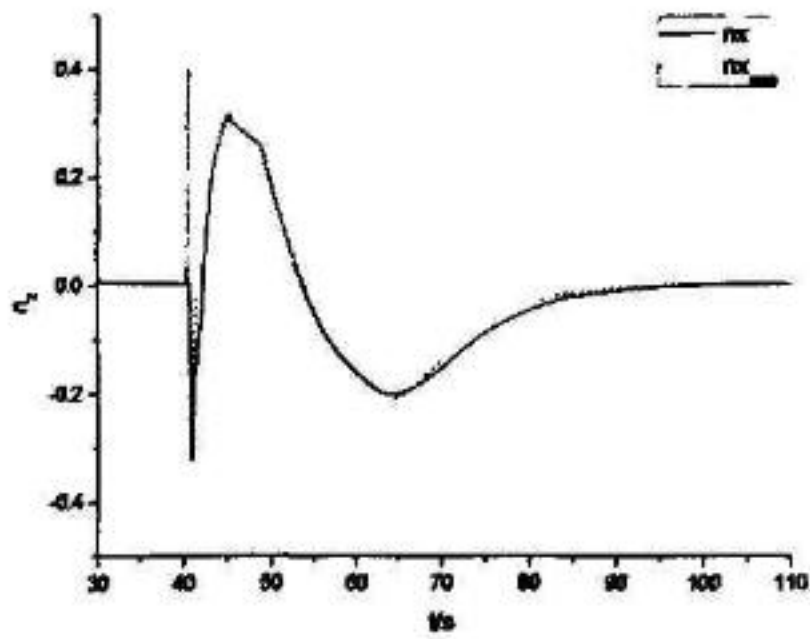


图 5-49 切向过载跟踪曲线

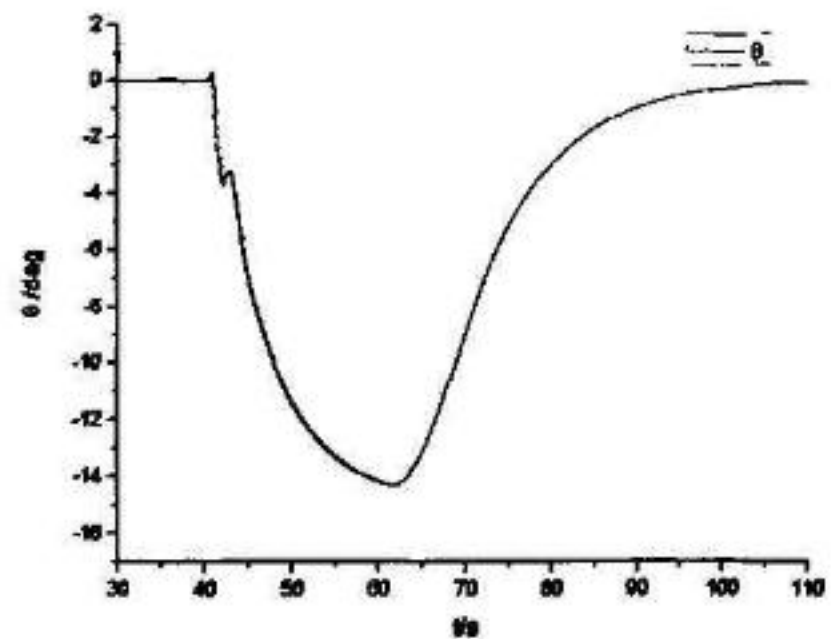


图 5-50 航迹倾斜角曲线

由以上结果可以看出,带 180° 坡度进入俯冲使得进入段的高度变化更加圆滑。如图 5-52 和图 5-54 所示,在大约 40 秒时飞机进行了 180° 的滚转,并在此时给出正向法向过载指令,图 5-53 和图 5-55 是对 40 秒左右瞬间的局部放大,可见,滚转角指令阶跃到 180° ,法向过载指令阶跃到 4,由于滚转过程比较快,都只持续了 1 秒左右,使飞机获得了一定的向心力和航迹倾斜角后,又改回了正飞。在俯冲过程中航迹倾斜角 θ 也达到了 -15° 左右。

5.4 水平转弯机动

水平转弯机动控制起来相对复杂一些,它需要 3 个通道的协调操纵来完成。下面先给出最典型的 180° 水平转弯的结果:任务指令要求飞机在 $H=5000\text{m}$, $V=250\text{m/s}$,以 60° 滚转角向右进行 180° 转弯,如图 5-51—图 5-64 所示:

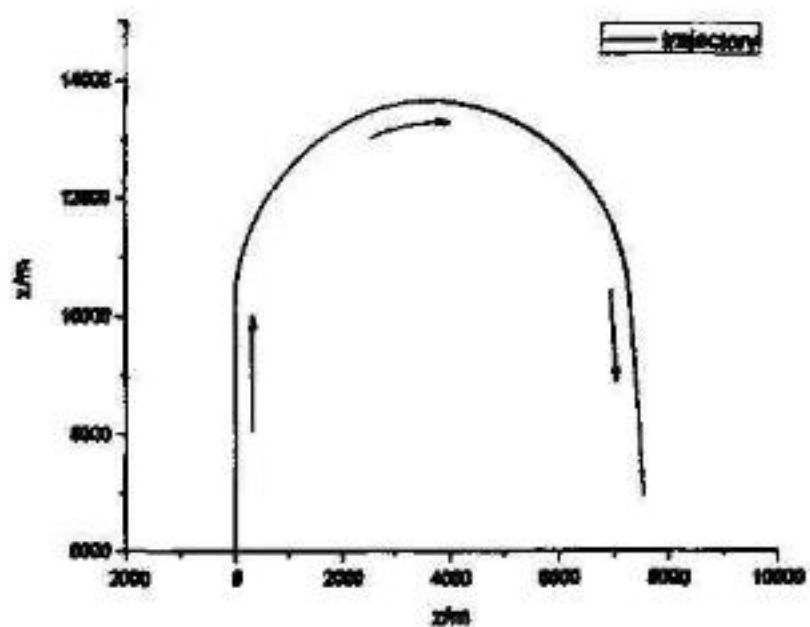


图 5-51 平面航迹图

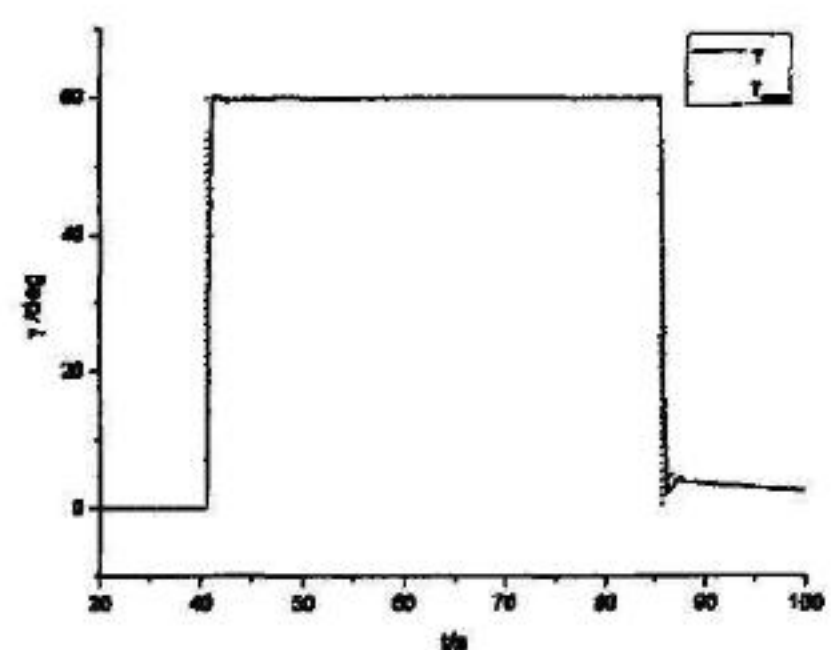


图 5-52 滚转角跟踪曲线

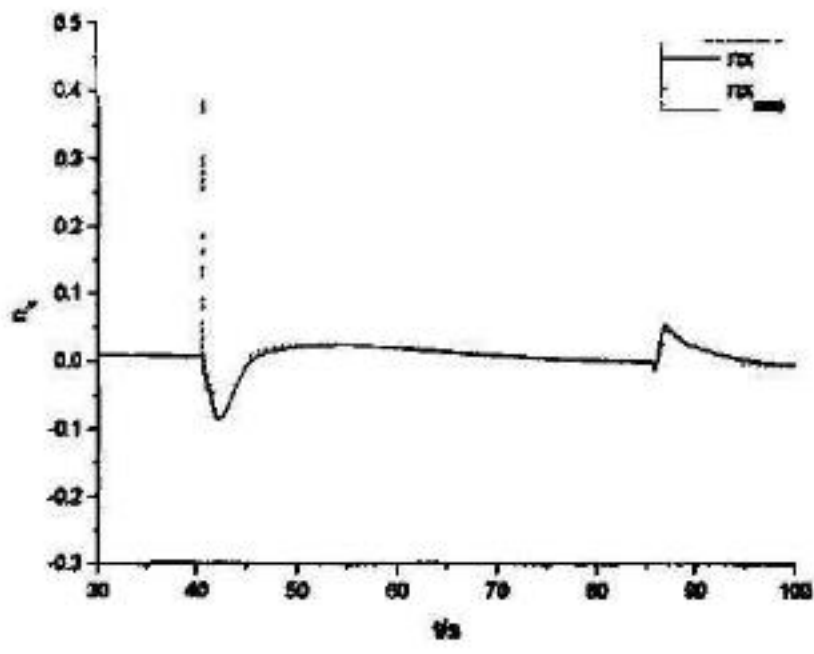


图 5-53 切向过载跟踪曲线

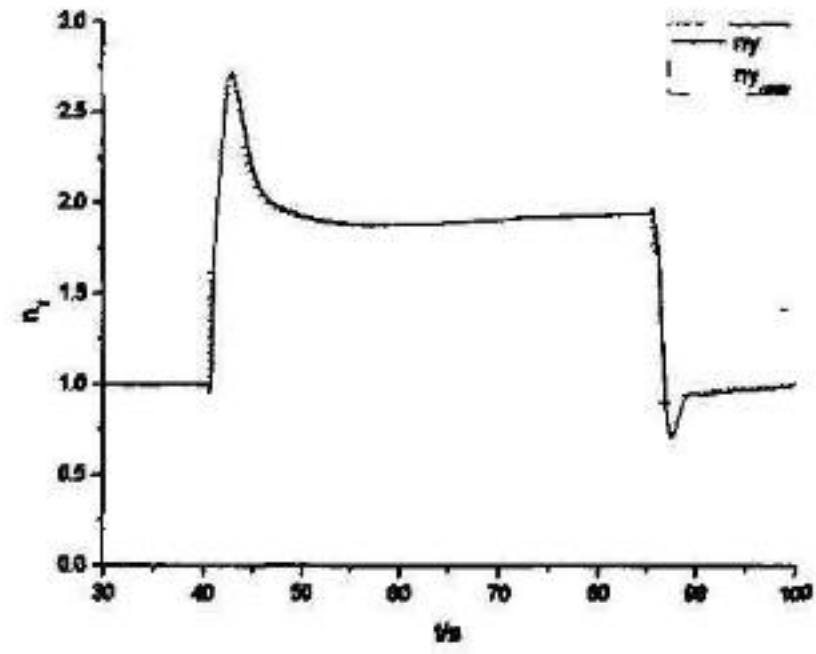


图 5-54 法向过载跟踪曲线

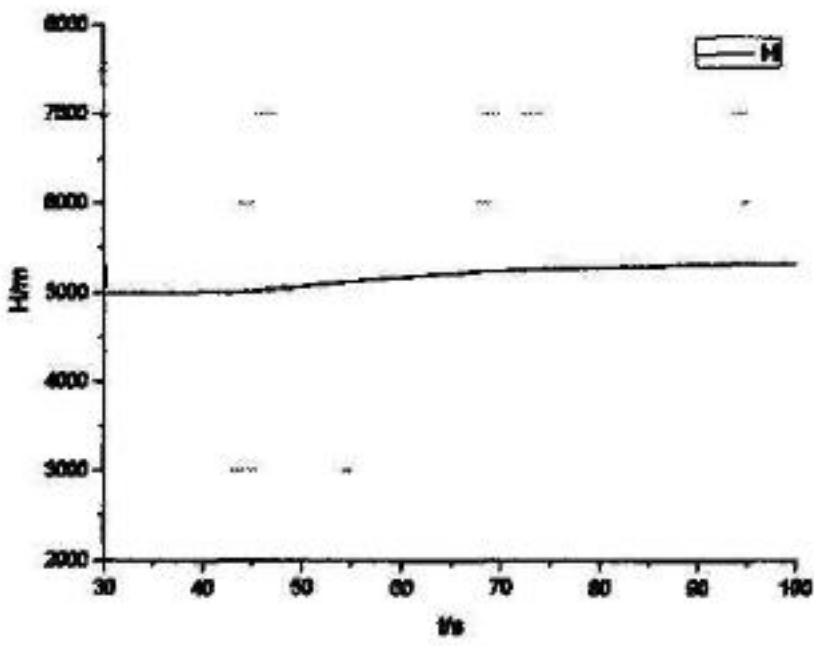


图 5-55 高度曲线

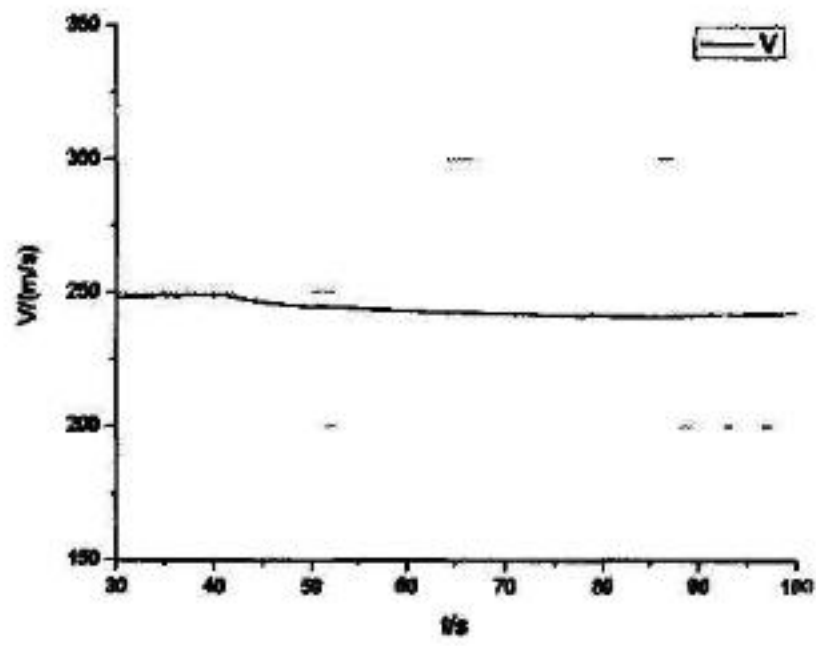


图 5-56 速度曲线

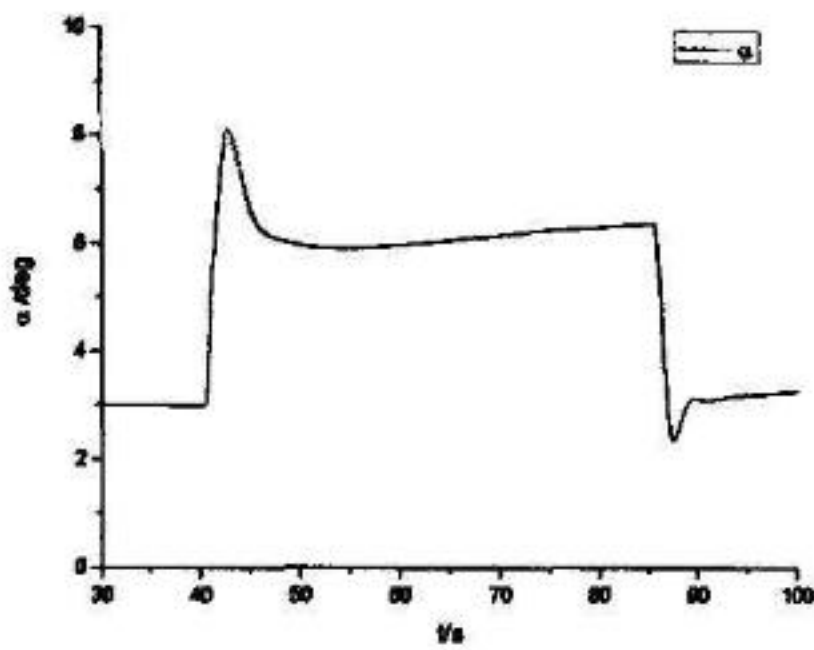


图 5-57 迎角曲线

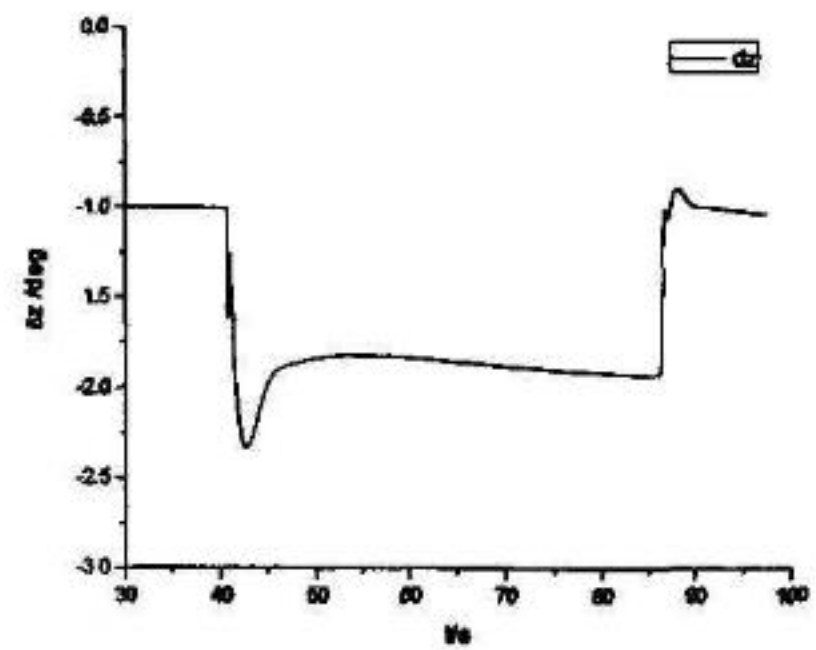


图 5-58 升降舵曲线

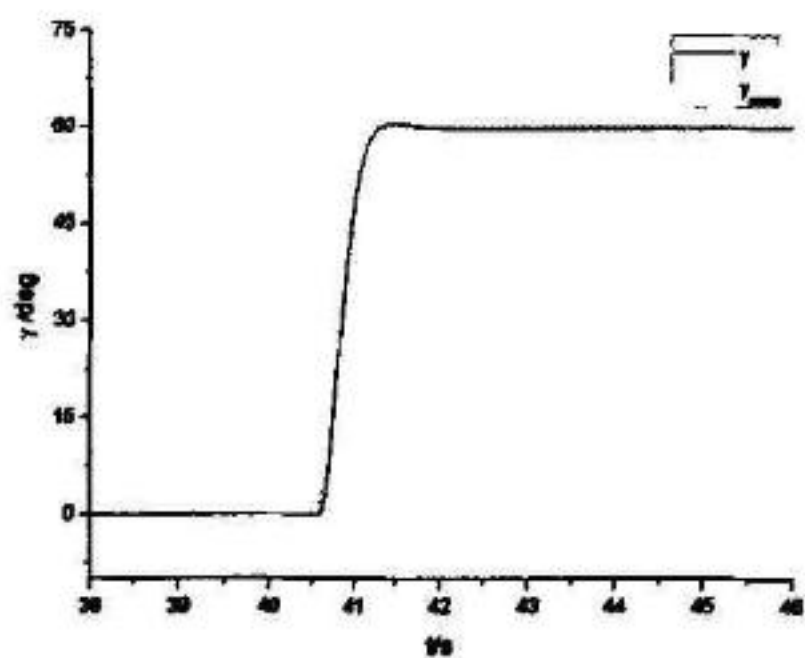


图 5-59 滚转角跟踪放大图

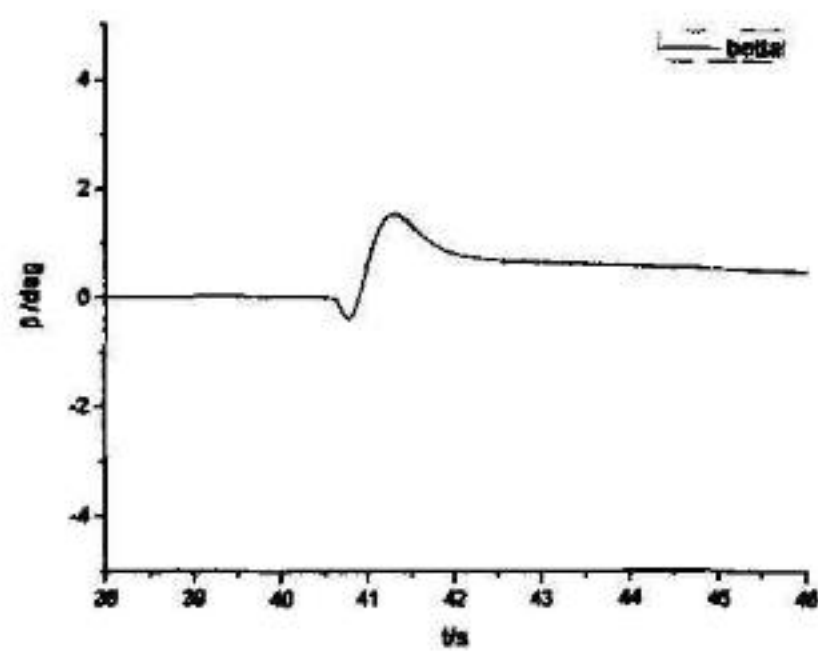


图 5-60 侧滑角放大图

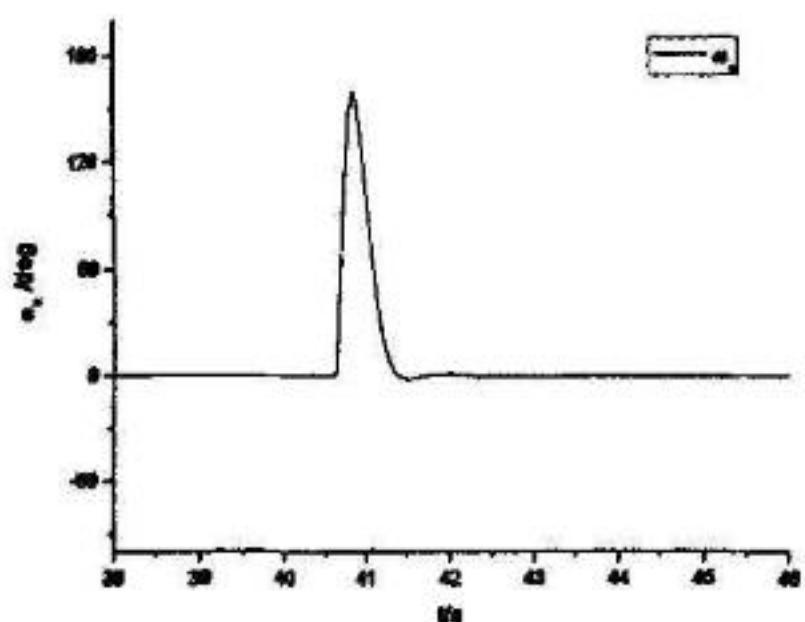


图 5-61 滚转角速率放大图

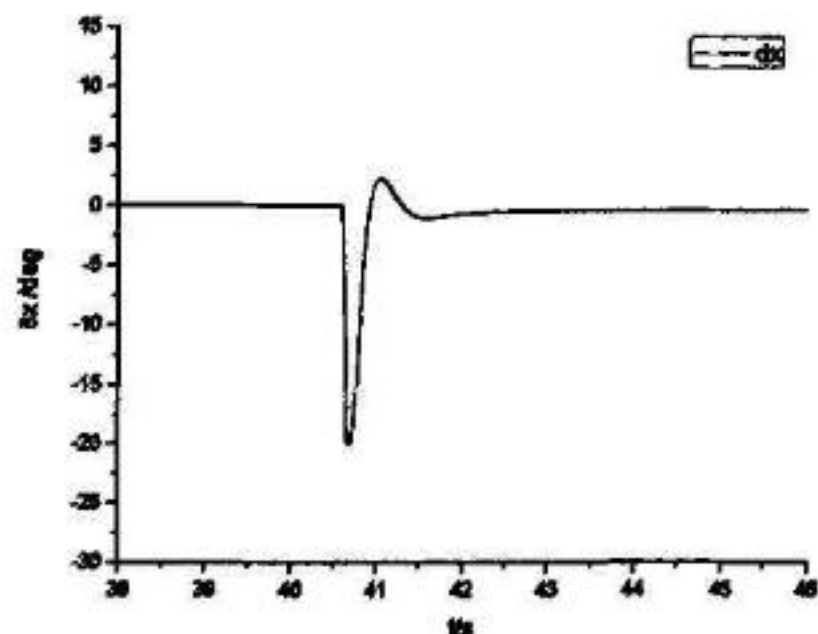


图 5-62 副翼曲线放大图

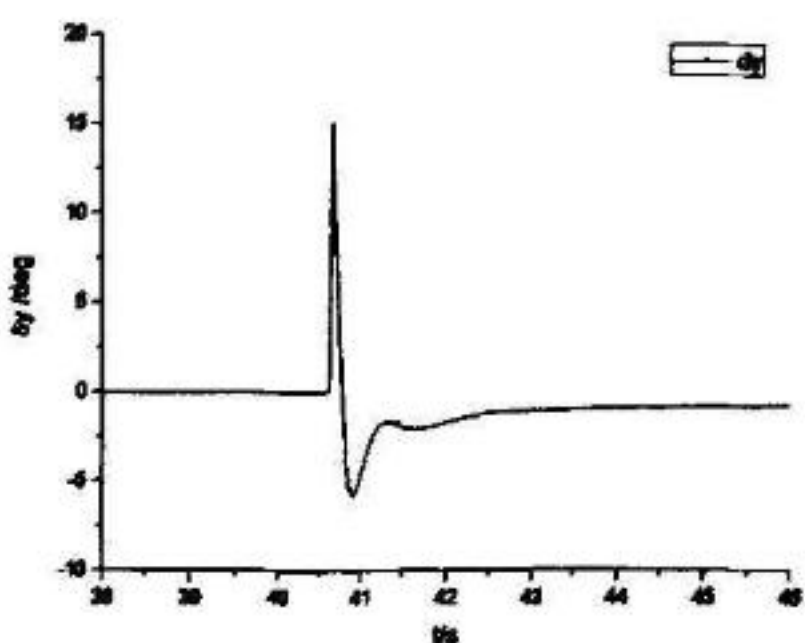


图 5-63 方向舵曲线放大图

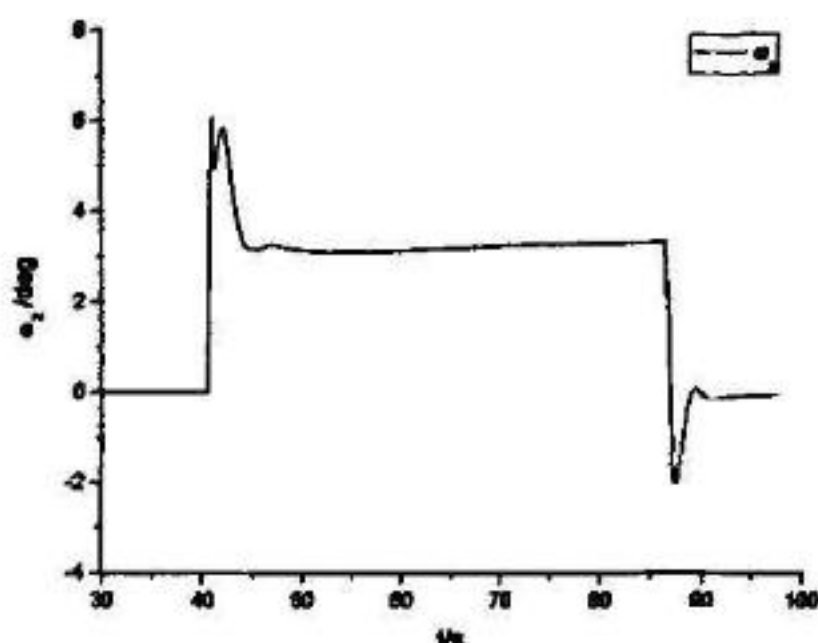


图 5-64 俯仰角速率曲线

从飞行的平面航迹图 5-51 看出飞机较好地完成了向右 180 度的转弯, 转弯过程中高度略有增加, 速度略有降低, 但是变化都不大。转弯过程中对 n_{xcom} 和 n_{ycom} 指令的跟踪都较好, 稳定盘旋时保持法向过载 $n_y \approx 2 = 1/\cos 60^\circ$, 迎角大约 6° , 侧滑角 $\beta \approx 0$ 。由于飞机滚转过程只用了几秒钟时间, 图 5-59—图 5-63 将部分曲线在滚转瞬间进行放大, 可见, 滚转角 γ 响应对滚转角指令 γ_{scm} 的跟踪较为

理想, 调节时间大约在 1.5 秒左右, 超调量和稳态误差都很小, 做到了稳定、快速、准确地跟踪指令。滚转瞬间副翼进行了脉冲输入, 滚转角速率的最大值达到约 $160^\circ/s$, 副翼最大偏角达到约 20° 。由于存在副翼方向舵交连(ARD), 滚转瞬间方向舵产生了协调操纵, 并使滚转瞬间的侧滑角保持在 0 度左右(如图 5-60)。由于偏航阻尼器的存在, 使得滚转产生的侧滑角振荡和偏航角速度振荡都较小。

以下再给出飞机分别以滚转角 30° 、 45° 、 60° 向右和向左转弯 90° 、 180° 、 360° 的平面航迹图:

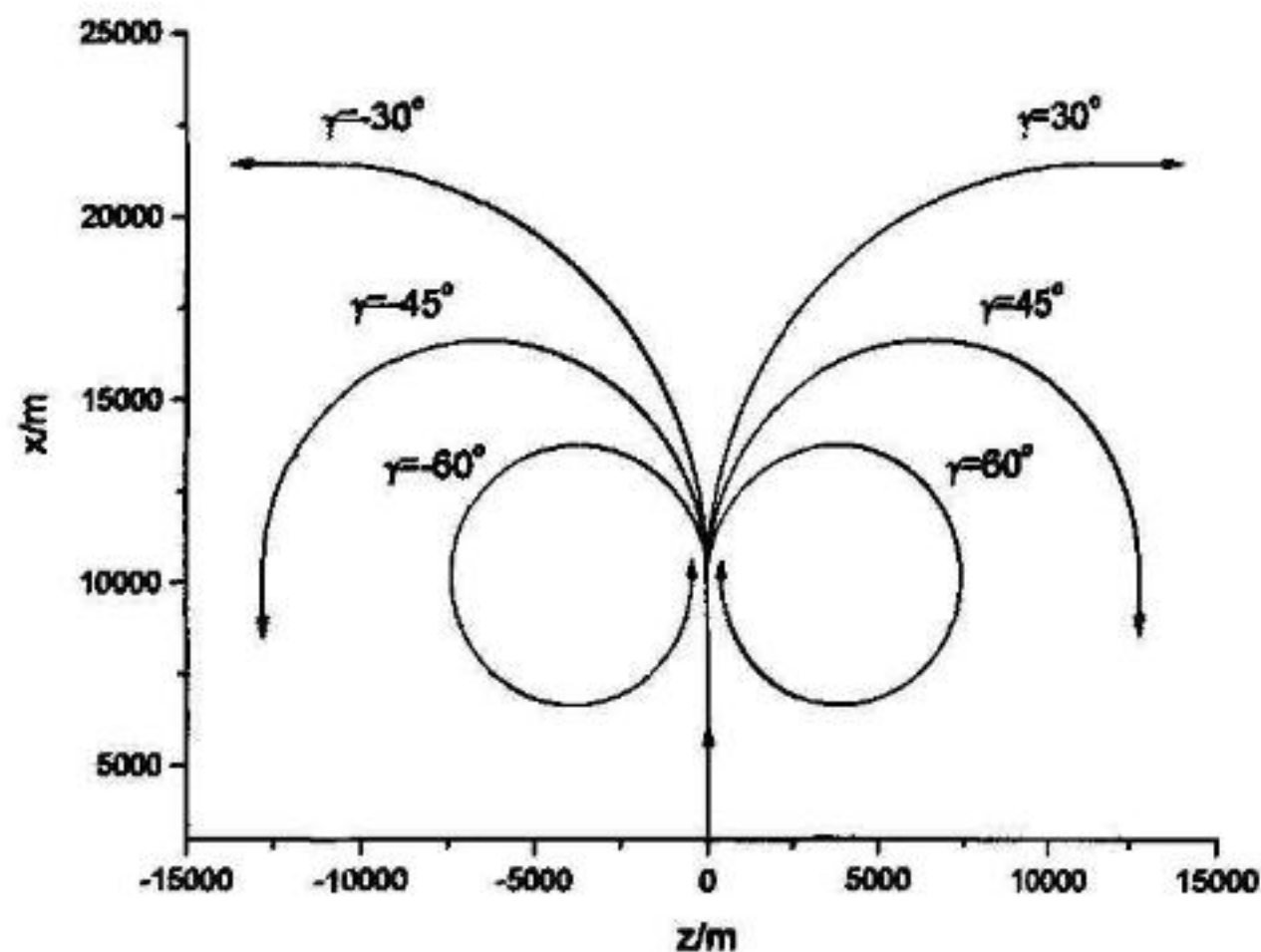


图 5-65 不同方式水平转弯的平面航迹图

5.5 航路飞行

航路飞行可看作是平飞加减速机动、跃升俯冲机动与方向机动 3 种典型机动的结合。本文所做的航路任务指令规定的航路点信息如下:

表 5-1 航路点信息

航路点	1	2	3	4	5	6	7	8	9
经度(deg)	0	0.1	0.2	0.3	0.5	0.6	0.6	0.6	0.6
纬度(deg)	0.1	0.2	0.4	0.5	0.5	0.4	0.25	0.2	0
高度(m)	5000	5000	8000	8000	6000	6000	6000	6000	3000
速度(m/s)	200	250	250	250	300	300	200	200	300

表中航路点是按照经纬度给出的, 仿真结果也按照经纬度绘制飞行平面航迹图。结果如图 5-66—图 5-71 所示:

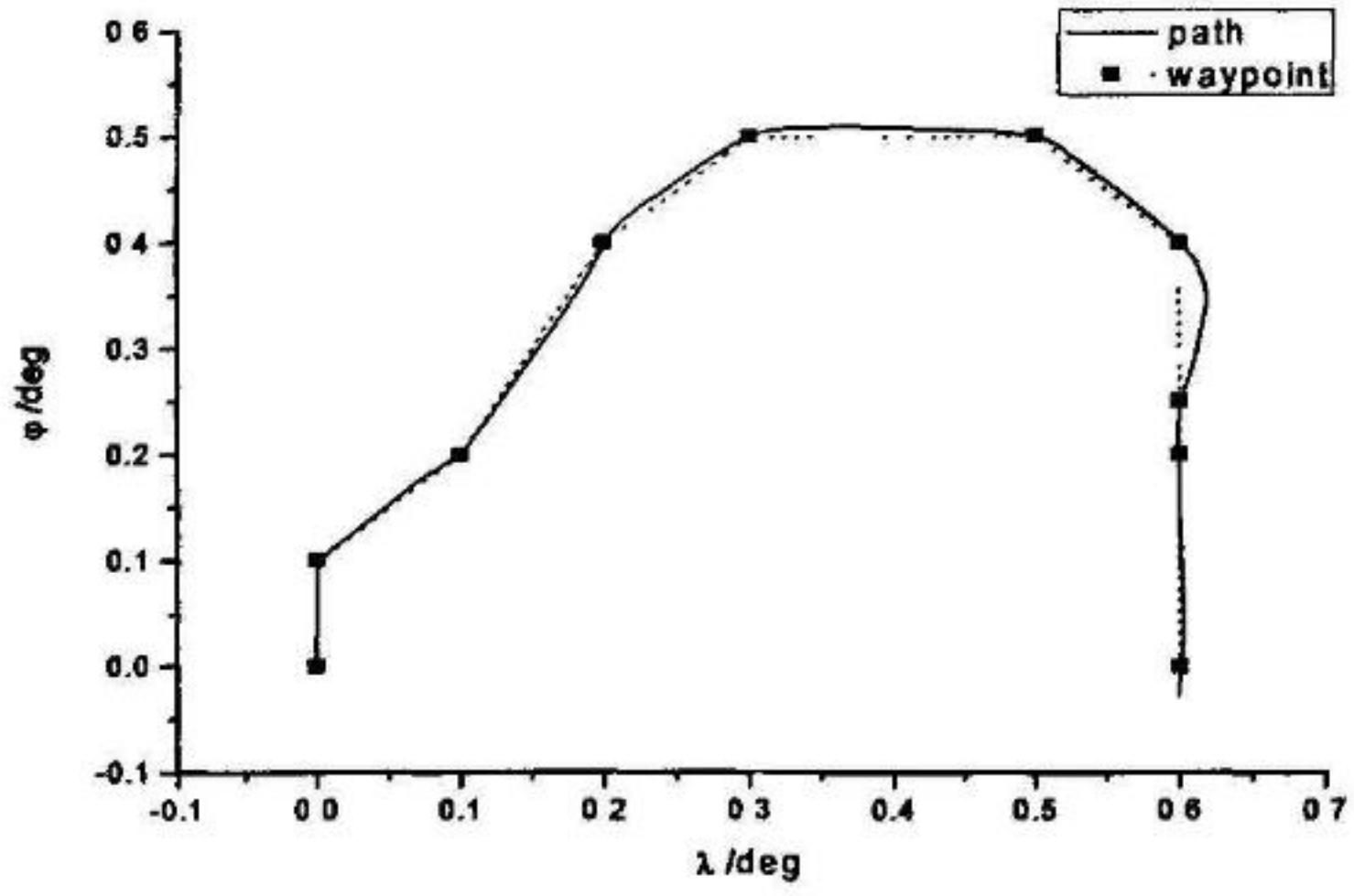


图 5-66 航路点飞行平面航迹图 (经纬度坐标)

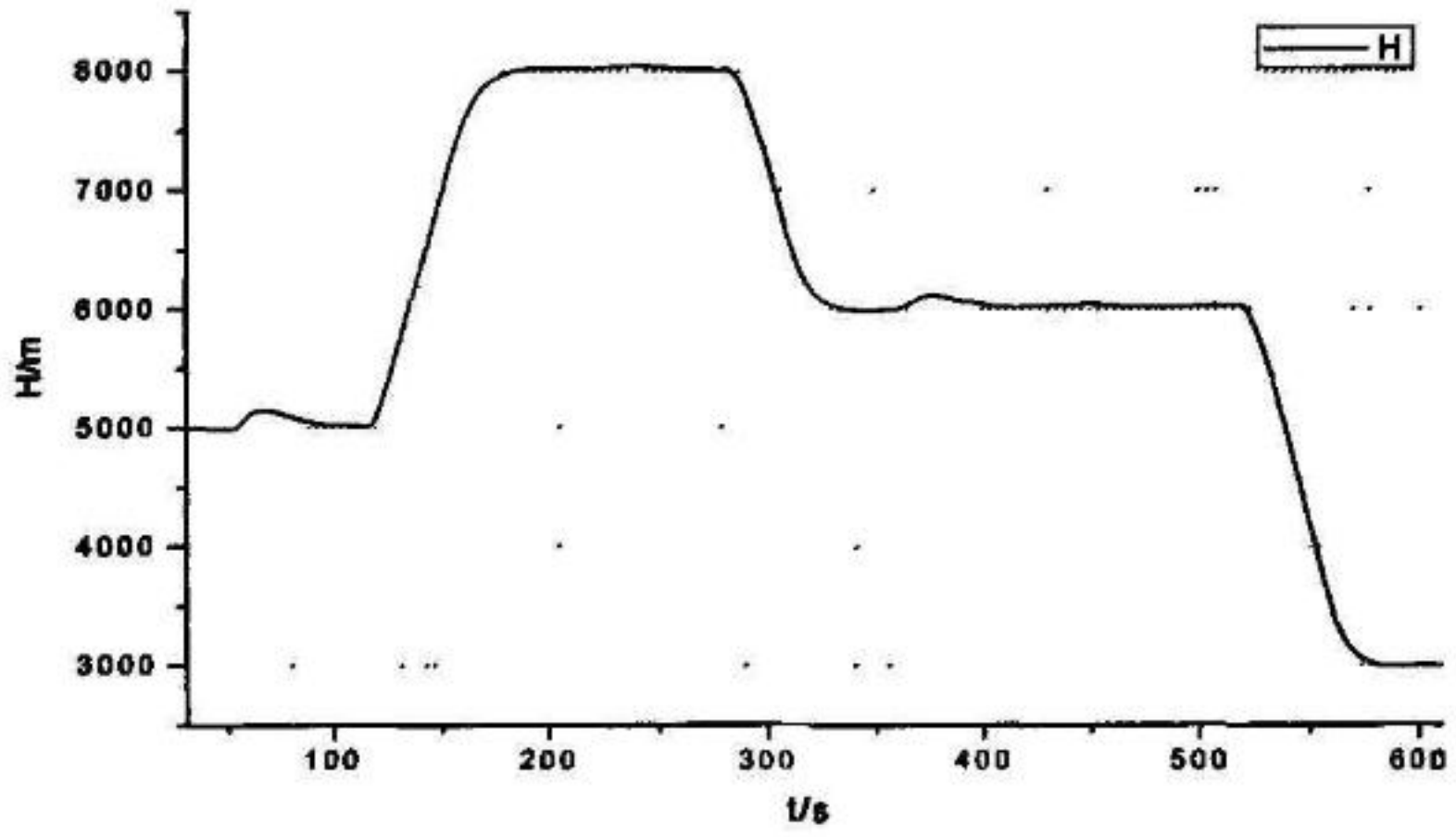


图 5-67 航路点飞行高度曲线

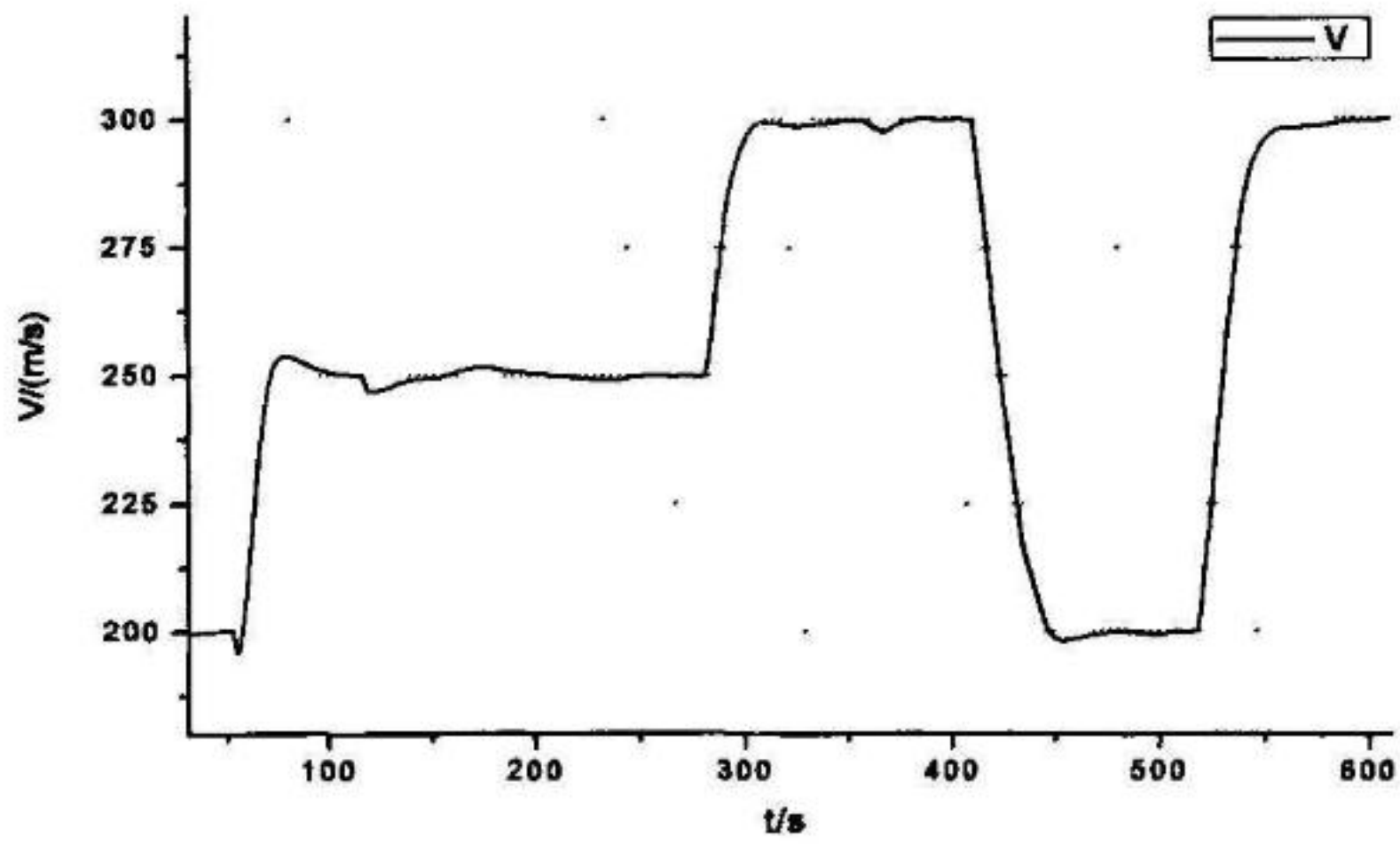


图 5-68 航路点飞行速度曲线

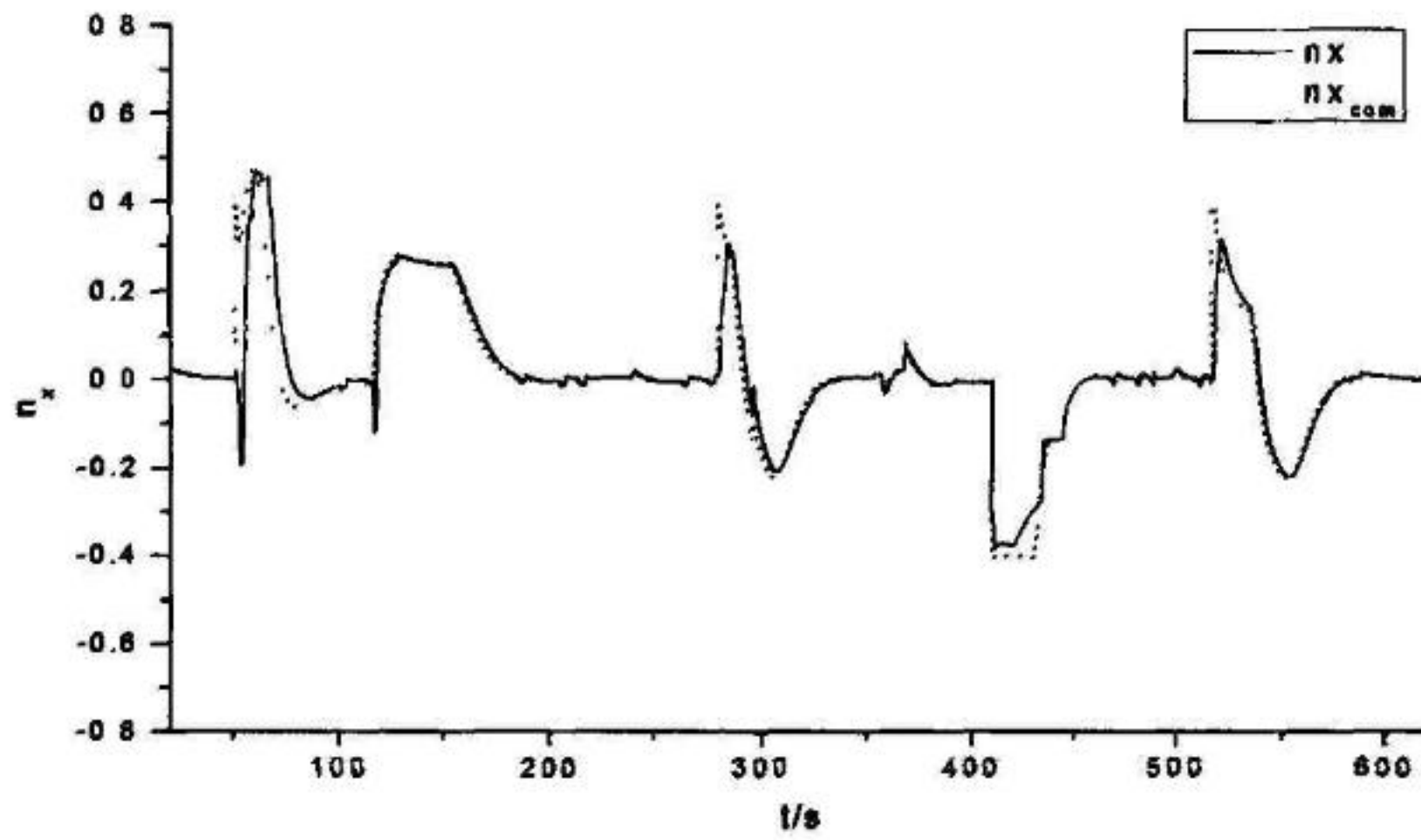


图 5-69 航路点飞行切向过载跟踪曲线

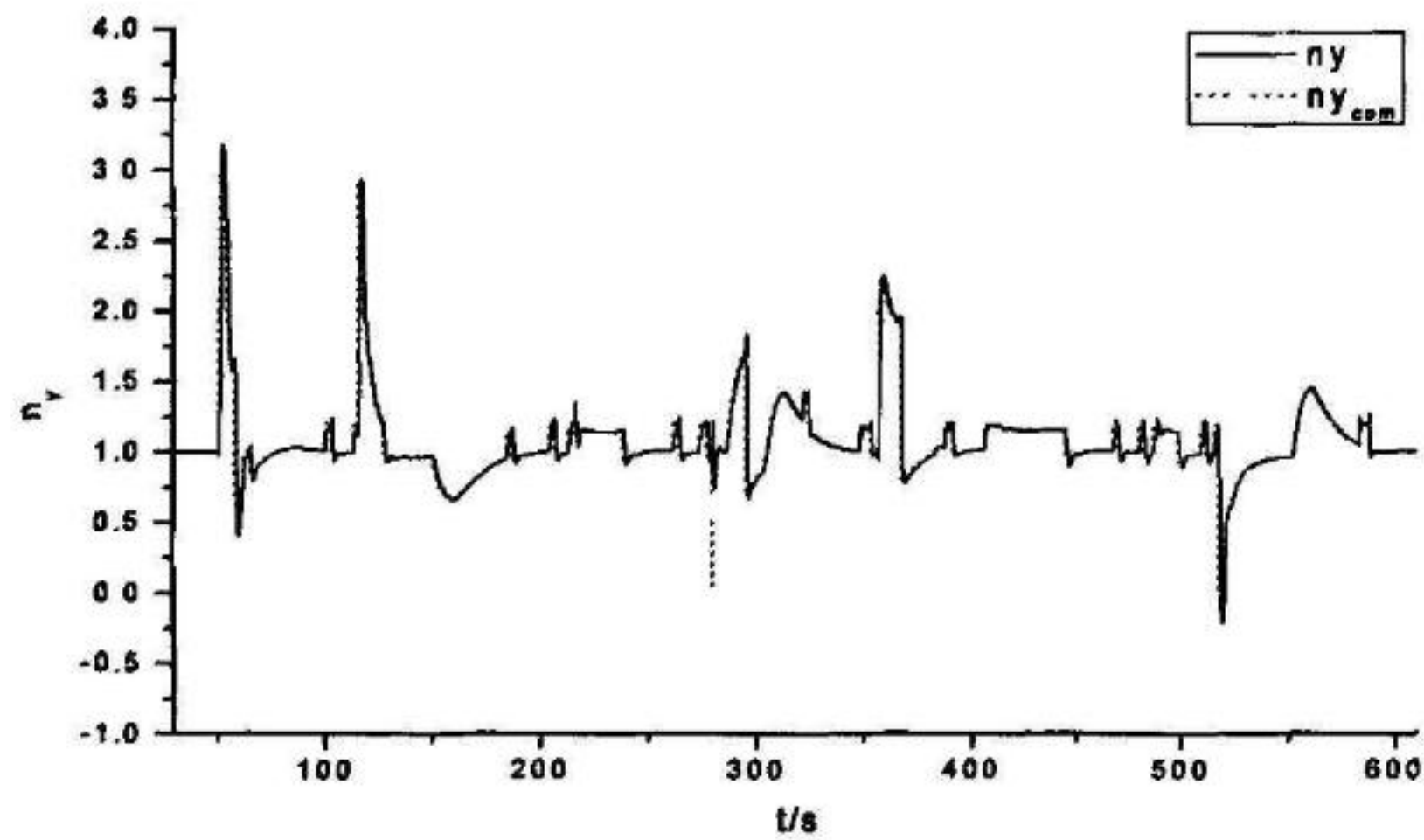


图 5-70 航路点飞行法向过载跟踪曲线

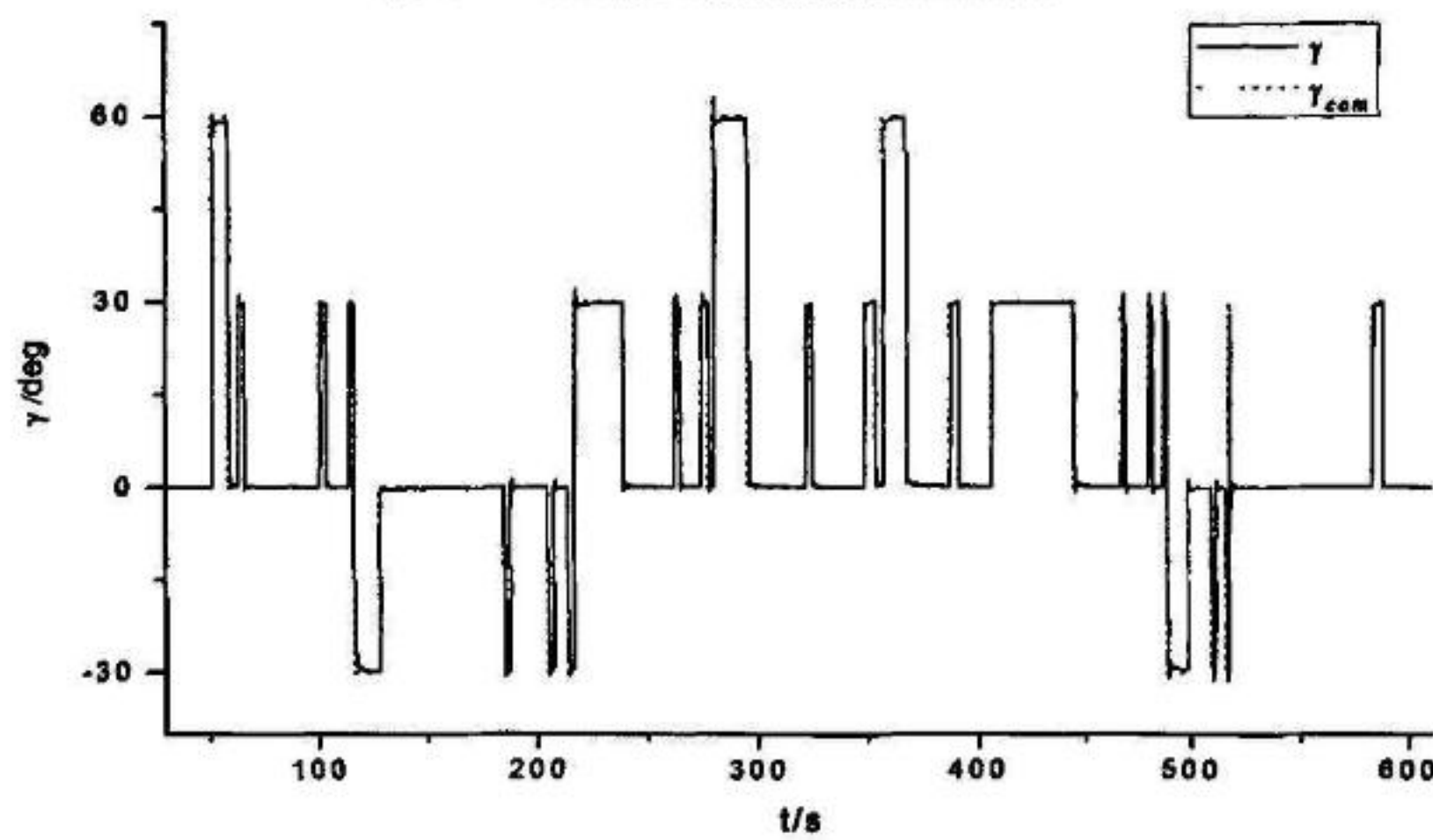


图 5-71 航路点飞行滚转角跟踪曲线

从结果曲线可见,飞机按照航路要求较为准确地通过了每一个航路点,并且在通过航路点时达到了航路点规定的高度和速度。各通道指令操纵互相协调,对3个控制指令的跟踪都较好,航路飞行时主要采用两种滚转角进行转弯,即滚转角 γ_{com} 指令在航向偏差较大时采用 60° 滚转角的转弯,而航向偏差不太大时采用 30° 滚转角的转弯,航向偏差较小时进行微调。为了使仿真结果更加清晰形象,图5-72绘制出3维航迹图。

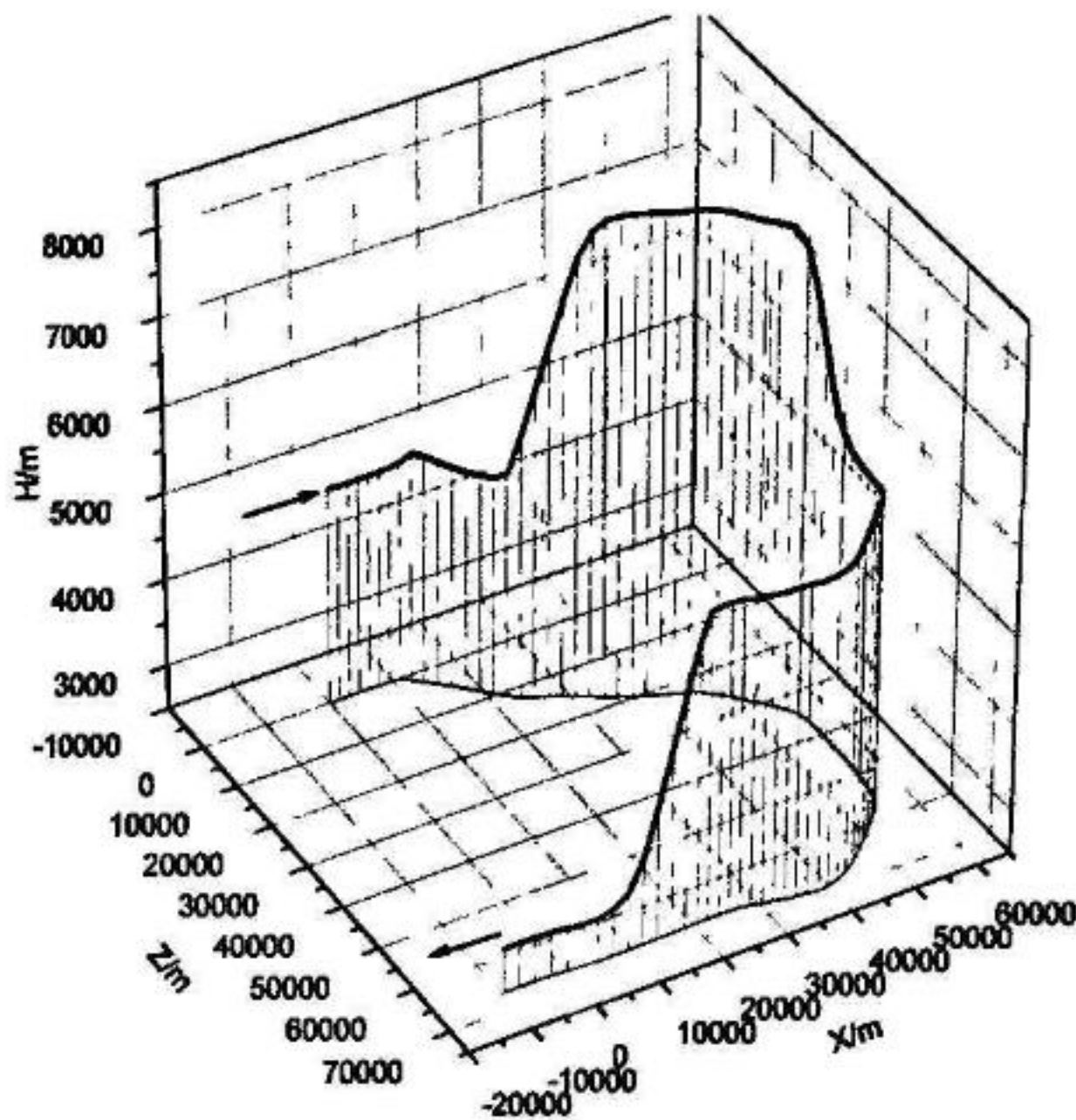


图 5-72 航路点飞行三维航迹图

5.6 蛇行机动

首先,这里给出较为典型的蛇行机动任务指令:飞机在机动过程中保持高度 $H=5000\text{m}$,速度 $V=250\text{m/s}$,主航向为 $\psi_{s0}=0$,偏离主航向的最大航向偏差 $\Delta\psi_{s\max}=45^\circ$,蛇行机动区域的宽度 $B=5000\text{m}$ 转弯时采用的滚转角 $\gamma_{scom}=60^\circ$ 。结果如下图所示:

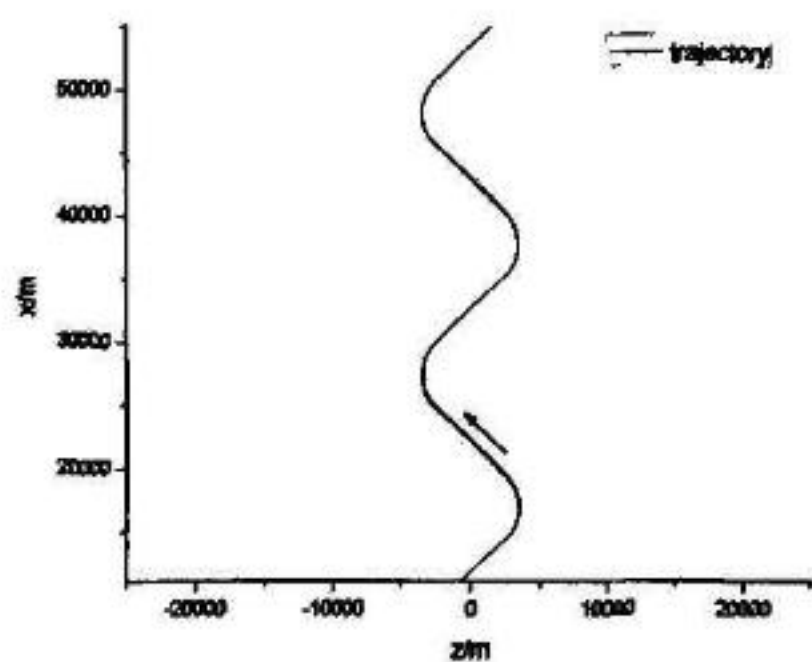


图 5-73 蛇行机动平面航迹图

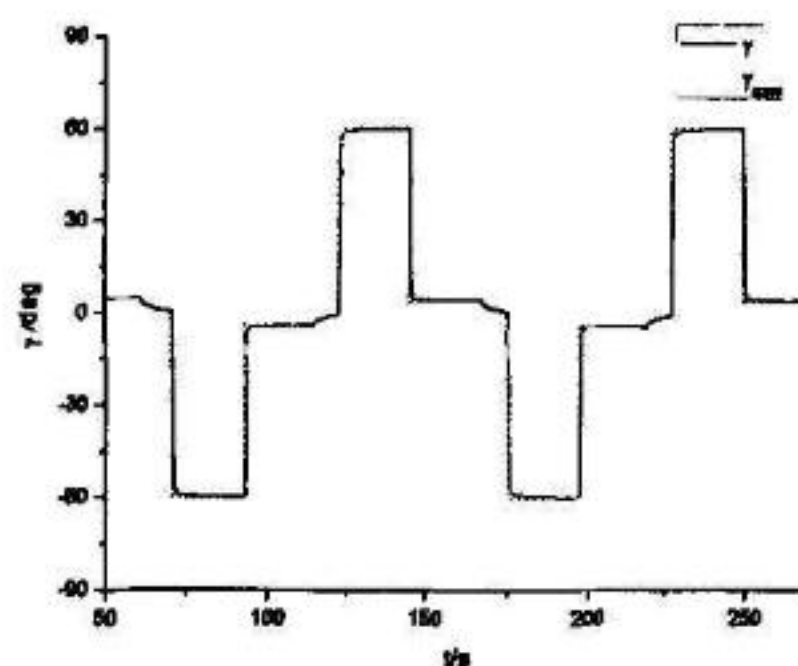


图 5-74 滚转角跟踪曲线

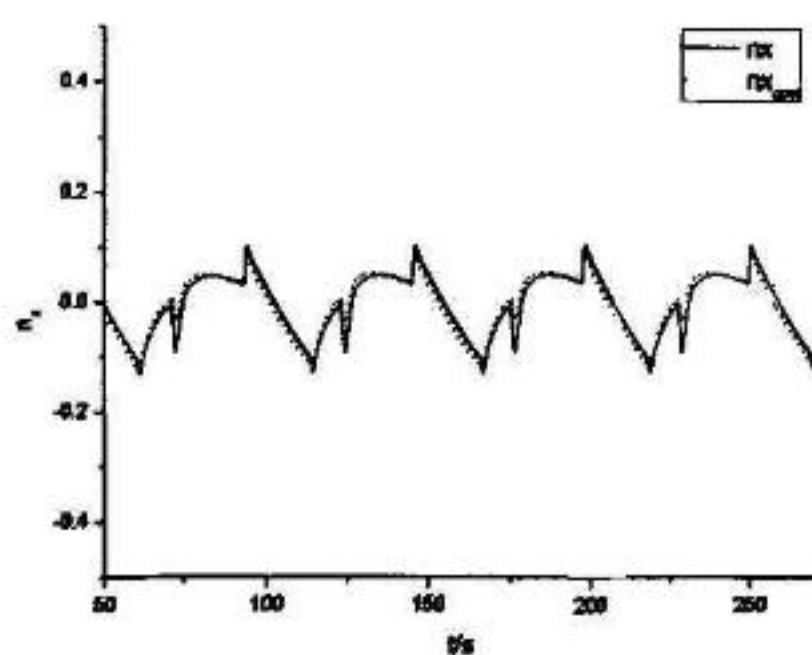


图 5-75 切向过载跟踪曲线

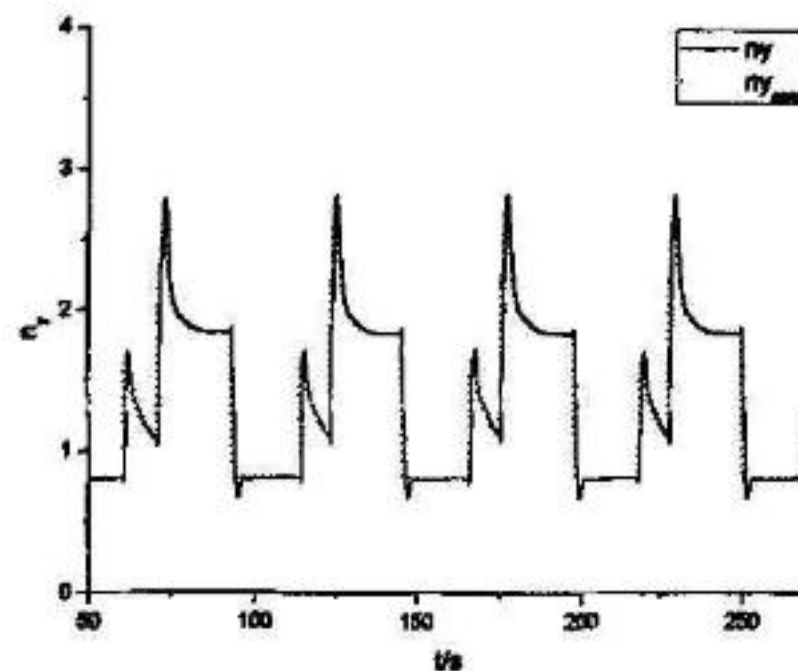


图 5-76 法向过载跟踪曲线

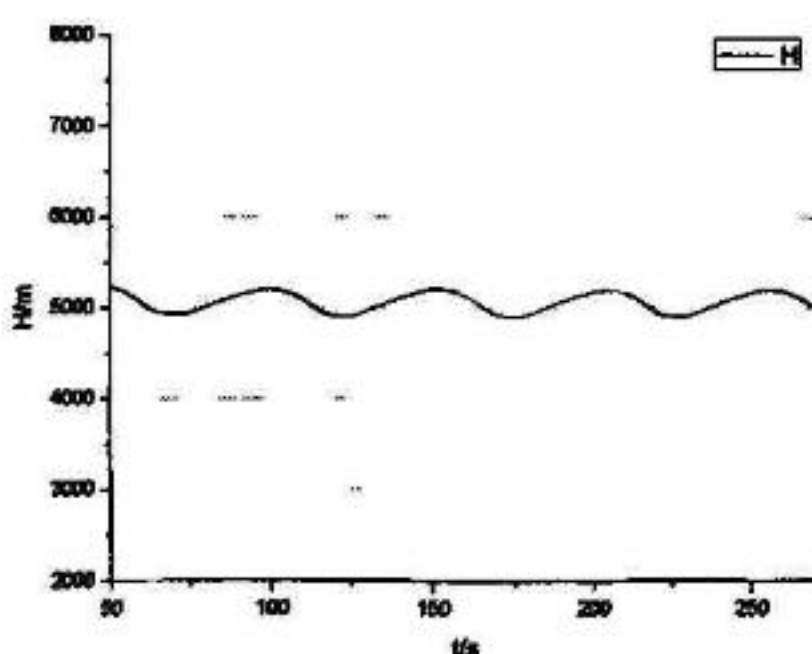


图 5-77 高度曲线

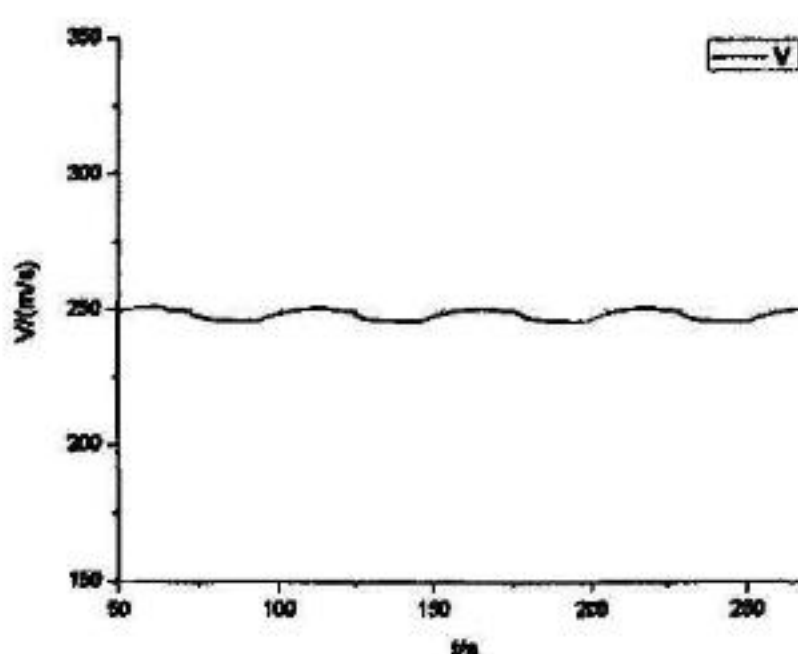


图 5-78 速度曲线

可见,结果所示飞机进行左右交替水平转弯,水平航迹曲线如同蛇扭曲行走的形态。蛇行机动过程中各指令周期性变化,各通道指令操纵互相协调,其它飞行参数也呈周期性变化。滚转角、切向过载和法向过载对相应控制指令的跟踪都较好,做到了稳定、快速、准确。机动过程中高度和速度都有较小的周期性变化,但基本都保持在 $H=5000\text{m}$ 和 $V=250\text{m/s}$ 附近。

下面再给出两种蛇行机动仿真结果的平面航迹图，一种是较宽的： $B=8000\text{m}$ ， $\Delta\psi_{s\max}=60^\circ$ ， $\gamma_{scom}=60^\circ$ ， $\psi_{s0}=30^\circ$ ，它可用于增加雷达跟踪误差，或者用于追踪与反追踪；另一种是较窄的， $B=2000\text{m}$ ， $\Delta\psi_{s\max}=20^\circ$ ， $\gamma_{scom}=45^\circ$ ， $\psi_{s0}=-90^\circ$ ，它可用于快速进入或脱离敌方防区。机动时的高度和速度都是 $H=5000\text{m}$ ， $V=250\text{m/s}$ 。

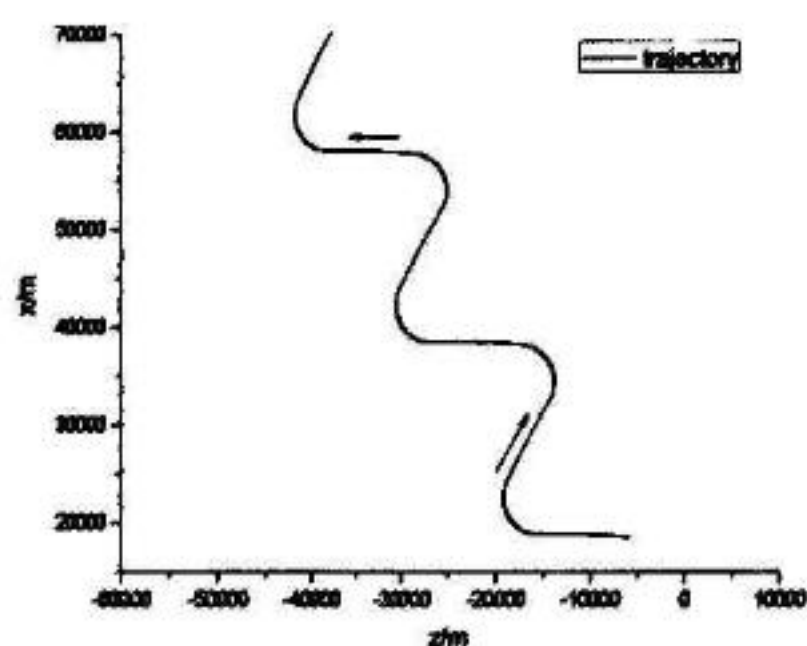


图 5-79 平面航迹图

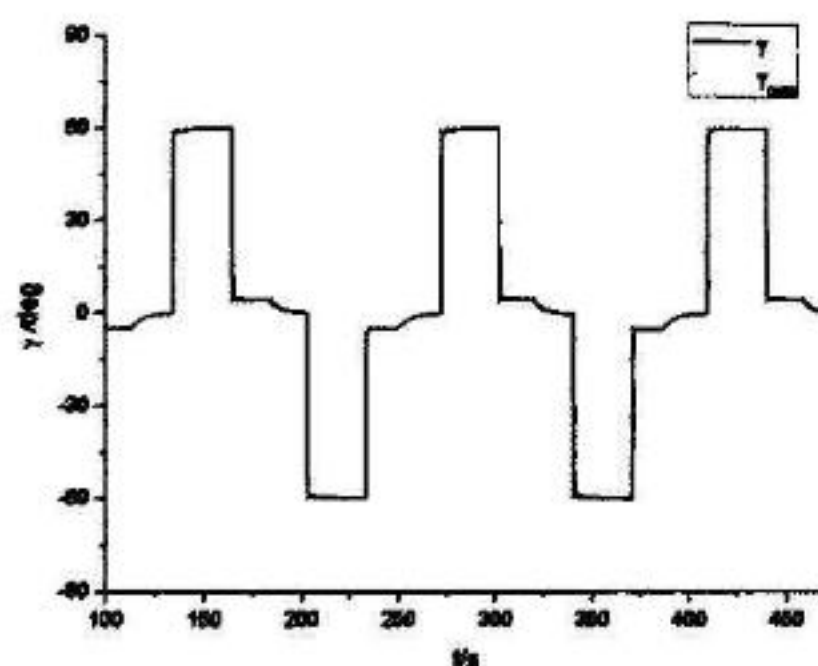


图 5-80 滚转角跟踪曲线

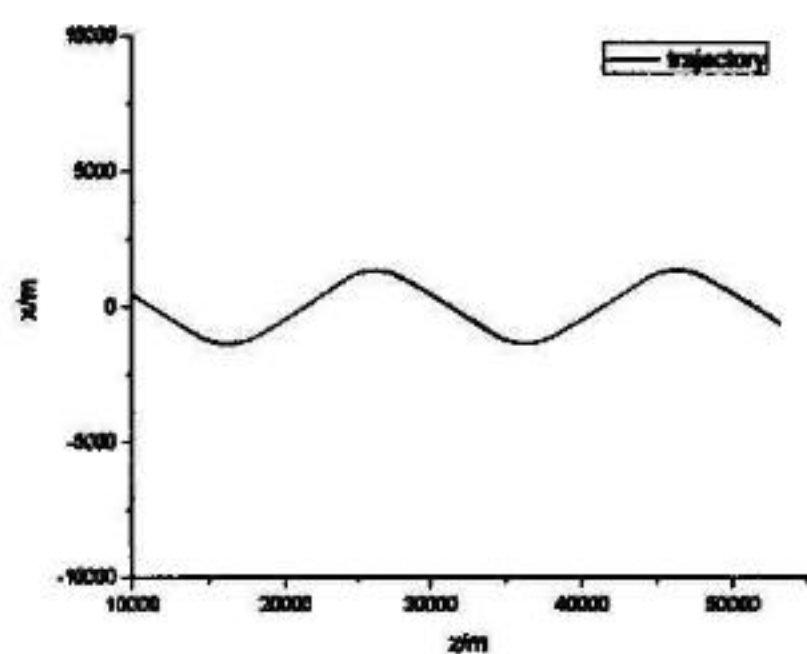


图 5-81 平面航迹图

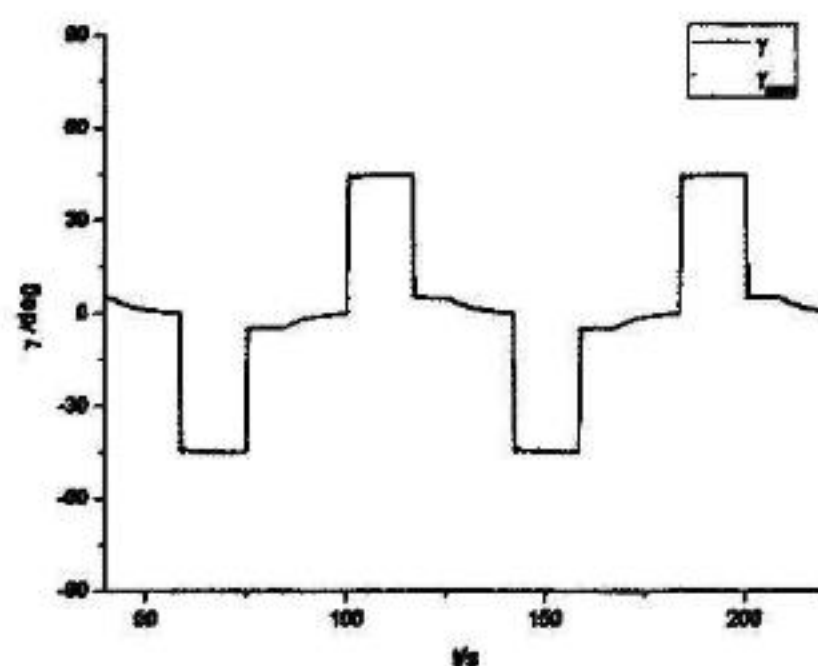


图 5-82 滚转角跟踪曲线

5.7 巡逻飞行

这里分别对双 180 巡逻飞行和 8 字巡逻飞行进行仿真。这两种巡逻飞行的任务指令需要给出的基本参数相似，只是机动种类有差别。因此这里给出同样的基本参数，分别以双 180 巡逻和 8 字巡逻来完成。巡逻区域长度 $L=30000\text{m}$ ，宽度 $B=10000\text{m}$ ，巡逻区域的方位 $\psi_{scom}=0$ ，巡逻区域的中心为纬度 $\varphi_{com}=0.1^\circ$ ，经度 $\lambda_{com}=0.1^\circ$ ，巡逻时仍保持高度 $H=5000\text{m}$ ，速度 $V=250\text{m/s}$ 。

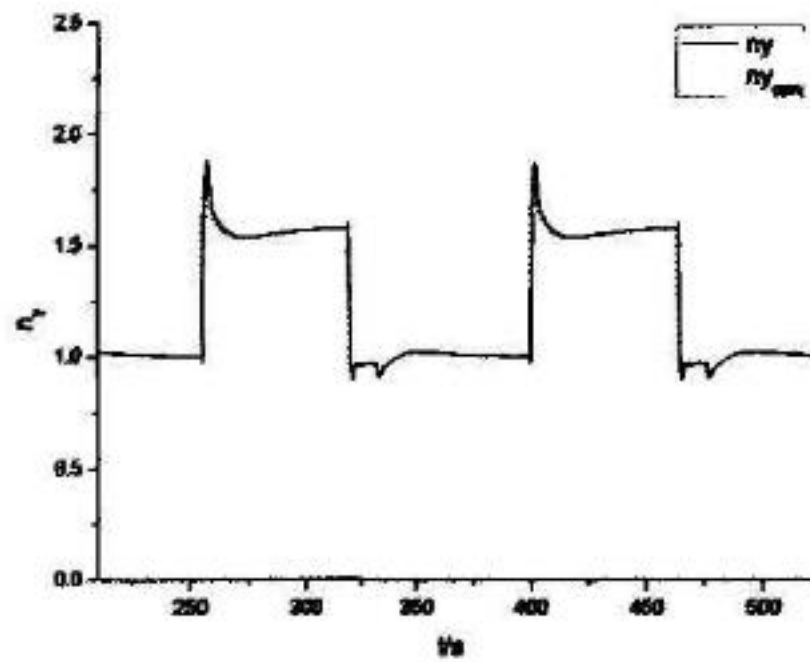


图 5-89 双 180 巡逻法向过载跟踪曲线

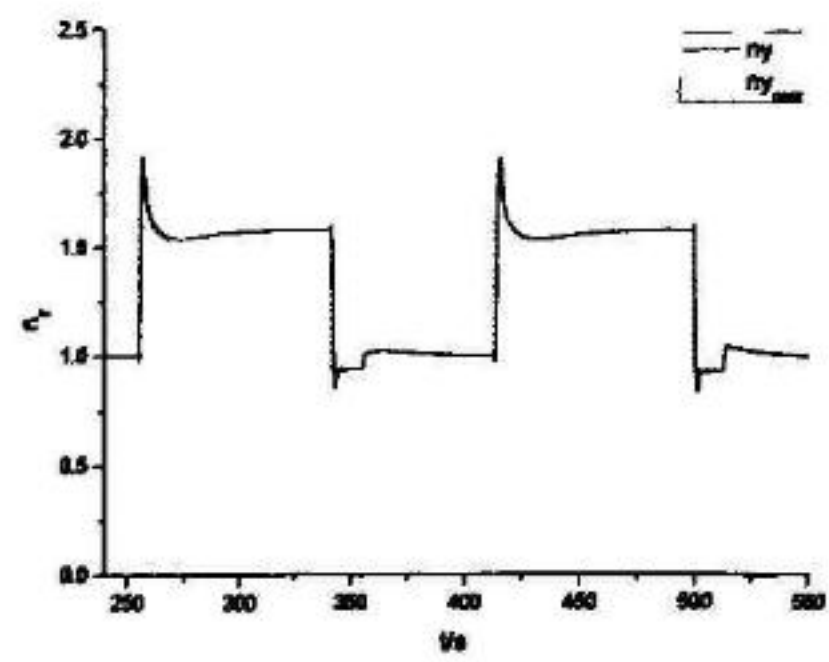


图 5-90 “8”字巡逻法向过载跟踪曲线

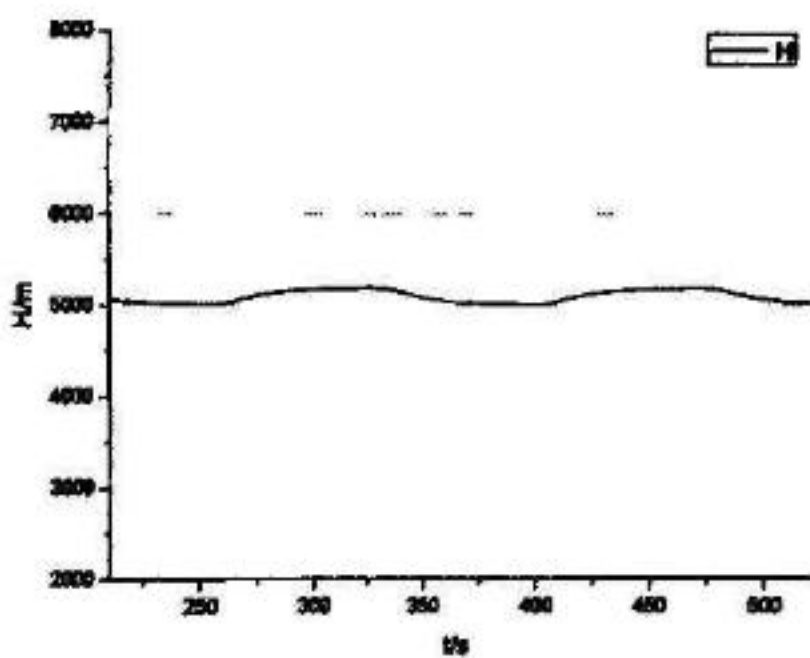


图 5-91 双 180 巡逻高度曲线

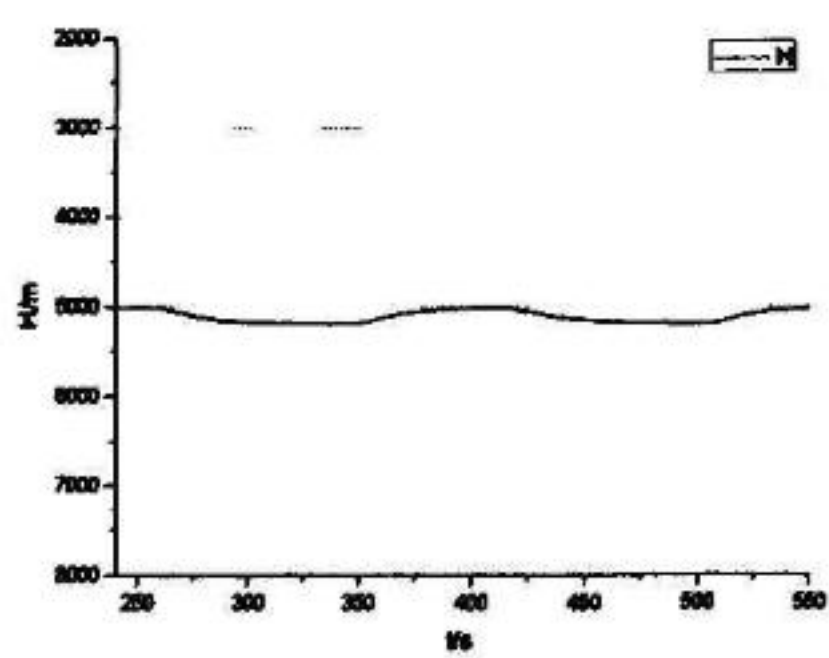


图 5-92 “8”字巡逻高度曲线

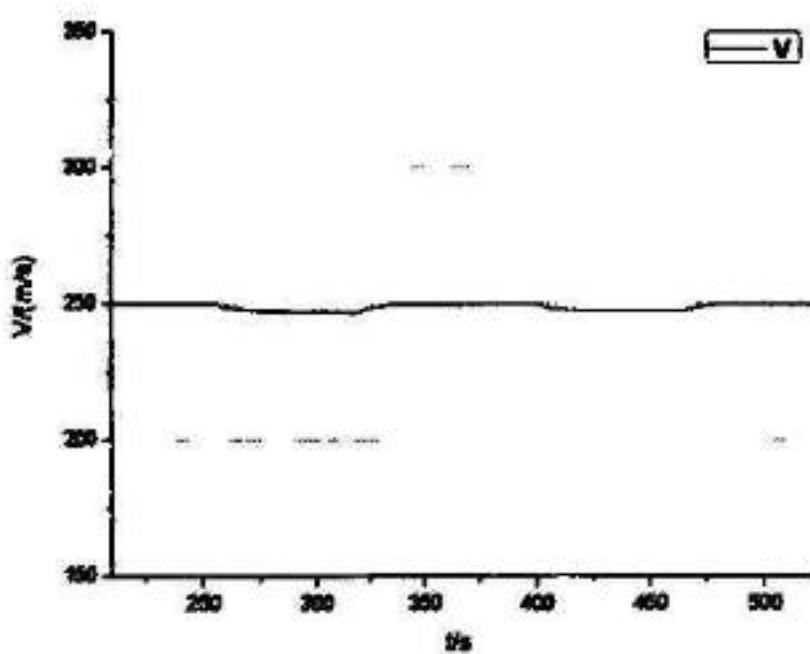


图 5-93 双 180 巡逻速度曲线

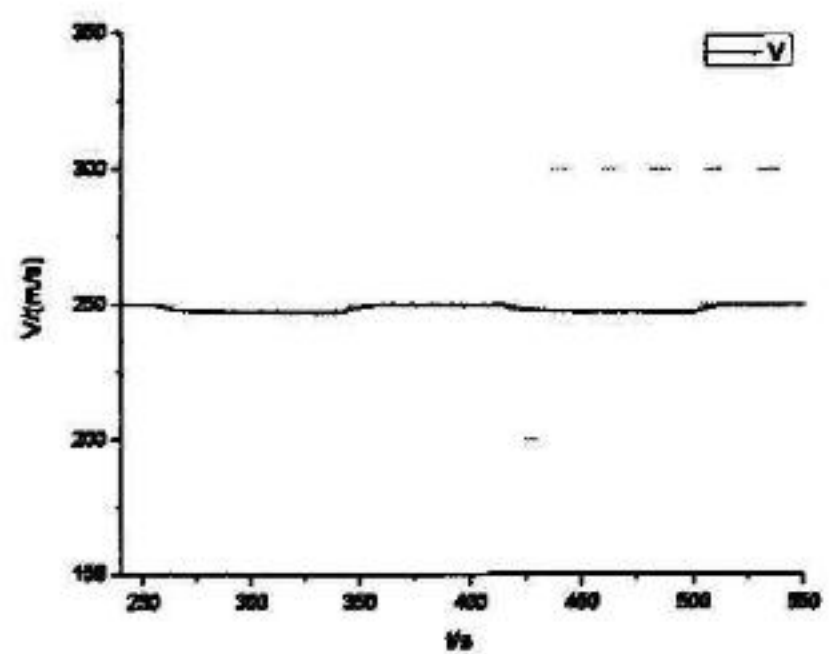


图 5-94 “8”字巡逻速度曲线

巡逻飞行机动指令生成器为了算法简便起见,都规定飞机先飞到巡逻区域中心,再根据飞机的航向选择进入巡逻。双 180 巡逻平面航迹图(图 5-83)显示了飞机先经过中心点,再进入巡逻,而 8 字巡逻平面航迹图(图 5-84)上略去了飞经中心点的过程。由以上图可见,平面航迹图都是较规整的体育场形和“8”字

形, 滚转角指令呈规整的周期性变化, 指令生成器根据盘旋半径 $R=5000\text{m}$ 计算得出的滚转角阶跃指令 $\gamma_{scm} \approx 51.9^\circ$, 各通道指令操纵互相协调, 滚转角、切向过载和法向过载对控制指令的跟踪都较好, 巡逻过程中高度和速度都有较小的周期性变化, 但是变化幅度不大, 基本都保持在 $H=5000\text{m}$, $V=250\text{m/s}$ 。

小结

本章通过对一些机动的自动飞行仿真来验证了本文自动飞行仿真系统的设计情况。本文设计的自动飞行仿真系统能够较好地完成一些侧重于飞机航迹特性的机动飞行, 并且由于它是通过计算机按照已设计好的程序来进行自动飞行仿真的, 因此它完成任务的精确性是真实的驾驶员操纵很难做到的。这对于排除人的操作产生的误差或错误等不确定因素, 或者排除人的个体差异都是很有帮助的。本文设计的机动指令生成器给出的控制指令较为合理, 符合实际飞行中驾驶员的习惯操纵方法和经验。机动指令跟踪器对控制指令的跟踪情况也较好, 做到了稳定、快速、准确, 保证了飞机能保持较好的飞行品质, 并且还较好地解决了诸如跨音速区升降舵“反操纵”等问题。

作者在对自动飞行仿真系统的设计过程中也通过仿真发现了一些问题, 从而进行了解决。比如: 在机动指令生成器的设计中, 采用分段线性函数的方法 $y_{com} = k(x_{com} - x) + b$ 来生成指令时, 系数 k 和 b 等值是通过经验选取的, 因此在有些情况下这些值取得不够合理; 还有, 由于对某些条件的判断过于绝对化, 有时会产生某个控制指令振荡的情况。通过仿真验证发现了这些问题并进行了改进。再如, 机动指令跟踪器中副翼方向舵交连 (ARI) 的系数以及跟踪器的其它设计参数也可以通过仿真来进行必要的调整。

第6章 总结与展望

总结

近年来,随着计算机技术的发展与飞机设计和评估手段的进步,计算机自动飞行仿真(或数值飞行仿真)已开始运用于初步方案论证、目标机模拟、自动空战模拟、无人机运动和控制系统的仿真、无人机操作员的训练等领域。本文采用飞机6自由度模型,侧重于对飞机航迹特性的研究,设计了一种自动飞行仿真系统。对本文的工作总结如下:

1. 分析了由任务指令、机动动作库、机动指令跟踪器、飞机6DOF模型四个模块组成的自动飞行仿真系统框架,形成了模块之间的指令从初级到高级,从间接到直接,从慢速到快速,从多样到统一的过渡。采用这样的模块框架,在满足任务要求的前提下,使各个模块的设计得到了简化。

2. 基于飞机3DOF模型,对几种典型机动的机动指令生成器算法进行了说明,形成了机动动作库。基于3DOF模型的方法既能满足侧重飞机航迹特性的自动飞行仿真研究的需要,又简化了机动指令生成器的设计;而且采用分段线性函数的方法来产生控制指令,给出的控制指令较为合理,符合实际飞行中驾驶员的习惯操纵方法和经验。

3. 对机动指令跟踪器分为三个通道设计,选定了控制律结构,并采用经典控制理论的根轨迹方法对指令跟踪器进行了选参,最后对不同飞行状态进行了系统调参。结果证明三通道的控制律结构能够反映控制指令的要求,这种方法是合理的、可行的;采用经典根轨迹法原理清晰、使用简单,在侧重于航迹特性飞行研究的情况下,适合于机动指令跟踪器的设计;二维线性插值调参能满足不同飞行状态下的调参要求。

4. 最后,采用飞机6DOF模型对本文设计的自动飞行仿真系统进行了仿真。本文设计的自动飞行仿真系统能够较好地完成一些侧重于飞机航迹特性的机动飞行,它可以用于飞机飞行性能和品质的初步验证或者飞行仿真中目标机的模拟;并且它是计算机按照已设计好的程序来进行自动飞行仿真的,因此它完成任务的精确性是真实的驾驶员操纵很难做到的,这对于排除人的操作产生的误差或错误等不确定因素,或者排除人的个体差异都是很有帮助的;它还有助于对无人机的运动和无人机控制系统的研究。

展望

针对本文研究的不够之处,作者提出以下几点展望:

1. 本文只对几种典型机动:航路飞行、跃升与俯冲、水平转弯、蛇行机动、巡逻飞行等设计了相应的机动指令生成器,这几种机动或它们的组合显然对于完成某些较复杂的飞行任务还是不够的,在今后的研究中还可以设计其它的机动指令生成器,比如半滚倒转、筋斗/半筋斗、纯跟踪/前置跟踪等,扩充机动动作库。

2. 本文只设计了简单的机动动作库,没有涉及到根据任务要求和战场态势进行机动决策的研究,也就是实现了单个的机动动作,没有研究对机动动作链的生成与实现问题。对机动决策算法的研究可以使机动动作库的作用得到发挥,使自动飞行仿真的研究更好地用于目标机模拟、自动空战模拟和无人机的控制系统设计等领域中去。

3. 本文侧重于对飞机航迹特性的研究,对机动指令生成器的设计是基于飞机 3DOF 模型的,在控制指令生成时忽略了飞机姿态变化到航迹变化的过渡过程。若采用这样的方法设计一些较复杂机动的机动指令生成器时就会无能为力,如一些姿态与航迹解耦的机动,在针对这样的机动进行机动指令生成器的设计时,就需要采用其它的办法,还有必要改变控制指令的种类和个数。

4. 本文在机动指令跟踪器的设计中没有考虑一些次要环节的影响,比如舵机、滤波器、限制环节等,通常这些环节对系统特性的影响不大,但是为了更接近于工程实际,它们的影响必须考虑,而且在某些情况下这些环节的影响会非常大,比如执行机构的相位延迟、速率限制或偏角限制的累积效果可能会引起反相而导致振荡。

5. 本文在机动指令跟踪器的设计中采用了经典的根轨迹法,经典方法对解决多输入多输出(SISO)问题有些困难,比如本文中指令跟踪器的横航向通道就是双输入双输出系统,本文在设计中没有考虑它们的相互影响,而是在分别设计后利用副翼-方向舵交连(ARI)进行修正。目前对于 SISO 问题,采用现代控制理论是较好的解决办法,它基于对系统的状态空间描述,根据系统性能代价函数选择增益矩阵,适用于解决 SISO 问题。

参考文献

- [1] 李世鹏, 现代战斗机空对地任务关键问题研究, 博士学位论文, 西北工业大学, 2005
- [2] 刘勋, 自动空战模拟中的机动决策和控制研究, 硕士学位论文, 西北工业大学, 2006
- [3] 刘艳, 总体设计中的飞行控制律设计与评估研究, 硕士学位论文, 西北工业大学, 2006
- [4] 商重阳, 第三代战斗机空战仿真系统研究, 硕士学位论文, 西北工业大学, 2001
- [5] 孔祥骏, 无人机对地攻击仿真研究, 硕士学位论文, 西北工业大学, 2003
- [6] 郑涛, 无人机系统的仿真建模研究, 硕士学位论文, 西北工业大学, 2001
- [7] 金长江, 范立钦, 飞行动力学—飞机飞行性能计算, 北京: 国防工业出版社, 1990
- [8] 胡兆丰, 何植岱, 高浩, 飞行动力学—飞机的稳定性和操纵性, 北京: 国防工业出版社, 1985
- [9] 方振平, 带自动器飞机飞行动力学, 北京: 国防工业出版社, 1999
- [10] 高浩, 朱培申, 高正红, 高等飞行动力学, 北京: 国防工业出版社, 2004
- [11] 申安玉, 申学仁, 李云保, 自动飞行控制系统, 北京: 国防工业出版社, 2003
- [12] 高金源, 李陆豫, 冯亚昌, 飞机飞行品质, 北京: 国防工业出版社, 2003
- [13] 王行仁, 飞行仿真技术, 测控技术, 1994, 13 (2): 47~50
- [14] 王行仁, 飞行实时仿真系统及技术, 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998
- [15] 童中翔, 王晓东, 飞行仿真技术的发展与展望, 飞行力学, 2002, 20 (3): 5~8
- [16] 李林刚, 高浩, 飞行仿真中的机动指令生成器, 飞行力学, 1999, 17 (3): 1~4
- [17] 李世鹏, 高正红, 飞机空战仿真中机动指令生成器设计, 西北工业大学学报, 2005, 23 (4): 448~451
- [18] 李世鹏, 高正红, 机动指令生成器设计及蛇行机动仿真, 飞行力学, 2005, 23 (2): 19~22
- [19] 博涛, 格斗空战行为建模技术研究, 博士学位论文, 国防科学技术大学, 2002
- [20] 张君辉, 飞行器模拟器, 硕士学位论文, 南京航空航天大学, 2004
- [21] 王辉, 无人直升机自主飞行控制系统的设计与实现, 博士学位论文, 南京航空航天大学, 2005
- [22] 李姝丽, 无人驾驶飞机飞行仿真与智能控制的研究, 硕士学位论文, 大连海事大学, 2004
- [23] 朱可钦, 董彦非, 空战机动动作库设计方式研究, 航空计算技术, 2001,

- 31 (4): 50~52
- [24] 黄安祥, 现代军机飞行仿真系统的研究, 博士学位论文, 北京航空航天大学, 2002
- [25] 祖力军, 刘志敏, 战斗机曲线跟踪数值仿真模型研究, 飞行力学, 2003, 21 (4): 19~22
- [26] 邱晓红, 高金源, 张林昌, 飞行轨迹指令综合跟踪控制器设计, 航空学报, 1997, 18 (4): 407~411
- [27] 邱晓红, 廖芳, 无人战斗机飞行管理与控制系统分析, 北京航空航天大学学报, 2000, 26 (5): 616~620
- [28] 惠天舒, 童军, 陈宗基等, 分布交互仿真技术的发展, 系统仿真学报, 1997, 9 (4): 1~7
- [29] Julien Scharl, Dimitri N. Mavris, Ivan Y. Burdun. Use of Flight Simulation in Early Design: Formulation and Application of the Virtual Testing and Evaluation Methodology. AIAA: 2000-01-5590
- [30] Alan R. Chappell. Trial maneuver generation and selection in the paladin tactical decision generation system. AIAA-92-4541
- [31] Jaakko Hoffren, Timo Saileranta. Maneuver Autopilot for Realistic Performance Model Simulations[J]. AIAA-2001-4376
- [32] Snell, Sidney Antony. Nonlinear dynamic-inversion flight control of supermaneuverable aircraft. Thesis of doctor's degree, University of Minnesota, 1991
- [33] J. B. Dabney, A Miele. Variable Load Factor Guidance for Low-Altitude Fly-to-point Maneuvers of a Jet Fighter Aircraft. Dynamics and Control. 2000, 10: 195-122
- [34] Brain Stevens, Frank Lewis. Aircraft Control and Simulation. John Wiley & Sons, INC, 1992
- [35] Derek Kingston, Randal Beard, Timothy Mclain. Autonomous Vehicle Technologies for Small Fixed Wing UAVs. AIAA, 2003-6559

攻读硕士期间发表的论文

- [1] 王嘉, 高正红, 商重阳, 飞行仿真中机动指令跟踪器的设计, 电光与控制, 已录用

致谢

感谢我的导师高正红老师，她学识渊博，治学严谨，见解深远，无论是在研究方向、研究方法、研究思路上，高老师都给了我深深的启发和教诲。高老师工作繁忙，经常是在百忙之中抽出时间为我修改文章。她严谨的治学态度和求实的工作作风，是我学习的楷模！

感谢商重阳老师，他扎实的专业知识和高超的计算机水平让我钦佩，他为我们解决了很多工作中的实际问题，在我陷入迷茫时给予了我帮助。

感谢德高望重的高浩老师，他作为飞行力学届的元老级学者，虽然已近退休，但他与我们为数不多的几次交流也让我们深受启发。他看待问题的高度与处理问题的态度，以及他平和的为人我都令我钦佩。

感谢夏露老师，詹浩老师，陈新老师。感谢他们在学习上给我的指导和在生活、工作上给予我的帮助。

感谢孔祥骏师兄，在我攻读硕士的近三年期间，他给予我的指导和帮助可以说是最多的，他扎实的专业知识，清晰的思维和表述是我学习的榜样。对我来说，他就如同老师一样。

感谢刘勋师兄，刘艳师姐，李世鹏师兄，它们在学习和工作上给予了我非常大的帮助，为我解决了很多问题。而且有了他们让我们的办公室亲如一家，开心温暖。

感谢邓阳平，王明亮，刘继权，王安军，左英桃，苏伟，朱军师兄对我的帮助和关怀，感谢魏中成，程思野，李焦赞，庞亚华，朱莉同学，我们在学习和生活上的互帮互助，共同进步！感谢颜世伟，陈海萍等师弟师妹对我的支持与鼓励。

感谢我的父母，女友，以及所有朋友、同学、老师、亲人们！因为你们的关怀和帮助，让我在最困难的时候也没有放弃！

西北工业大学

学位论文知识产权声明书

本人完全了解学校有关保护知识产权的规定，即：研究生在校攻读学位期间论文工作的知识产权单位属于西北工业大学。学校有权保留并向国家有关部门或机构送交论文的复印件和电子版。本人允许论文被查阅和借阅。学校可以将本学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存和汇编本学位论文。同时本人保证，毕业后结合学位论文研究课题再撰写的文章一律注明作者单位为西北工业大学。

保密论文待解密后适用本声明。

学位论文作者签名：王嘉

2007年3月10日

指导教师签名：高

2007年3月10日

西北工业大学

学位论文原创性声明

秉承学校严谨的学风和优良的科学道德，本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在导师的指导下进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容和致谢的地方外，本论文不包含任何其他个人或集体已经公开发表或撰写过的研究成果，不包含本人或其他已申请学位或其他用途使用过的成果。对本文的研究做出重要贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式表明。

本人学位论文与资料若有不实，愿意承担一切相关的法律责任。

学位论文作者签名：王嘉

2007年3月10日