

**飞行控制系统**

学 号： 2016261627

姓 名： 李 辉

指导老师： 吴 梅

时 间： 2017.06.30

目录

[一．F16飞机各飞行状态的配平、线性化及品质评定 1](#_Toc486583356)

[1.1 低空低速配平、线性化及品质评定 1](#_Toc486583357)

[1.1.1纵向运动 1](#_Toc486583358)

[1.1.2横侧向运动 4](#_Toc486583359)

[1.2 低空中速配平、线性化及品质评定 8](#_Toc486583360)

[1.2.1纵向运动 8](#_Toc486583361)

[1.2.2横侧向运动 10](#_Toc486583362)

[1.3 低空高速配平、线性化及品质评定 12](#_Toc486583363)

[1.3.1纵向运动 12](#_Toc486583364)

[1.3.2横侧向运动 14](#_Toc486583365)

[1.4 中空低速配平、线性化及品质评定 16](#_Toc486583366)

[1.4.1纵向运动 16](#_Toc486583367)

[1.4.2横侧向运动 17](#_Toc486583368)

[1.5 中空中速配平、线性化及品质评定 18](#_Toc486583369)

[1.5.1纵向运动 19](#_Toc486583370)

[1.5.2横侧向运动 20](#_Toc486583371)

[1.6 中空高速配平、线性化及品质评定 21](#_Toc486583372)

[1.6.1纵向运动 22](#_Toc486583373)

[1.6.2横侧向运动 23](#_Toc486583374)

[1.7 高空低速配平、线性化及品质评定 24](#_Toc486583375)

[1.7.1纵向运动 25](#_Toc486583376)

[1.7.2横侧向运动 26](#_Toc486583377)

[1.8 高空中速配平、线性化及品质评定 27](#_Toc486583378)

[1.8.1纵向运动 28](#_Toc486583379)

[1.8.2横侧向运动 29](#_Toc486583380)

[1.9 高空高速配平、线性化及品质评定 30](#_Toc486583381)

[1.9.1纵向运动 31](#_Toc486583382)

[1.9.2横侧向运动 32](#_Toc486583383)

[二．F16的控制率设计 34](#_Toc486583384)

[2.1增稳设计 34](#_Toc486583385)

[2.1.1纵向增稳 34](#_Toc486583386)

[2.1.2横向增稳 37](#_Toc486583387)

[2.2 基于线性化模型的控制律设计 39](#_Toc486583388)

[2.2.1高度预选控制律设计 39](#_Toc486583389)

[2.2.2航向预选控制律设计 41](#_Toc486583390)

[2.2.3平面轨迹跟踪控制律设计 44](#_Toc486583391)

[2.2.4定高盘旋系统控制律设计 45](#_Toc486583392)

[2.3剖面飞行 47](#_Toc486583393)

[三、非线性模型验证 49](#_Toc486583394)

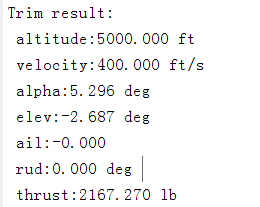
[四、总结 52](#_Toc486583395)

# 一．F16飞机各飞行状态的配平、线性化及品质评定

F16非线性模型选取低空、中空和高空飞行高度，高中低三个飞行速度，完成飞机的配平及线性化，并对九个飞行状态进行品质评定。

1.1 低空低速配平、线性化及品质评定

运行linF16Sim.m即可完成对F16配平、线性化及解耦分组。当高度为5000ft，速度为400ft/s时，选取飞机水平飞行状态，在无扰动的情况下对F16进行配平、线性化及解耦。配平结果如下所示：



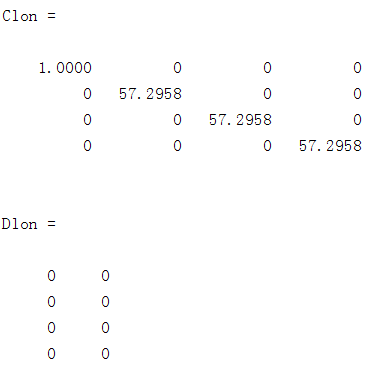
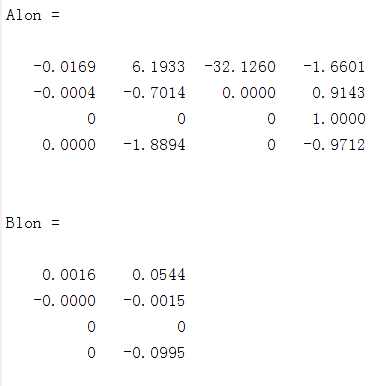
1.1.1纵向运动

1.省略横侧向运动对纵向运动的影响，可以得到飞机纵向解耦后的状态方程为：

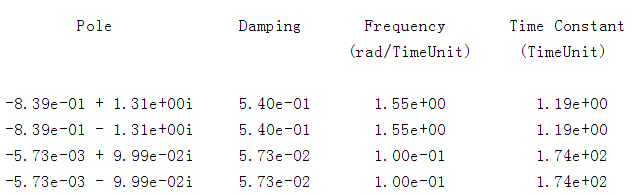


其中：控制量为；状态量；

对F16解耦分组得到纵向状态和输出方程。



由damp（Alon）可得纵向方程特征根如下：



可以看出飞机在纵向共有两组共轭复根；

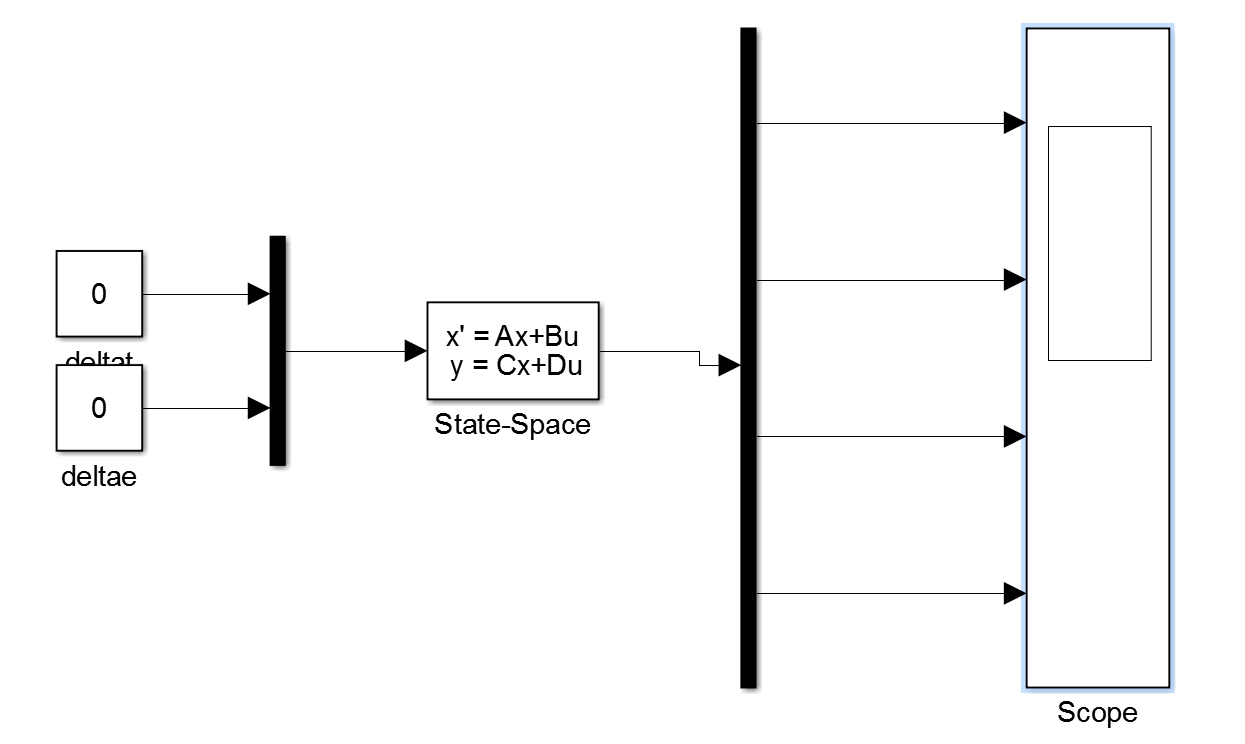
-5.73e-03+9.99e-02i和-5.73e-03-9.99e-02i对应长周期模态；

-8.39e-01+1.31i与-8.39e-01+1.31i 对应短周期模态。

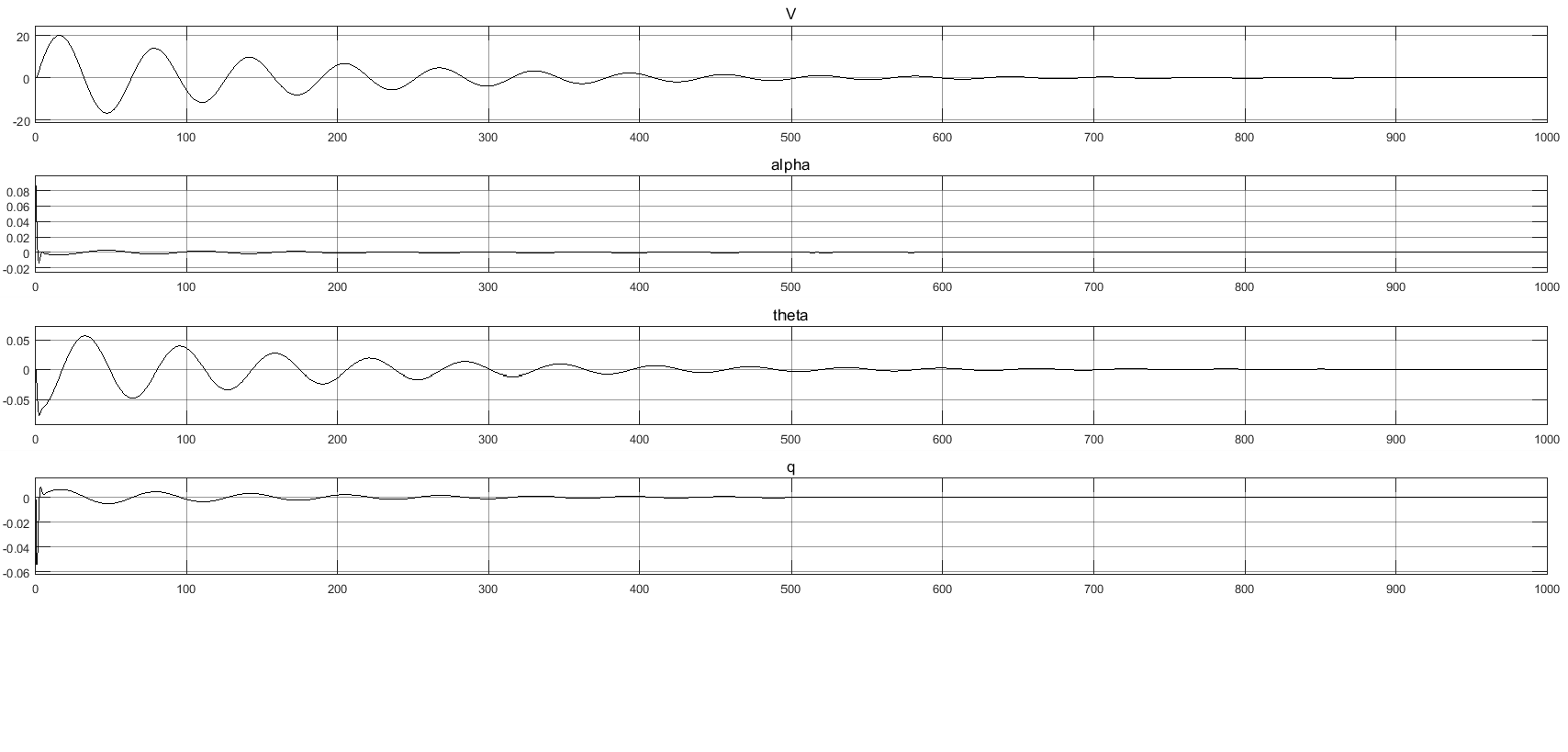
**2. 纵向稳定性分析**

输入deltat=deltae=0，设初始状态为。

其simulink仿真模型如下所示：



响应曲线如下图所示：



由图中可知，给飞机纵向施加一个阶跃迎角干扰信号时，该系统纵向运动是稳定的，经过一段时间的运动后各个状态参数都趋于平衡点。但各个运动参数响应的动态性能差别很大。

飞行速度v属于欠阻尼运动，阻尼比ξ小，响应值衰减振荡，超调量大，响应速度慢，经过ts=800s之后才稳定下来；

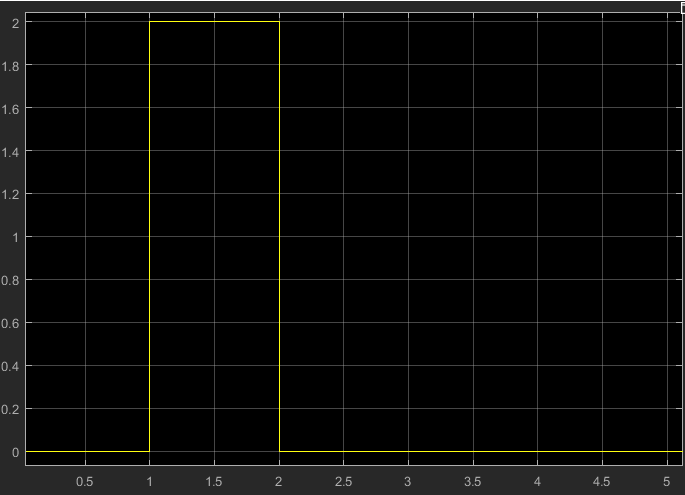
迎角响应速度快，欠阻尼，阻尼比ξ比较大，调节时间短，ts=50s。

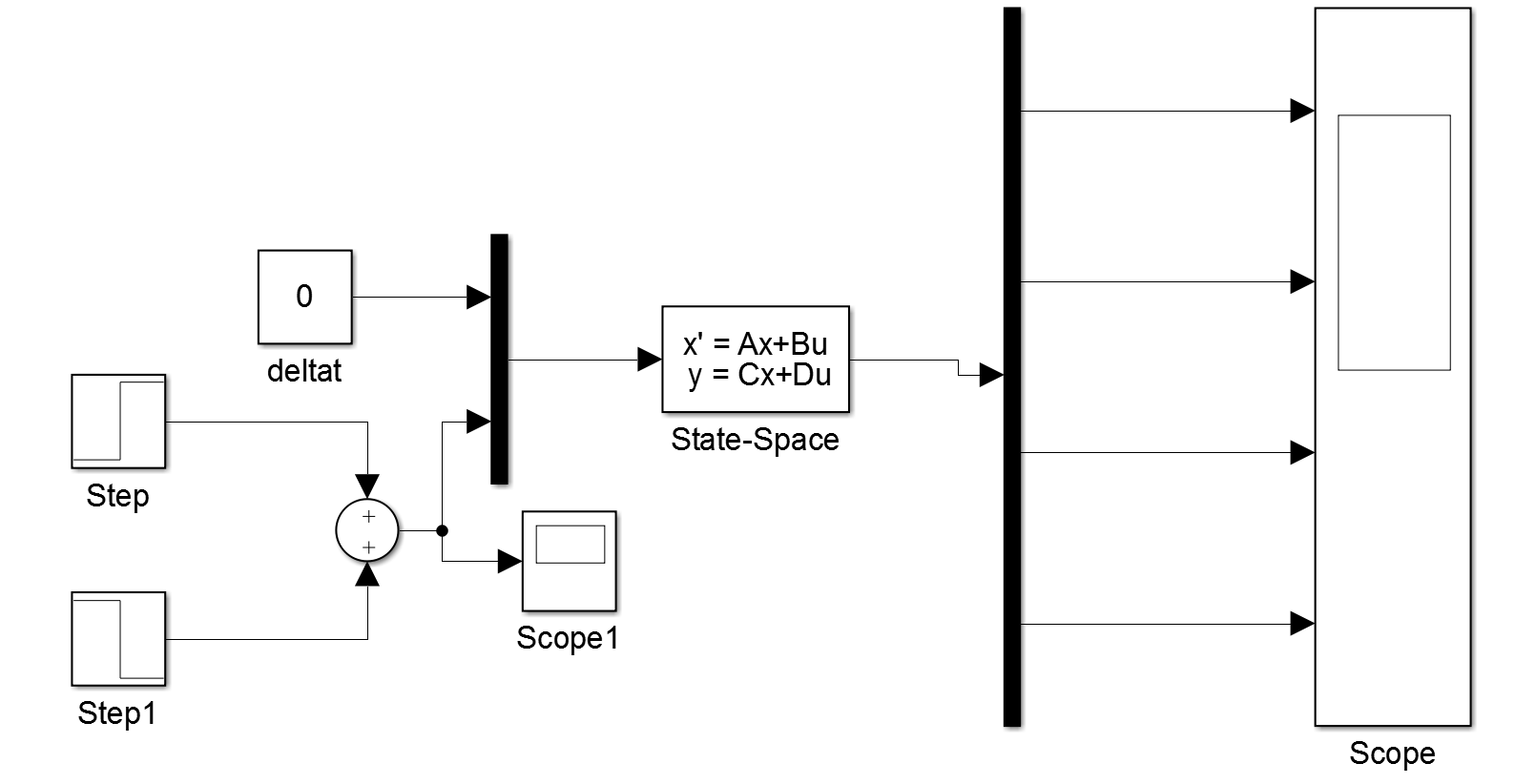
俯仰角响应过程与V类似，属于欠阻尼运动，阻尼比ξ小，响应值在原点附近衰减震荡，趋于稳定，调节时间ts=650s；

俯仰角速率响应过程，欠阻尼，阻尼比ξ比较大， ts=300s。飞机自身能够快速恢复到平衡状态，这说明飞机具有很好的稳定性能。

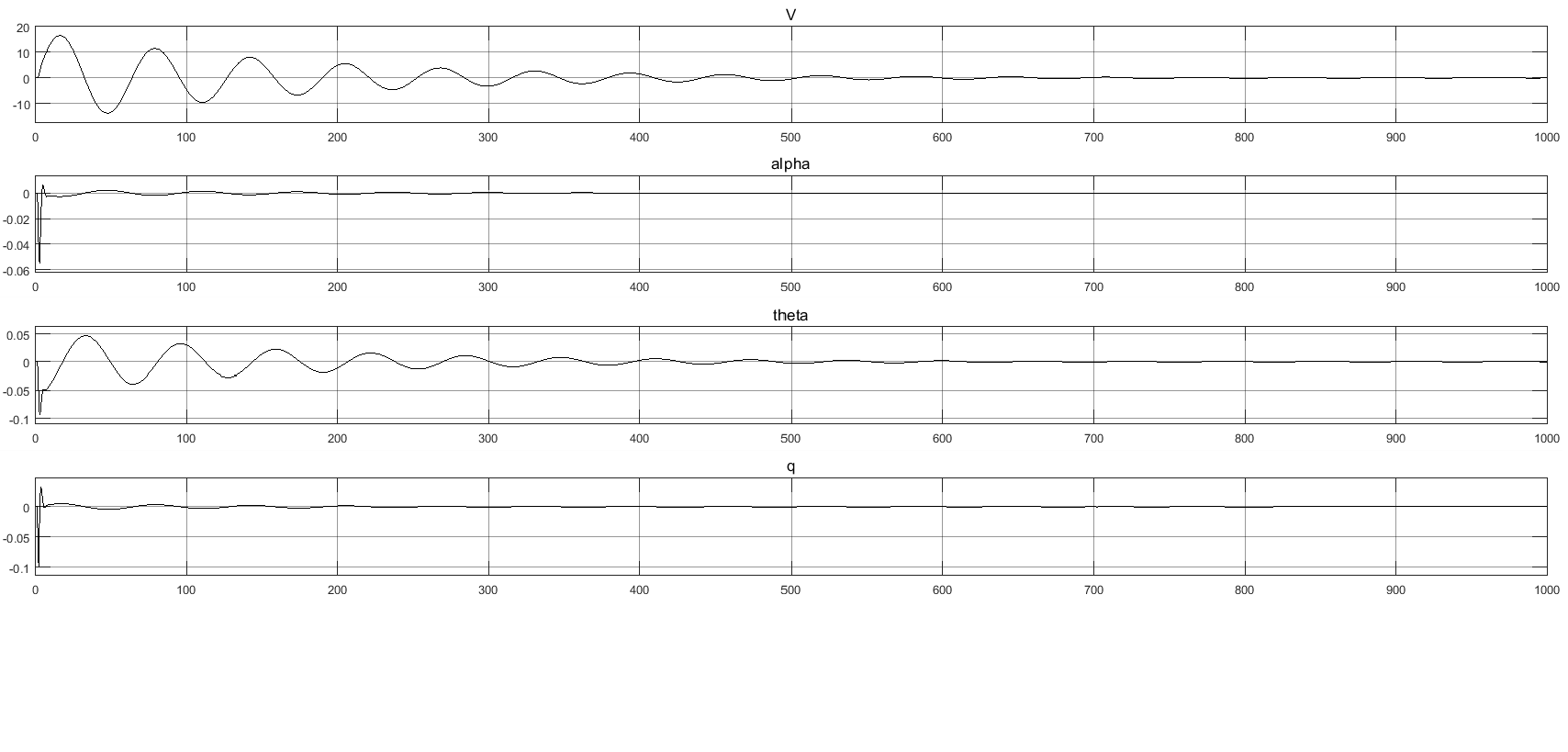
3. 纵向操纵性分析

设初始状态为0，施加输入信号：为一正2度的如图所示信号。





响应如下图所示：



当给升降舵施加该操纵信号时，系统零状态响应与零输入响应特征类似。和响应速度快。

从上面的时域稳定性和操作性分析可知，该系统纵向运动稳定。从长/短周期模态考虑，和主要受短周期模态的影响，响应速度快。主要受长周期模态影响，响应速度慢，经过相对较长时间之后才达到稳态值。

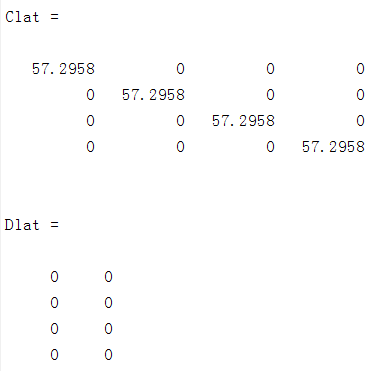
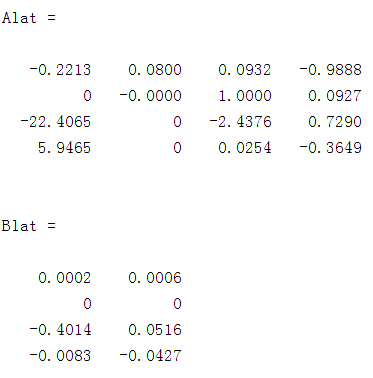
1.1.2横侧向运动

1.忽略纵向运动对横侧向运动的影响，就可以得到飞机横侧向解耦后的状态方程为：

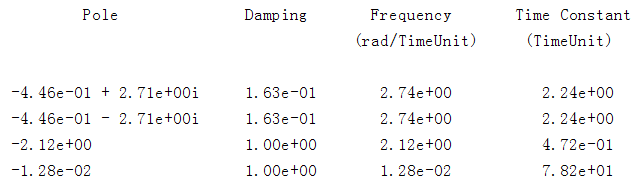


其中：控制量；状态量；

对F16解耦分组得到横侧向状态和输出方程。



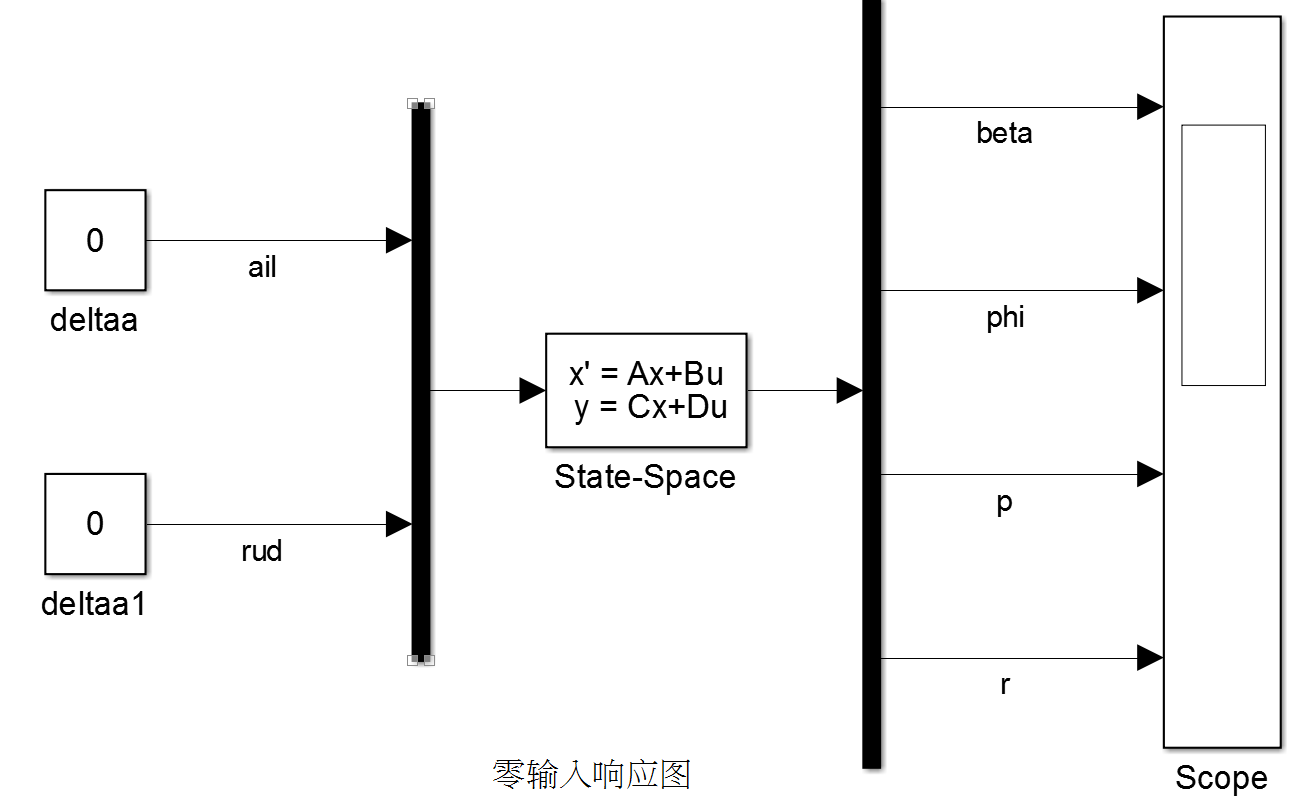
利用damp（Alat）易知横侧向特征根为：



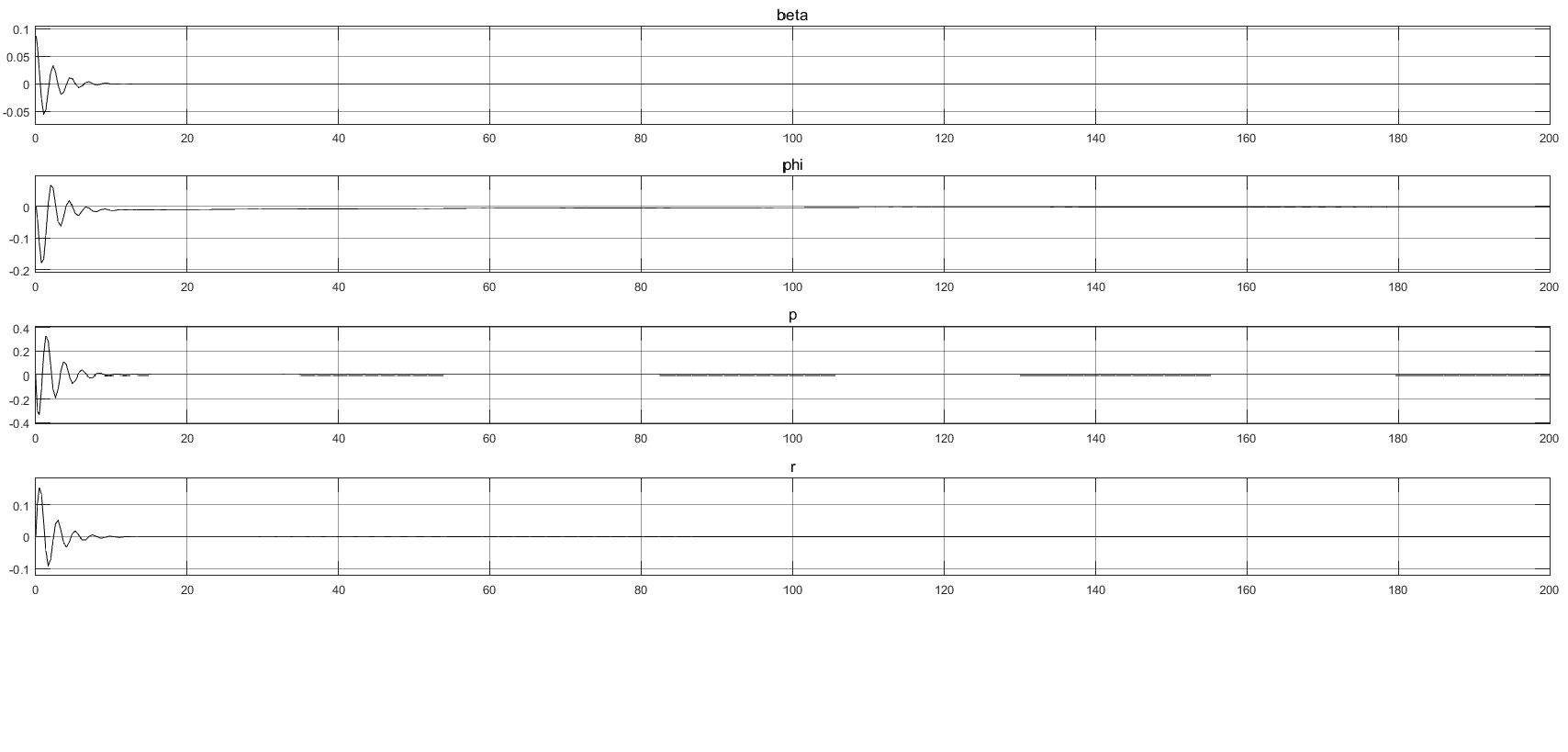
由上可以看出：系统的特征根全部在复平面的左半平面上，对应三个模态，所以系统是稳定的。

2. 横侧向稳定性分析

输入ail=rud=0，设初始状态为。其simulink仿真模型的方框图如下所示：



响应曲线如下图所示：

 由以上四幅响应曲线可知，该系统横侧向运动的四个状态量是稳定的，阻尼比比较大。施加扰动信号之后，四个状态都能迅速恢复到原点，属于欠阻尼运动，荷兰滚模态在各参数中均占主要地位。动态性能高，调节时间短，ts=12s，因此飞机受扰动后能迅速地恢复稳定状态。

在响应的初期，各个状态量都有微小的振荡，是受到荷兰滚模态的影响，响应趋近于稳态的过程受螺旋模态影响。

该系统为四阶系统，求得其中一对共轭复根，两个实根：

荷兰滚模态：= -0.446 ± 2.71i

螺旋模态：=-1.28e-02

滚转阻尼模态：=-2.12

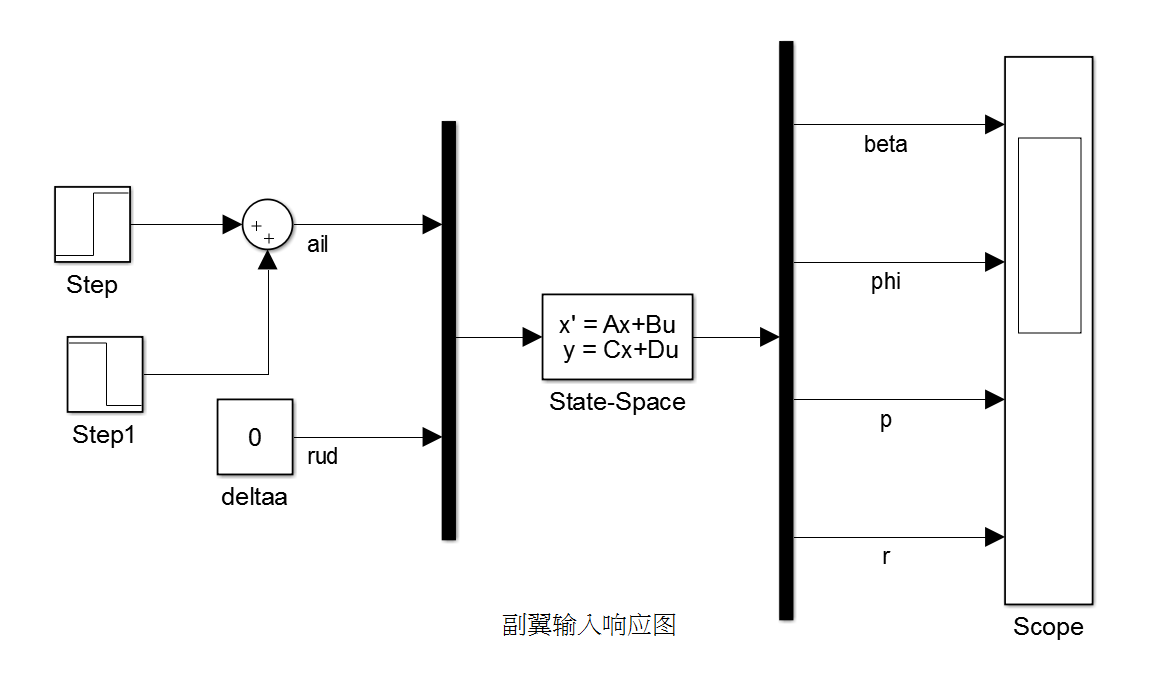
动态性：由于闭环极点滚转阻尼模态 =-2.12距离虚轴的距离远大于荷兰滚模态=-0.446 ± 2.71i和螺旋模态=-1.28e-02。因此滚转阻尼模态对系统的影响主要体现在响应的初期，系统受扰动后受滚转阻尼模态阻止而很快结束。

荷兰滚模态的作用是使系统响应发生振荡，而则是增大系统阻尼（使系统响应为单调非振荡过程）。飞机受扰后，滚转阻尼运动很快结束，共轭复根所表现的振荡运动将显露出来。

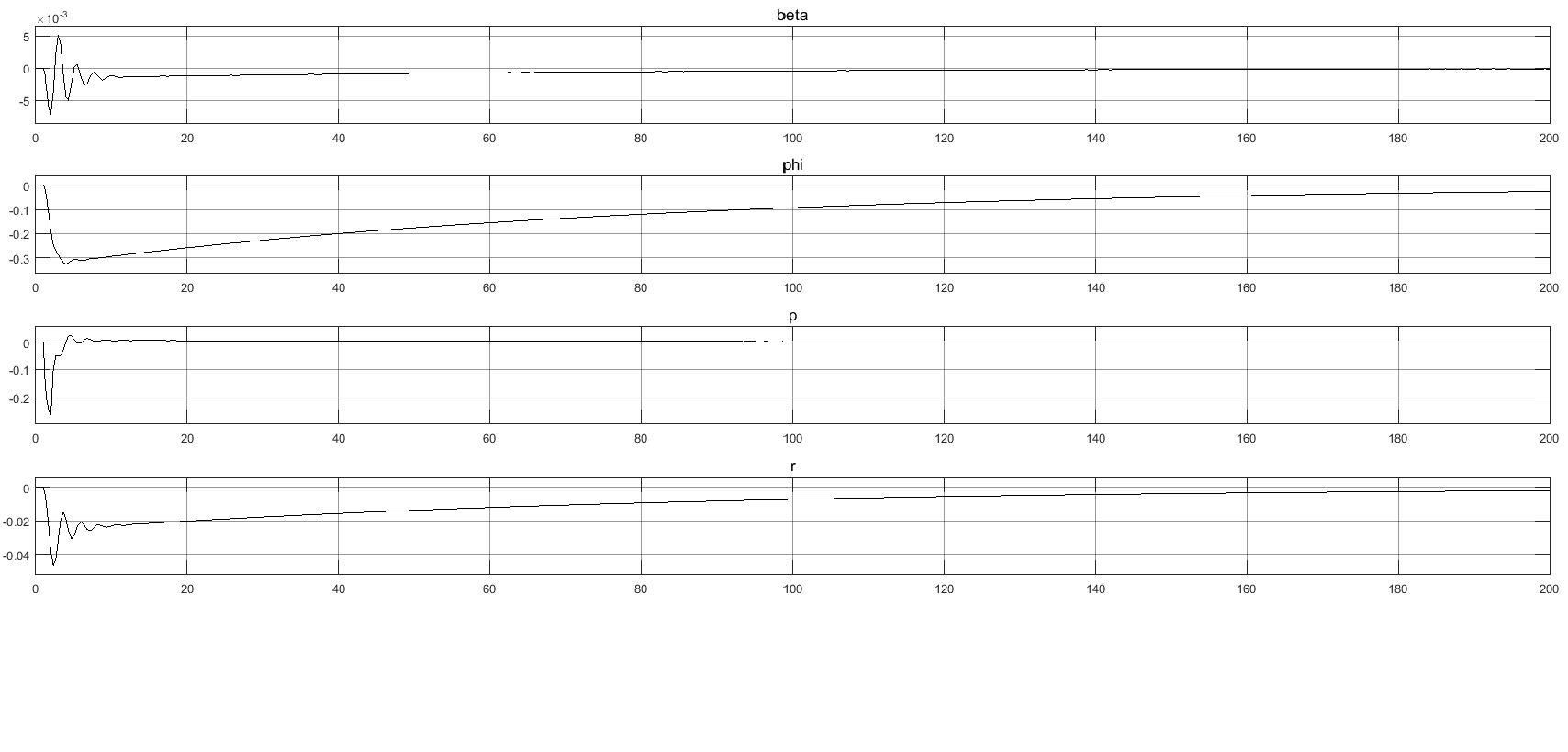
由于距离虚轴的距离也远大于距虚轴的距离，因此在整个时间响应过程中起主要作用。为闭环主导负实极点，因此该螺旋模态是稳定的。

3. 横侧向操纵性分析

1. 对副翼施加2度的长度1s的阶跃信号。其simulink仿真模型如下所示：

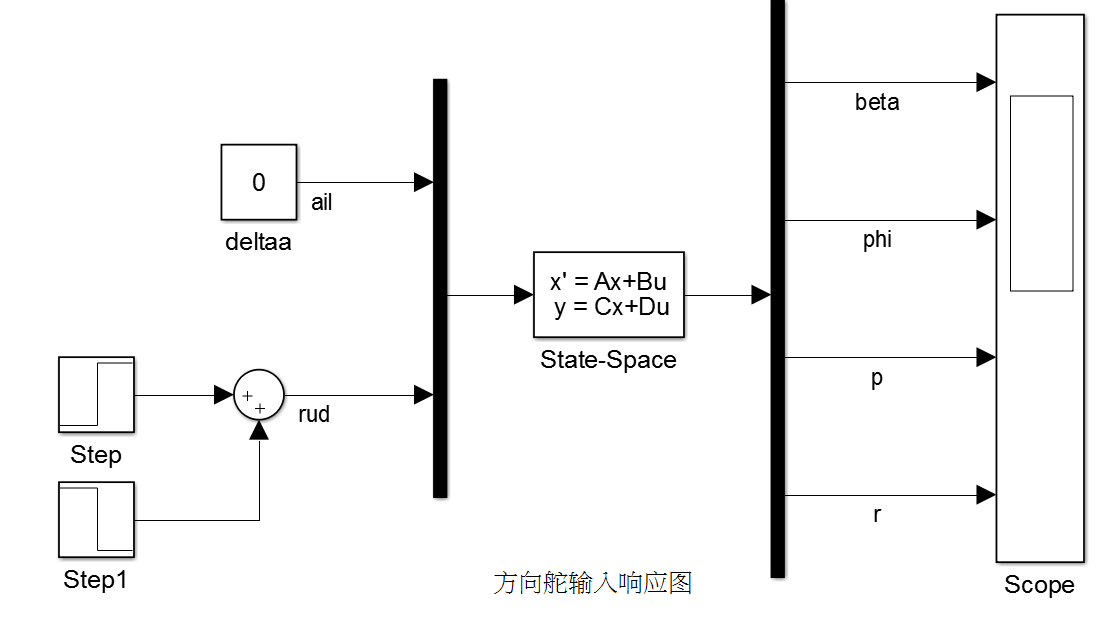


各状态输出响应图如下

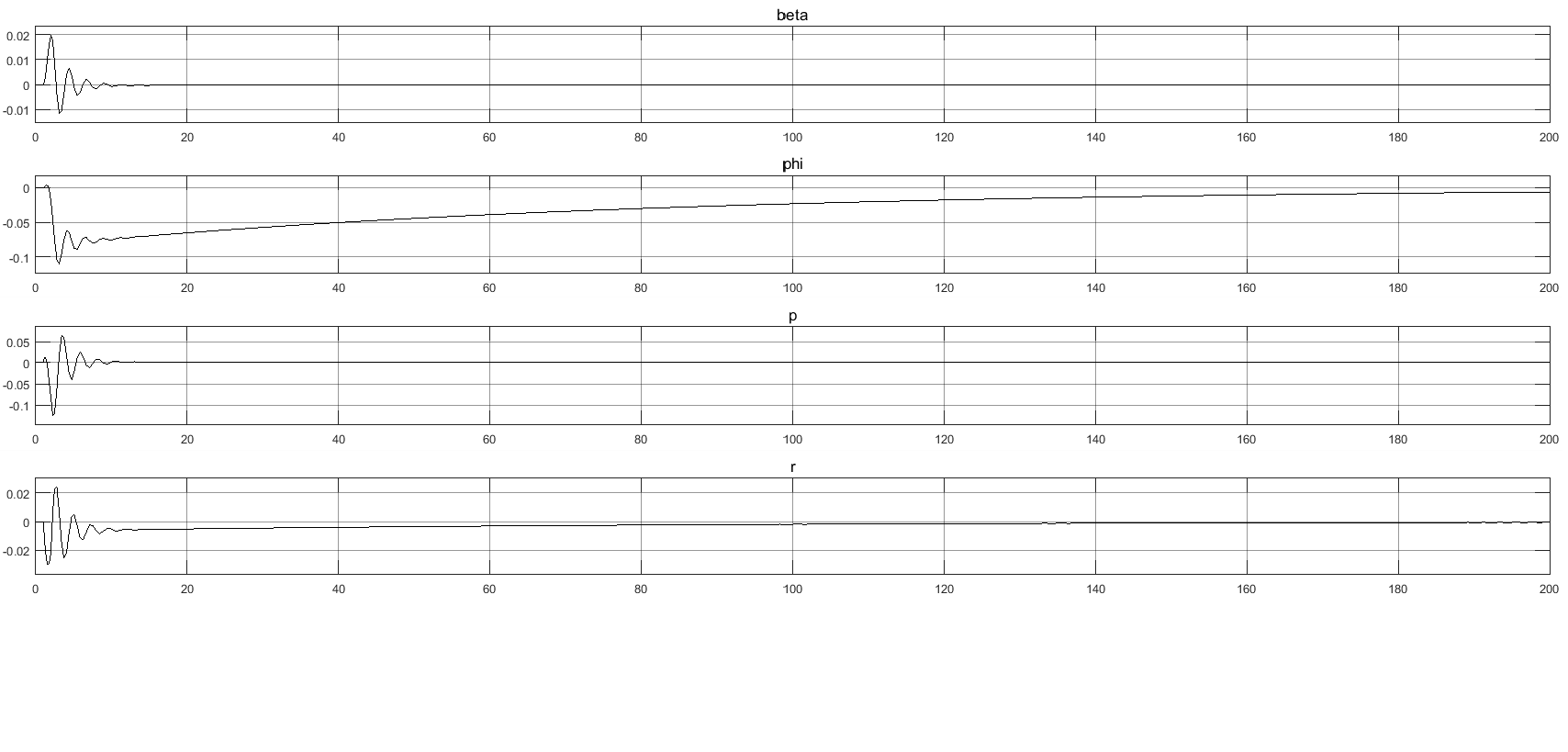


当给副翼施加该操纵信号时，滚转角速度、滚转角、偏航角速度都会有明显的变化，但的变化幅度没有大，说明副翼偏转对滚转角速率的影响是主要的，对偏航角速率的影响是次要的，但不可忽视，其他状态变量几乎不受该操纵信号的影响。

（2）对方向舵施加2度的长度1s的阶跃信号。其simulink仿真模型如下所示：



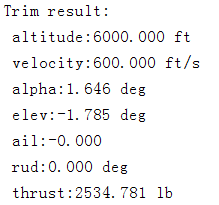
响应如下图所示：



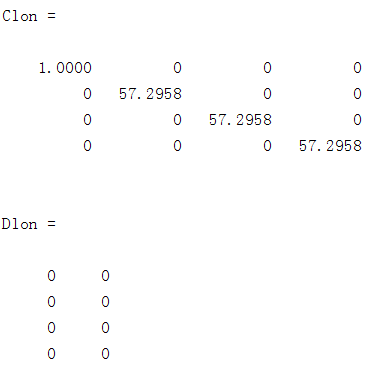
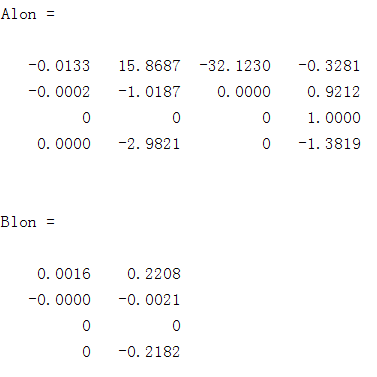
由上图可以看出，当给方向舵施加操纵信号时，滚转角速度，偏航角，偏航角速度都会有明显的变化，但的变化幅度比大，说明方向舵偏转对偏航角速率的影响是主要的，对滚转角速率的影响是次要的，但不可忽视，其他状态变量几乎不受该操纵信号的影响。

1.2 低空中速配平、线性化及品质评定

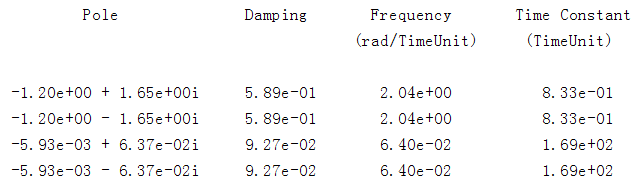
当高度为6000ft，速度为600ft/s时，选取飞机水平飞行状态，在无扰动的情况下对F16进行配平、线性化及解耦。配平结果如下所示：



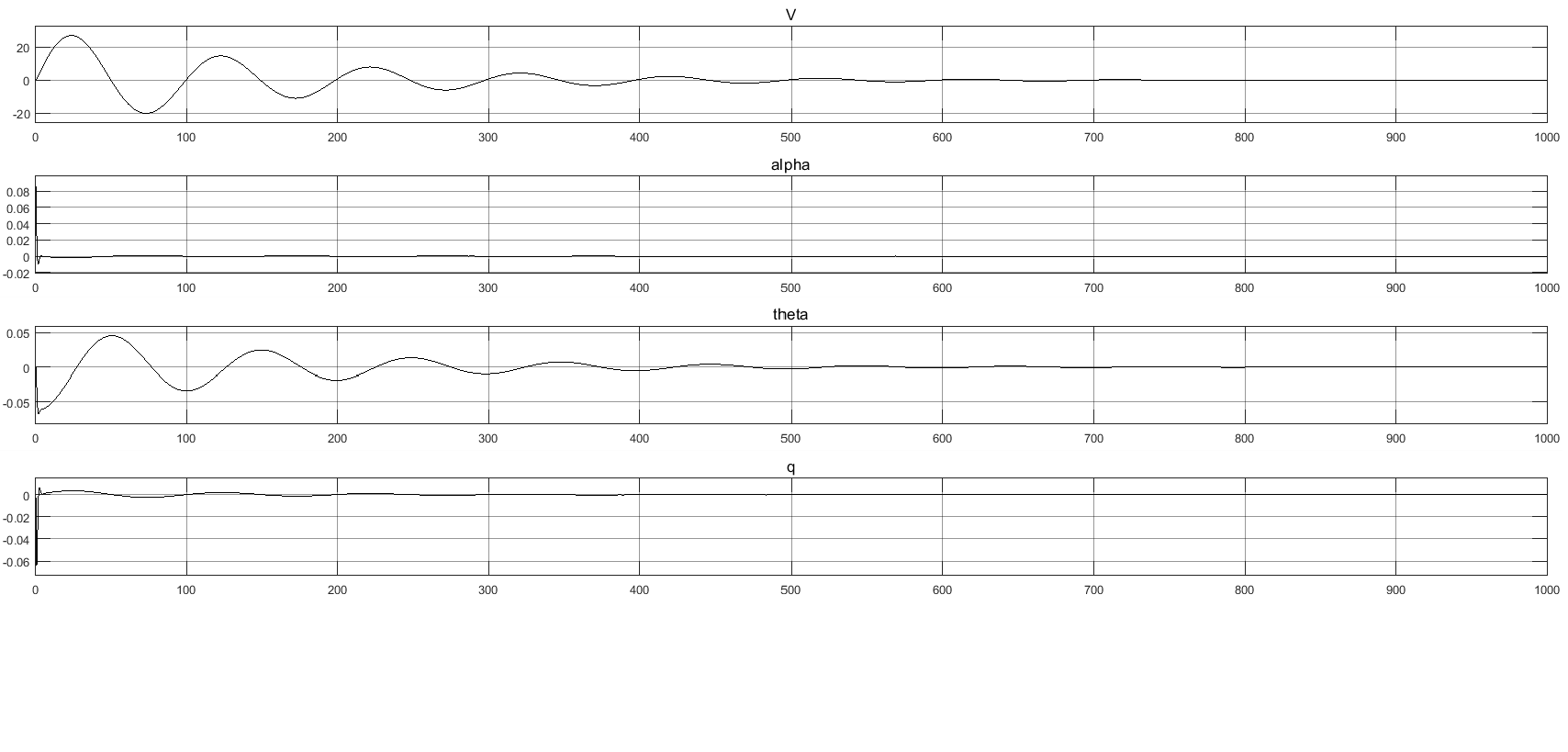
1.2.1纵向运动



易知纵向方程特征根如下：



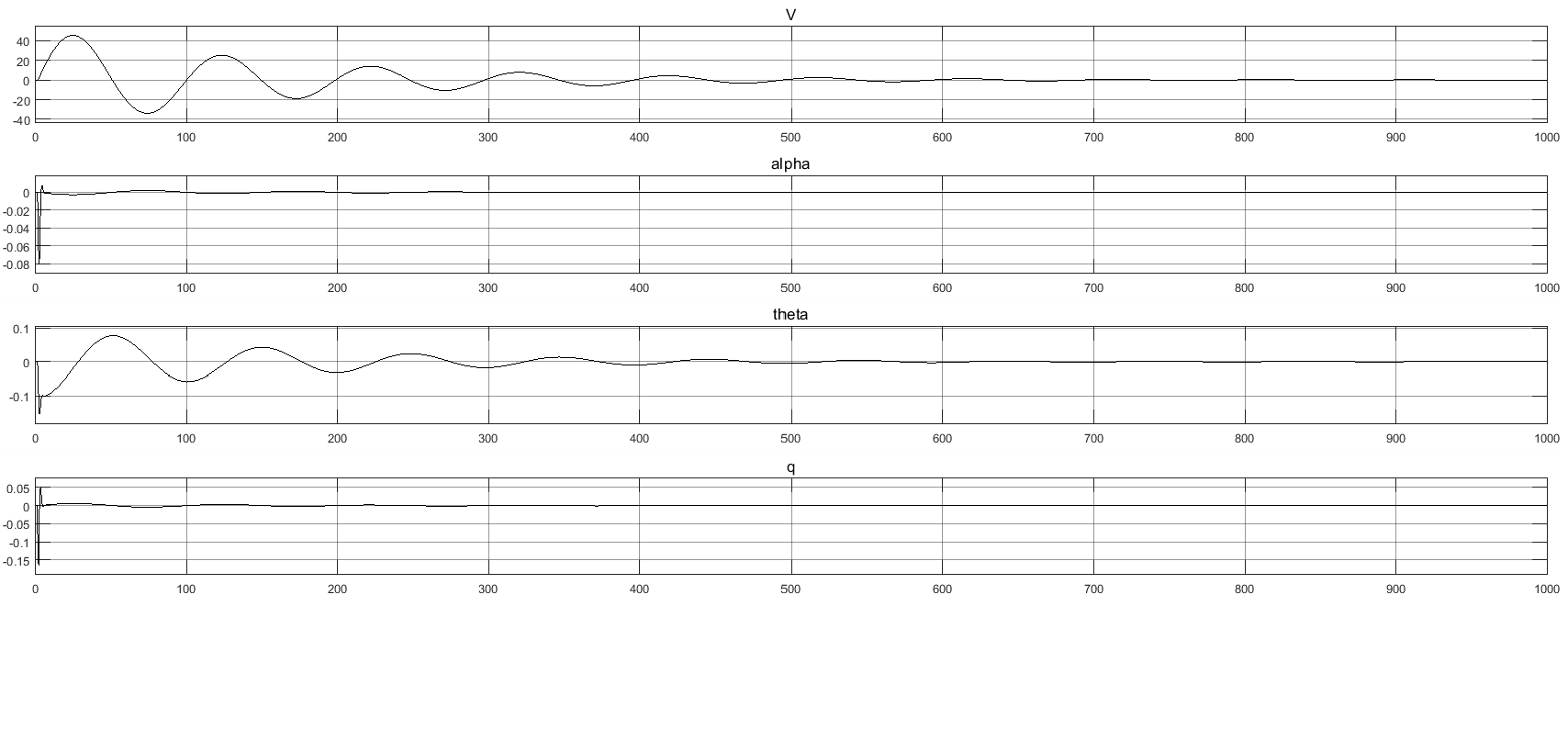
2. 纵向稳定性分析

输入deltat=deltae=0，设初始状态为。响应曲线如下图所示：

由图中可知，给飞机纵向施加一个阶跃迎角干扰信号时，经过一段时间的运动后各个状态参数都趋于0。飞机自身能够恢复到平衡状态，这说明飞机具有很好的稳定性能。

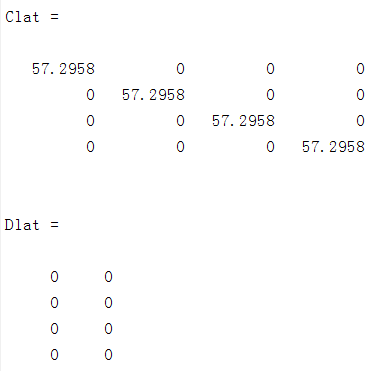
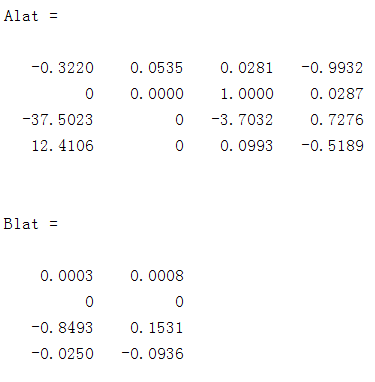
3. 纵向操纵性分析

设初始状态为0，施加输入信号：为2度的长度1s的阶跃信号。响应如下图所示：

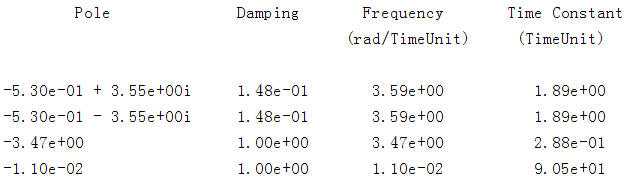


当给升降舵施加该操纵信号时，会有明显的变化，但变化幅度不大，并且可以很快恢复到平衡值，其他状态变量几乎不受该操纵信号的影响，说明飞机具有较好的纵向静稳定性。

1.2.2横侧向运动



易知横侧向方程特征根为：

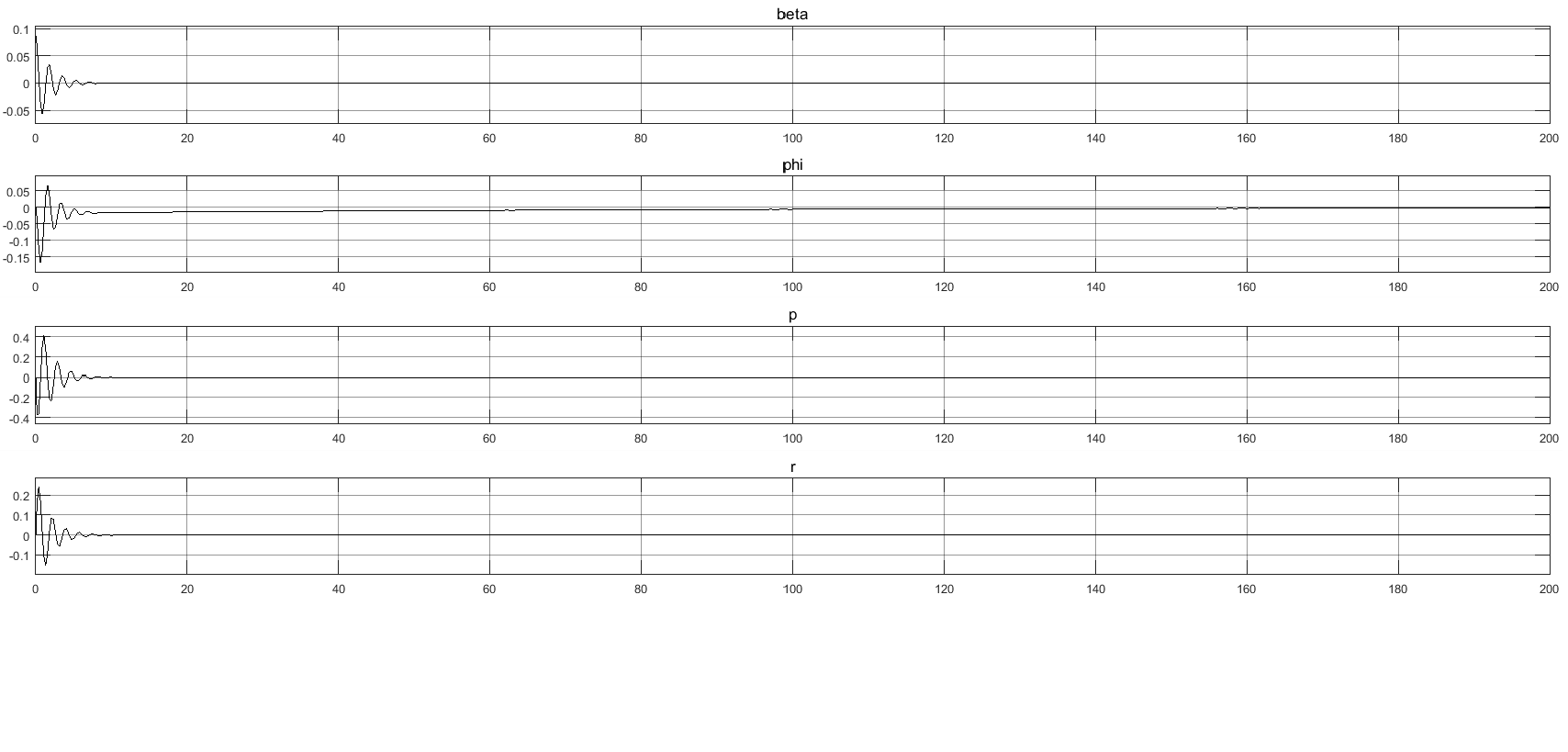


由上可以得到：系统的特征根全部在复平面的左半平面上，所以系统是稳定的。

2. 横侧向稳定性分析

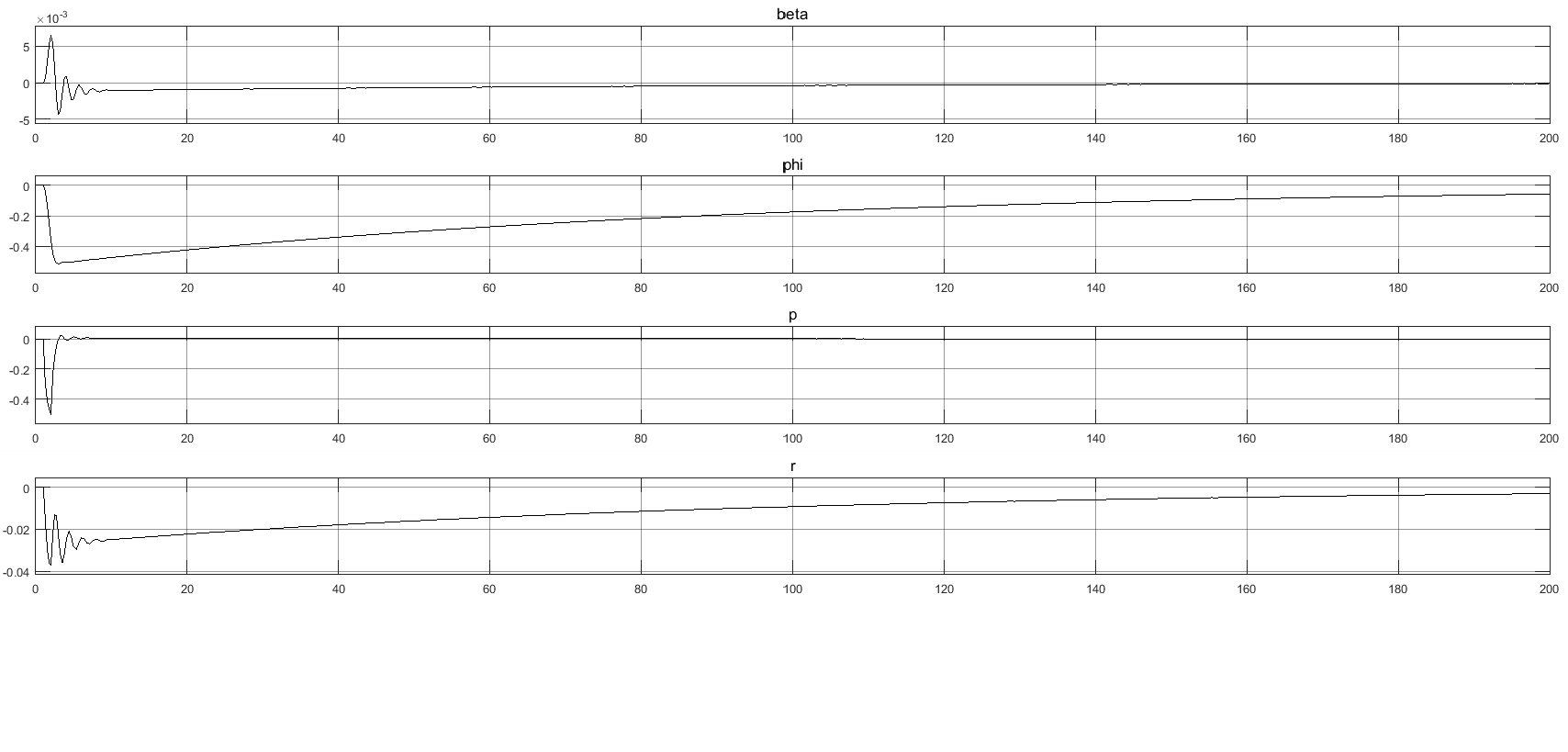
输入deltaa=deltar=0，设初始状态为。

响应曲线如下图所示：



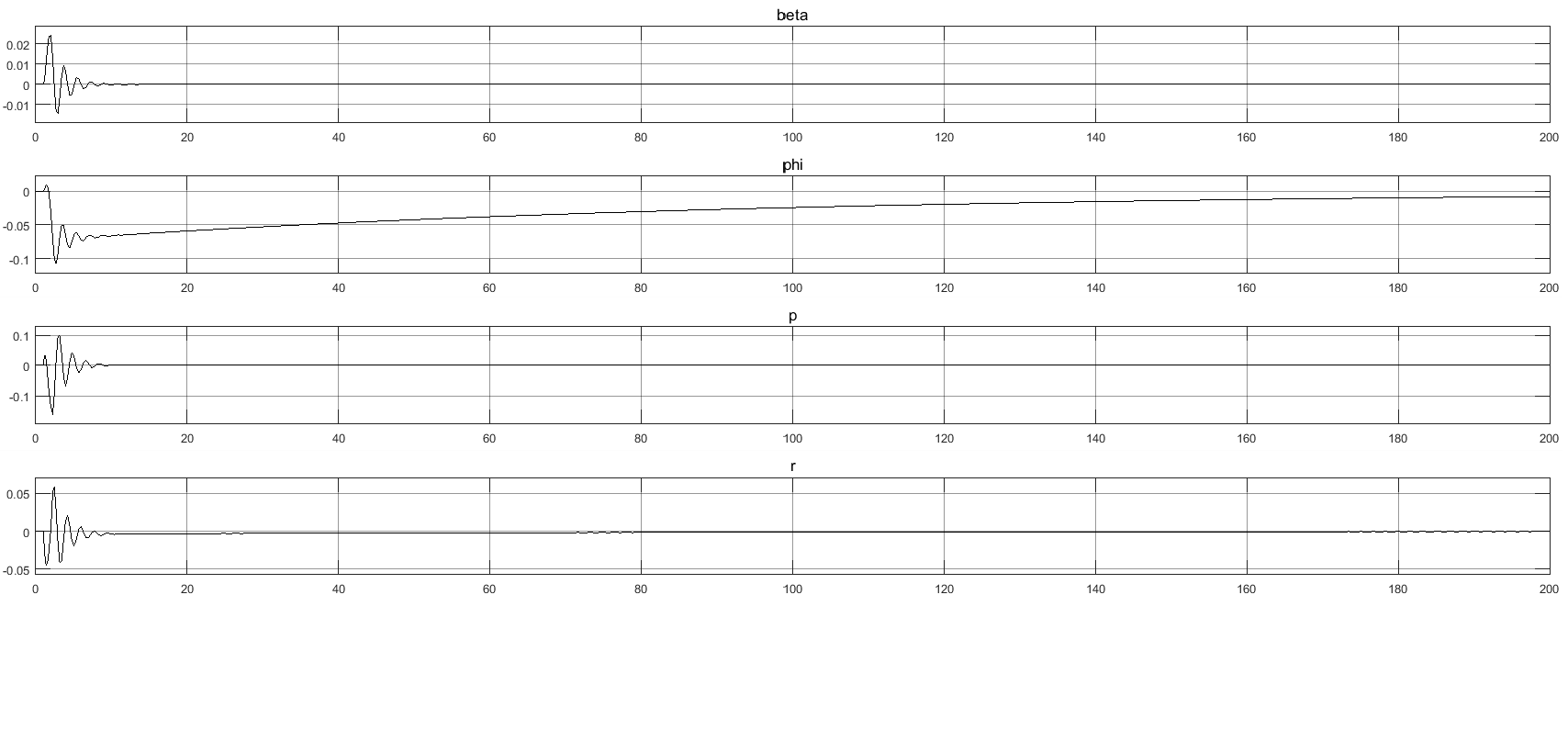
图中从上往下分别为响应曲线，给飞机横侧向施加一个阶跃侧滑角干扰信号时，飞机状态变化不大，自身能够快速恢复到平衡状态，这说明飞机具有很好的稳定性能。

3. 横侧向操纵性分析

(1)对副翼施加2度的长度1s的阶跃信号，飞机各状态的变化。各状态输出响应如下：

由上图可以看出，当给方向舵施加该操纵信号时，系统可以较快响应，说明操纵性良好。

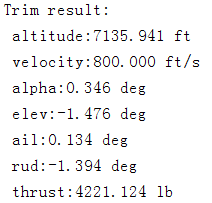
（2）对方向舵施加2度的长度1s的阶跃信号，响应如下图所示：



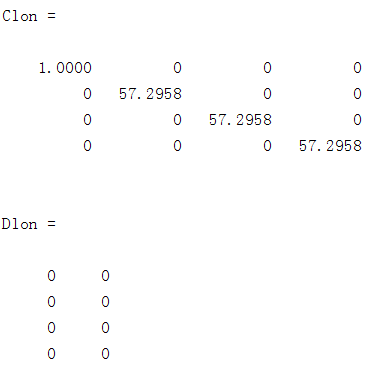
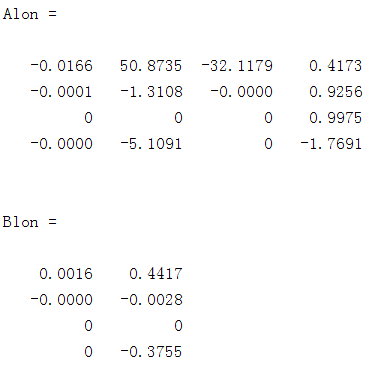
由上图可以看出，当给方向舵施加该操纵信号时，偏航比滚转较快恢复至稳态初值。其他状态变量几乎不受该操纵信号的影响。

1.3 低空高速配平、线性化及品质评定

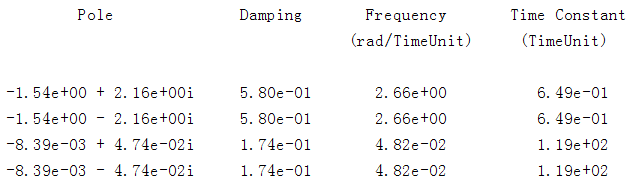
当高度为7000ft，速度为800ft/s时，选取飞机水平飞行状态，在无扰动的情况下对F16进行配平、线性化及解耦。配平结果如下所示：



1.3.1纵向运动



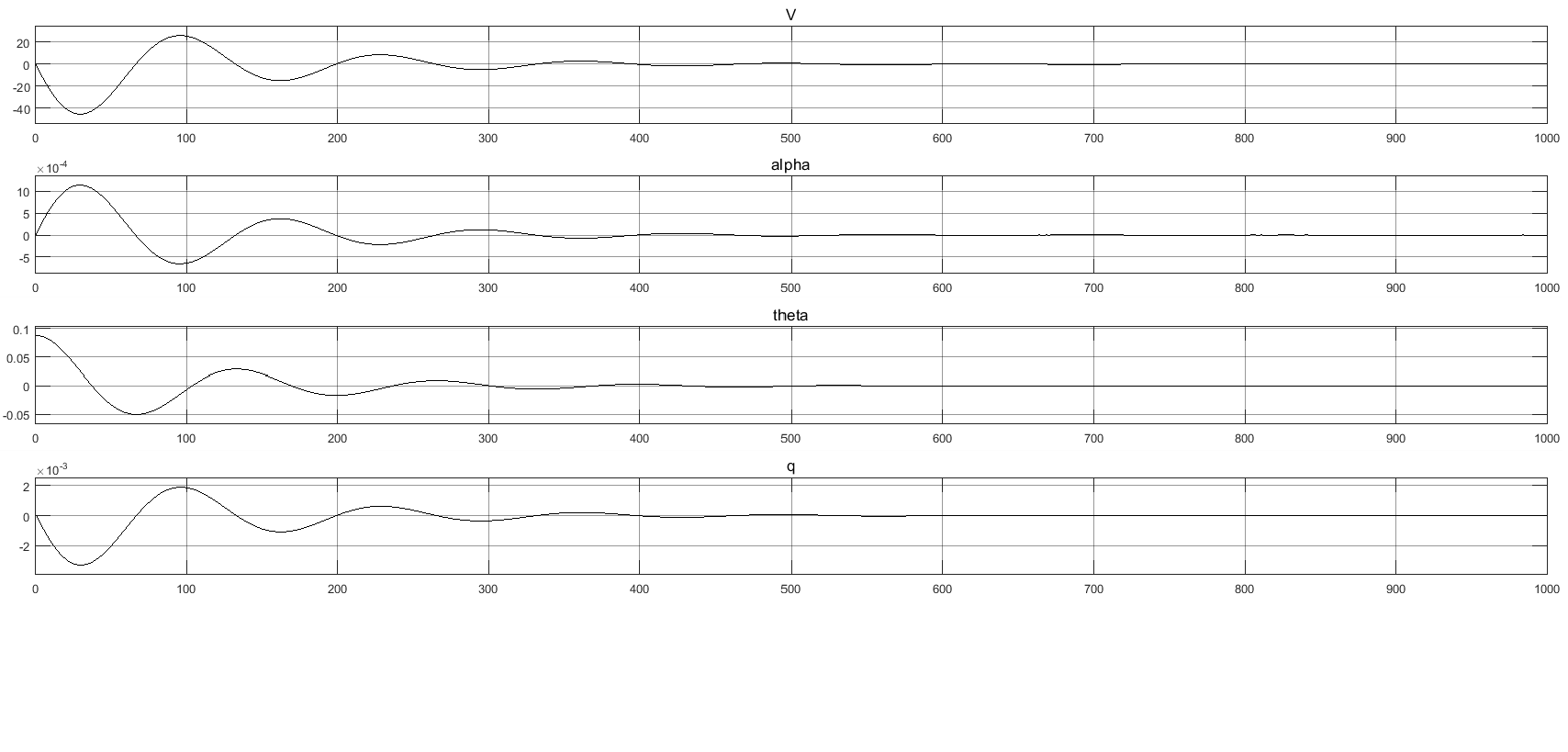
易知纵向方程特征根如下：



可以看出特征根均位于左半平面，说明飞机纵向稳定。

2. 纵向稳定性分析

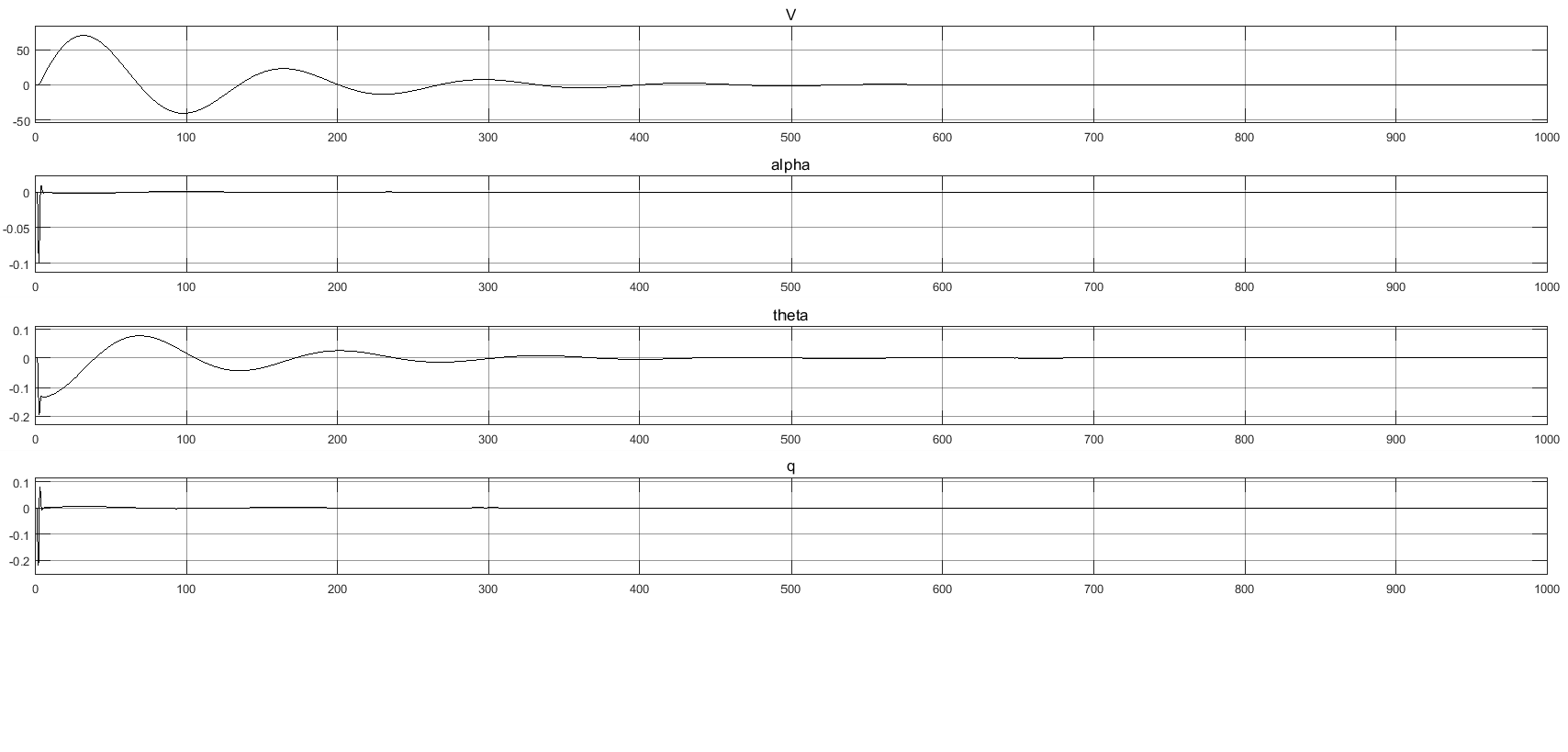
输入deltat=deltae=0，设初始状态为。 响应曲线如下图所示：



由图中可知，给飞机纵向施加一个阶跃迎角干扰信号时，经过一段时间的运动后各个状态参数都趋于0。

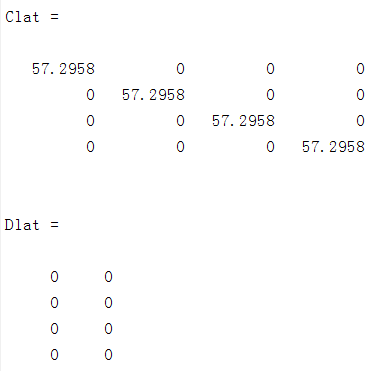
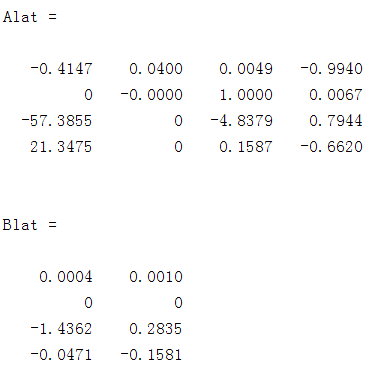
3. 纵向操纵性分析

设初始状态为0，施加输入信号：为2度的长度1s的阶跃信号。响应如下图所示：

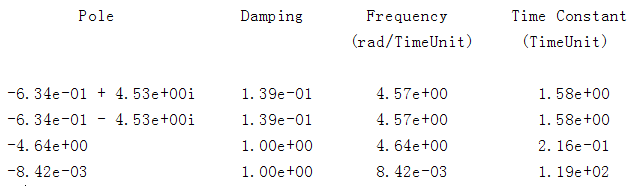


当给升降舵施加该操纵信号时，各状态很快恢复到平衡值，其他状态变量几乎不受该操纵信号的影响，说明飞机具有较好的纵向稳定性。

1.3.2横侧向运动



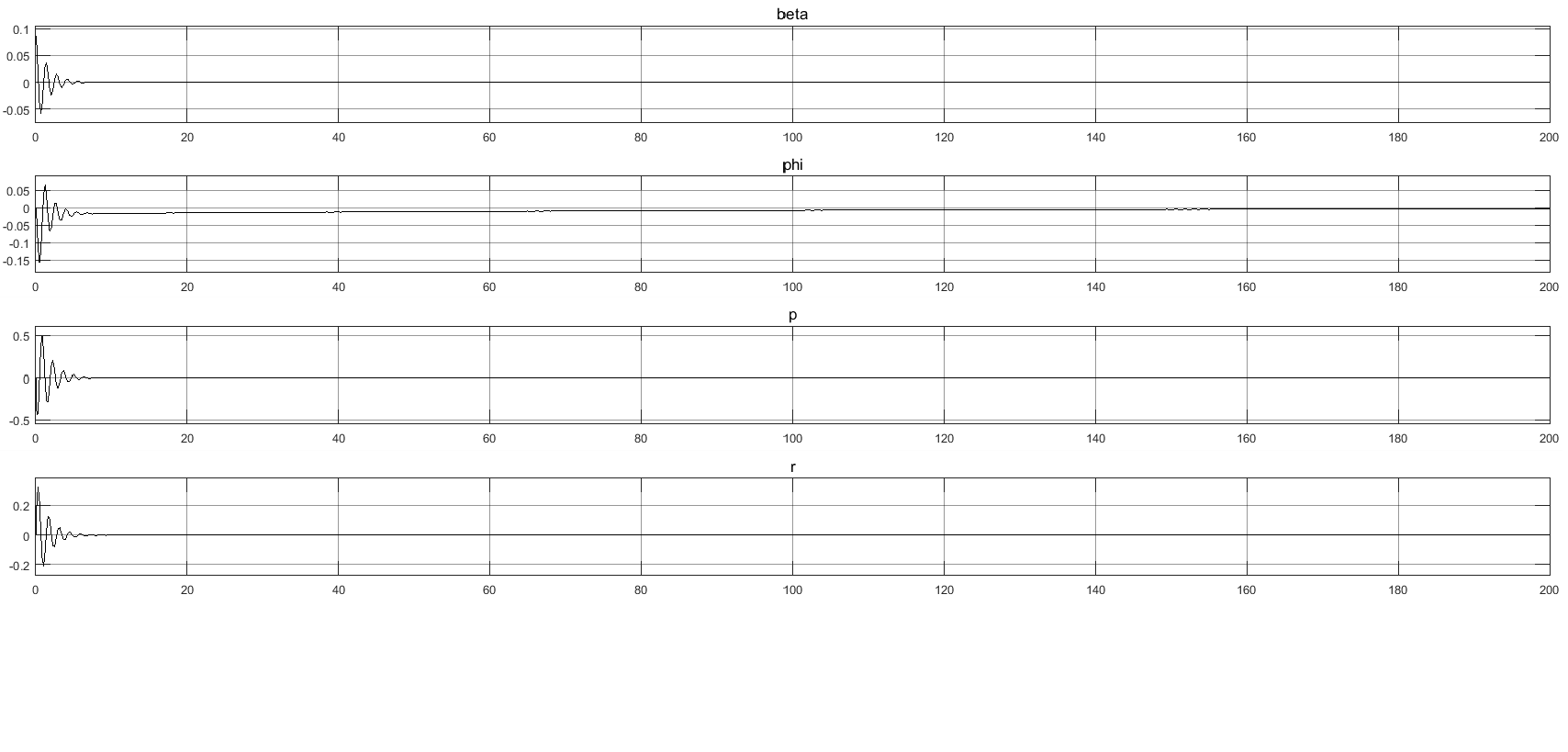
易知横侧向方程特征根为：



由上可以得到：系统的特征根全部在复平面的左半平面上，对应三个模态，所以系统是稳定的。

2. 横侧向稳定性分析

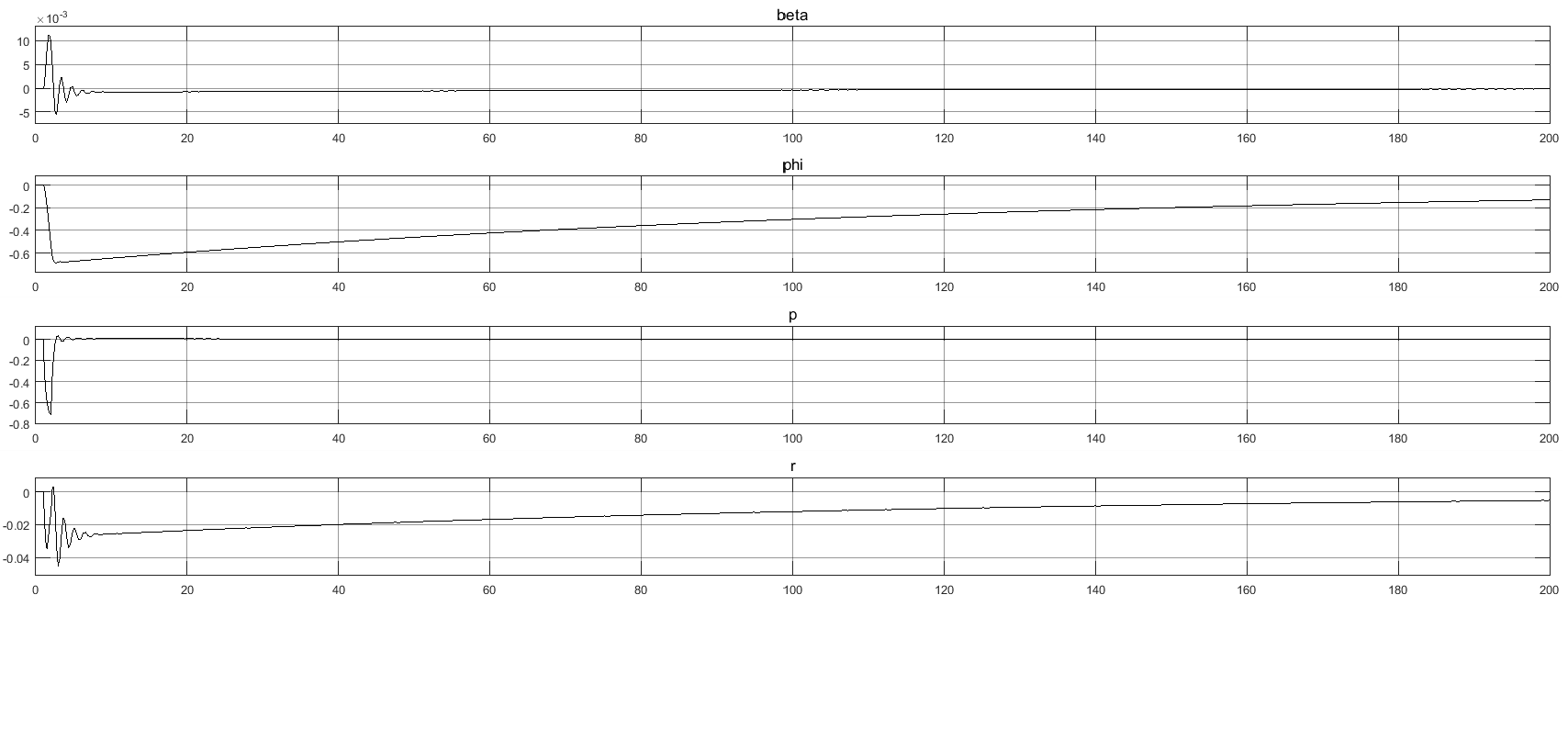
输入deltaa=deltar=0，设初始状态为。响应曲线如下图所示：



图中从上往下分别为响应曲线，给飞机横侧向施加一个阶跃侧滑角干扰信号时，飞机状态变化不大，自身能够快速恢复到平衡状态，这说明飞机具有很好的稳定性能。

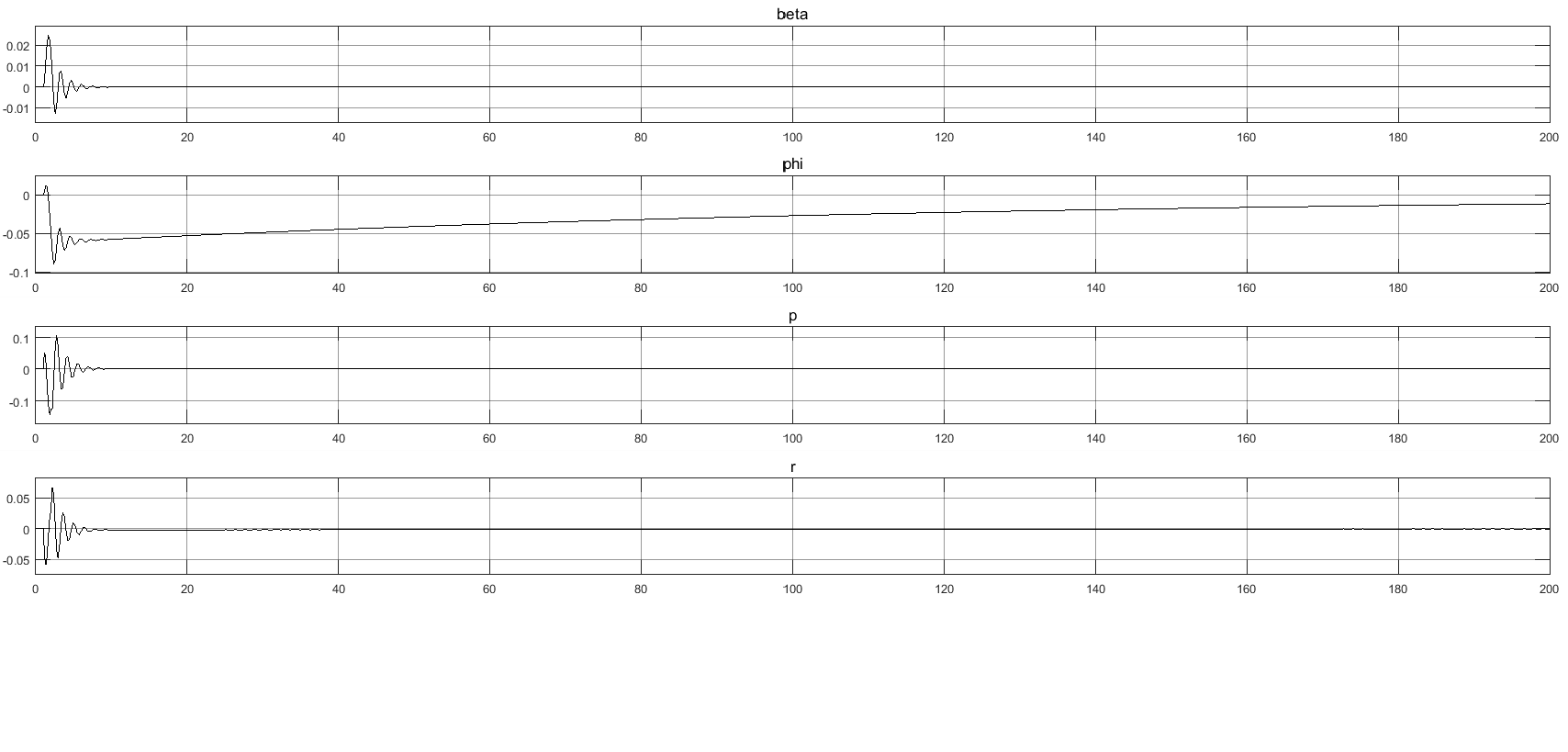
3. 横侧向向操纵性分析

(1)对副翼施加2度的长度1s的阶跃信号，飞机各状态的变化。各状态输出响应图如下：



由上图可以看出，当给副翼施加该操纵信号时，系统可以较快响应，说明操纵性良好。

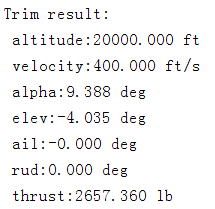
1. 对方向舵施加2度的长度1s的阶跃信号。响应如下图所示：



由上图可以看出，当给方向舵施加该操纵信号时，滚转角速度，偏航角速度都会有明显的变化，但的变化幅度没有大，说明方向舵偏转对偏航角速率的影响是主要的，对滚转角速率的影响是次要的。

1.4 中空低速配平、线性化及品质评定

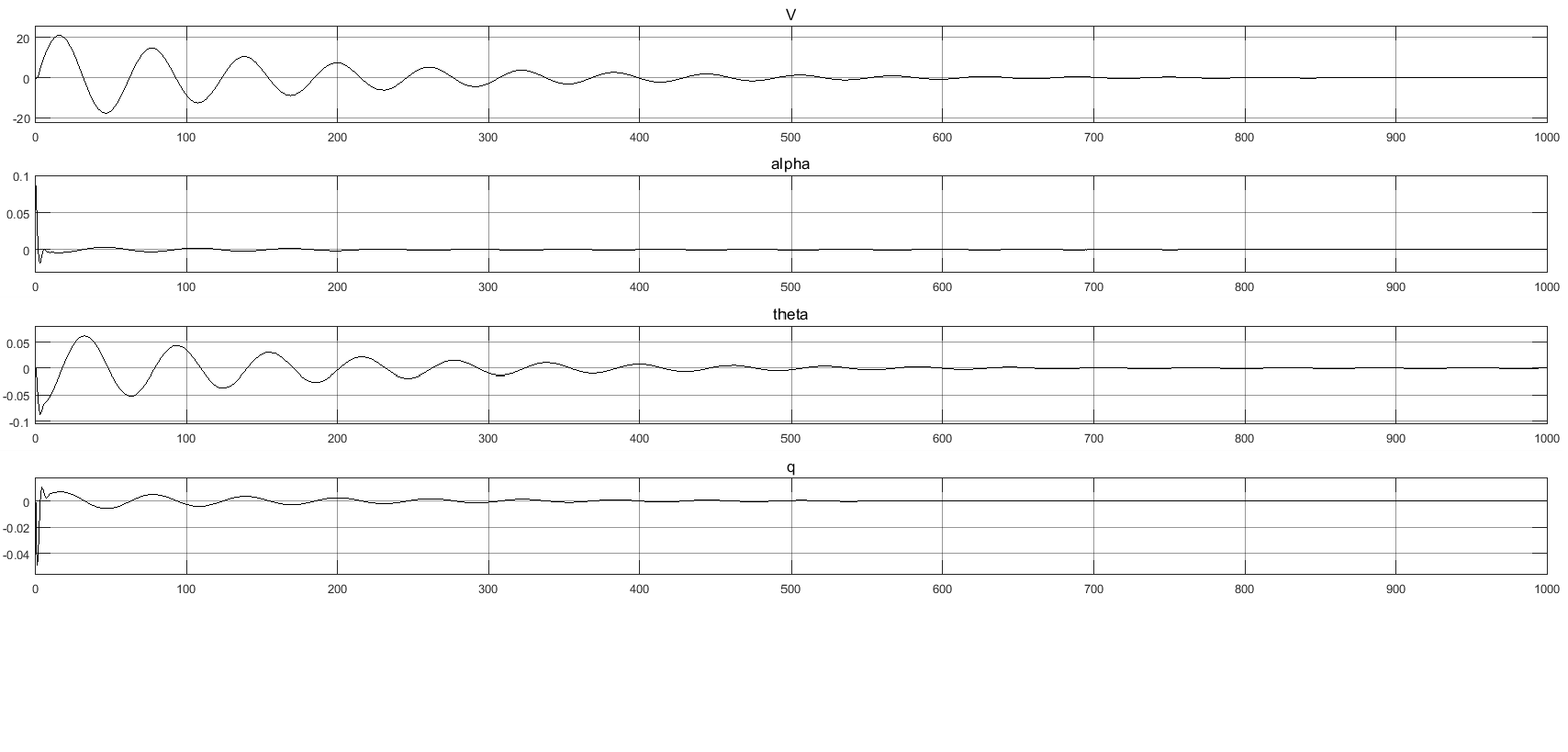
当高度为20000ft，速度为400ft/s时，选取飞机水平飞行状态，在无扰动的情况下对F16进行配平、线性化及解耦。配平结果如下所示：



1.4.1纵向运动

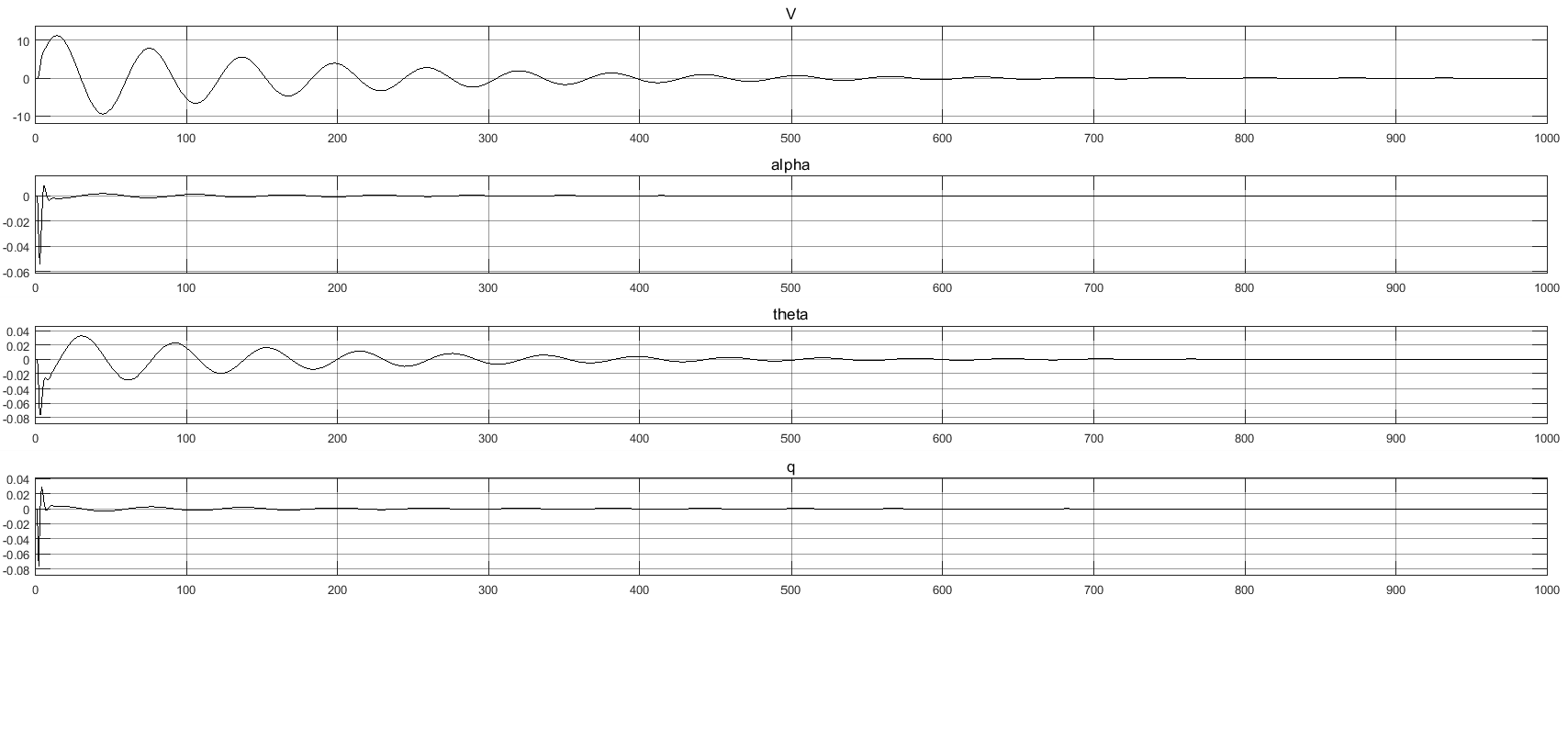
1. 纵向稳定性分析

输入deltat=deltae=0，设初始状态为。 响应曲线如下图所示：

由图中可知，给飞机纵向施加一个阶跃迎角干扰信号时，恢复平衡时间变长。

2. 纵向操纵性分析

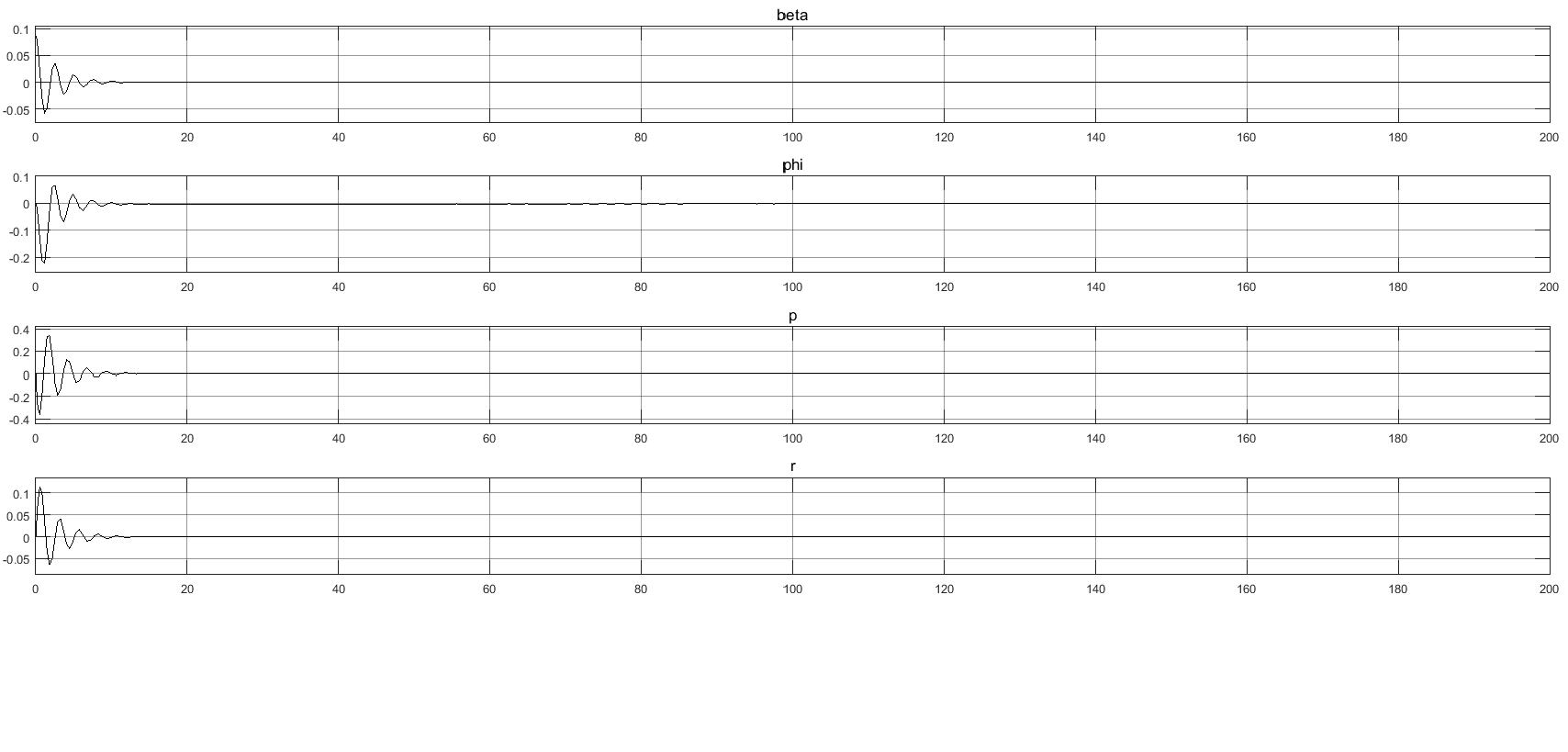
设初始状态为0，施加输入信号：为2度的长度1s的阶跃信号。响应如下图所示：

当给升降舵施加该操纵信号时，V有较大的变化，但最终恢复平衡。

1.4.2横侧向运动

1. 横侧向稳定性分析

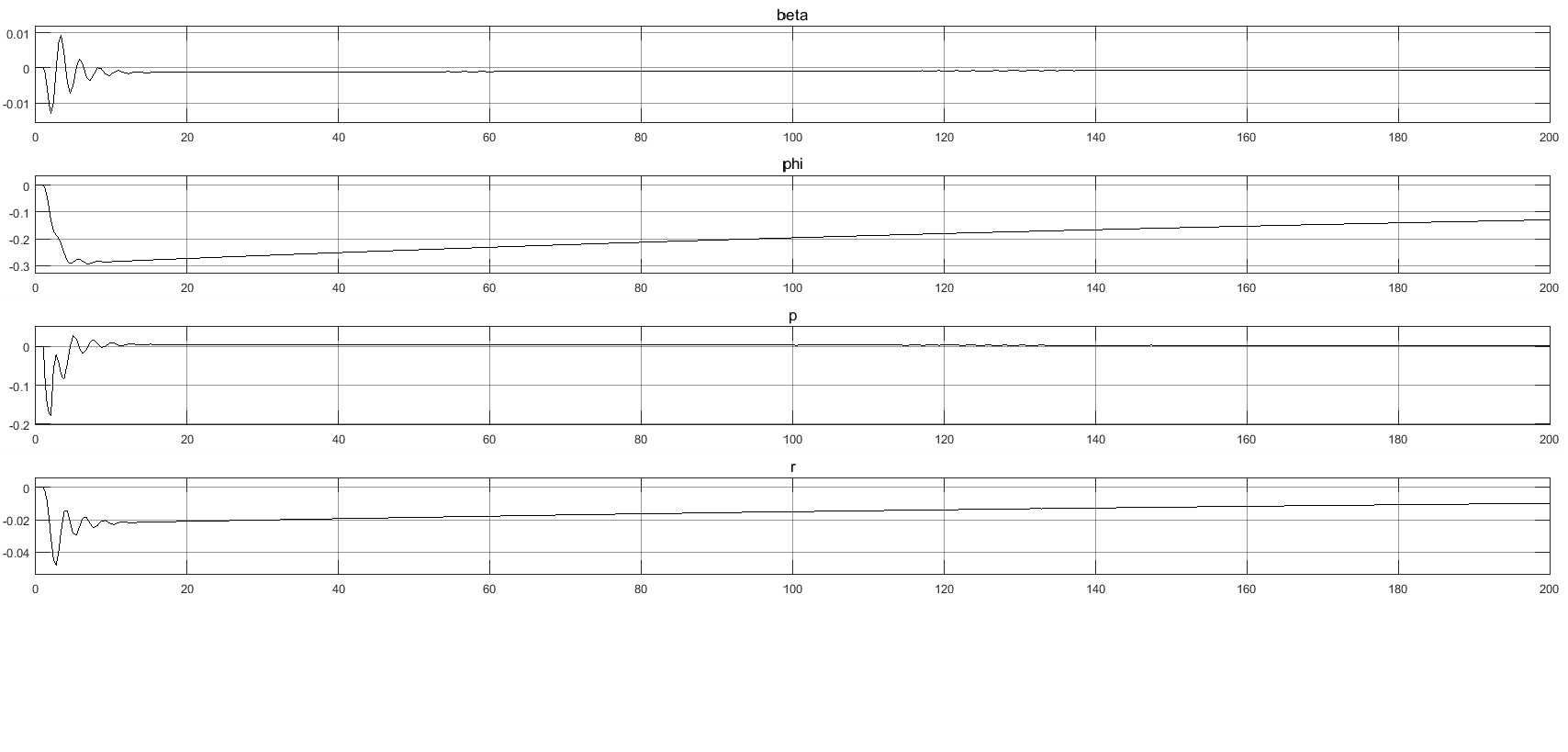
输入deltaa=deltar=0，设初始状态为。响应曲线如下图所示：



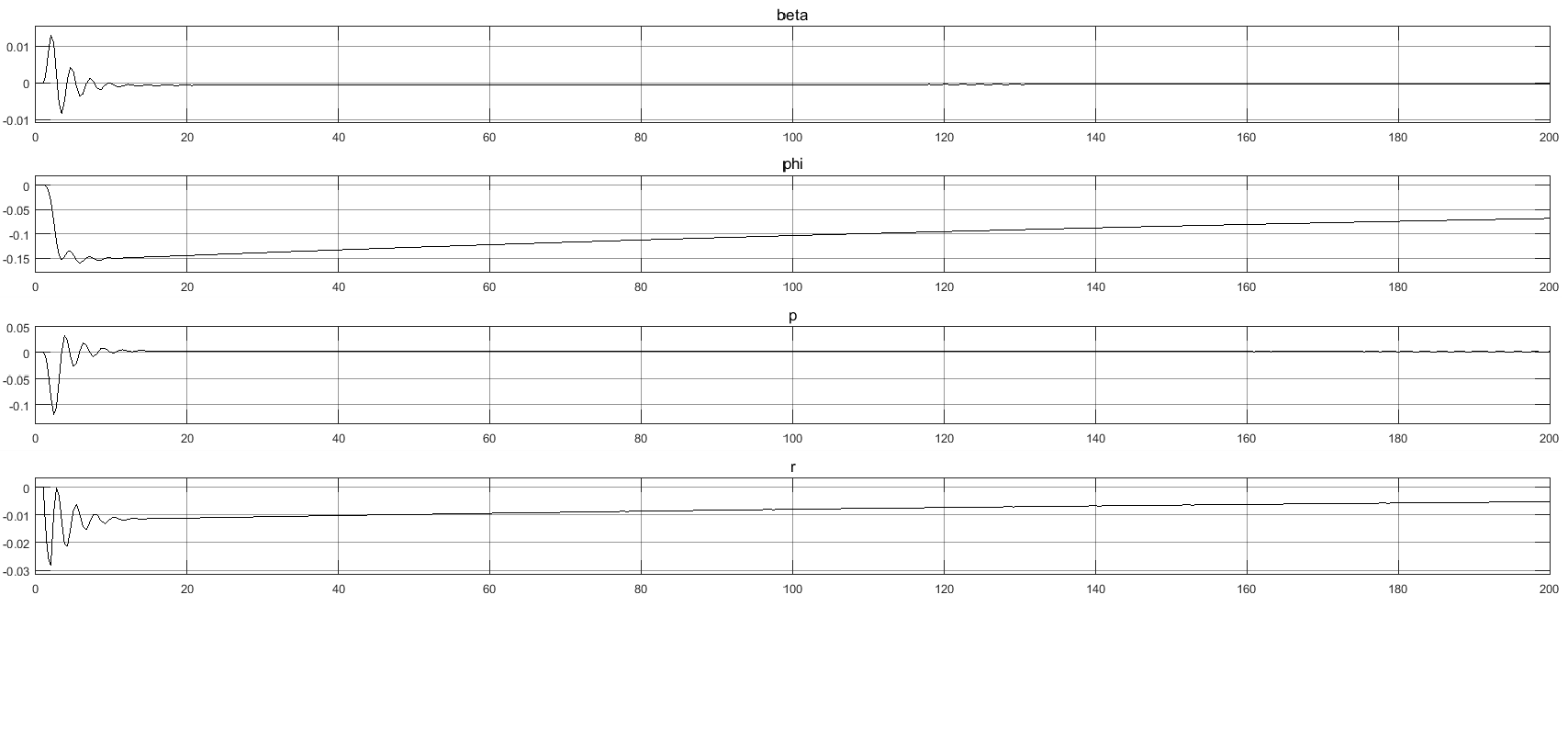
给飞机横侧向施加一个阶跃侧滑角干扰信号时，飞机自身能够快速恢复到平衡状态，这说明飞机具有很好的稳定性能。

3. 横侧向操纵性分析

(1)对副翼施加2度的长度1s的阶跃信号。各状态输出响应图如下：

 当给副翼施加该操纵信号时，滚转角速度，滚转角，偏航角速度都会有明显的变化，且滚转响应的速度较大于偏航的速度，系统有较好的操纵性。

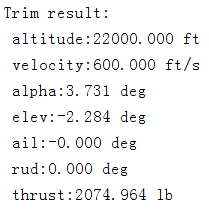
（2）对方向舵施加2度的长度1s的阶跃信号，响应如下图所示：



由上图可以看出，当给方向舵施加该操纵信号时，系统可以较快响应，说明操纵性良好。

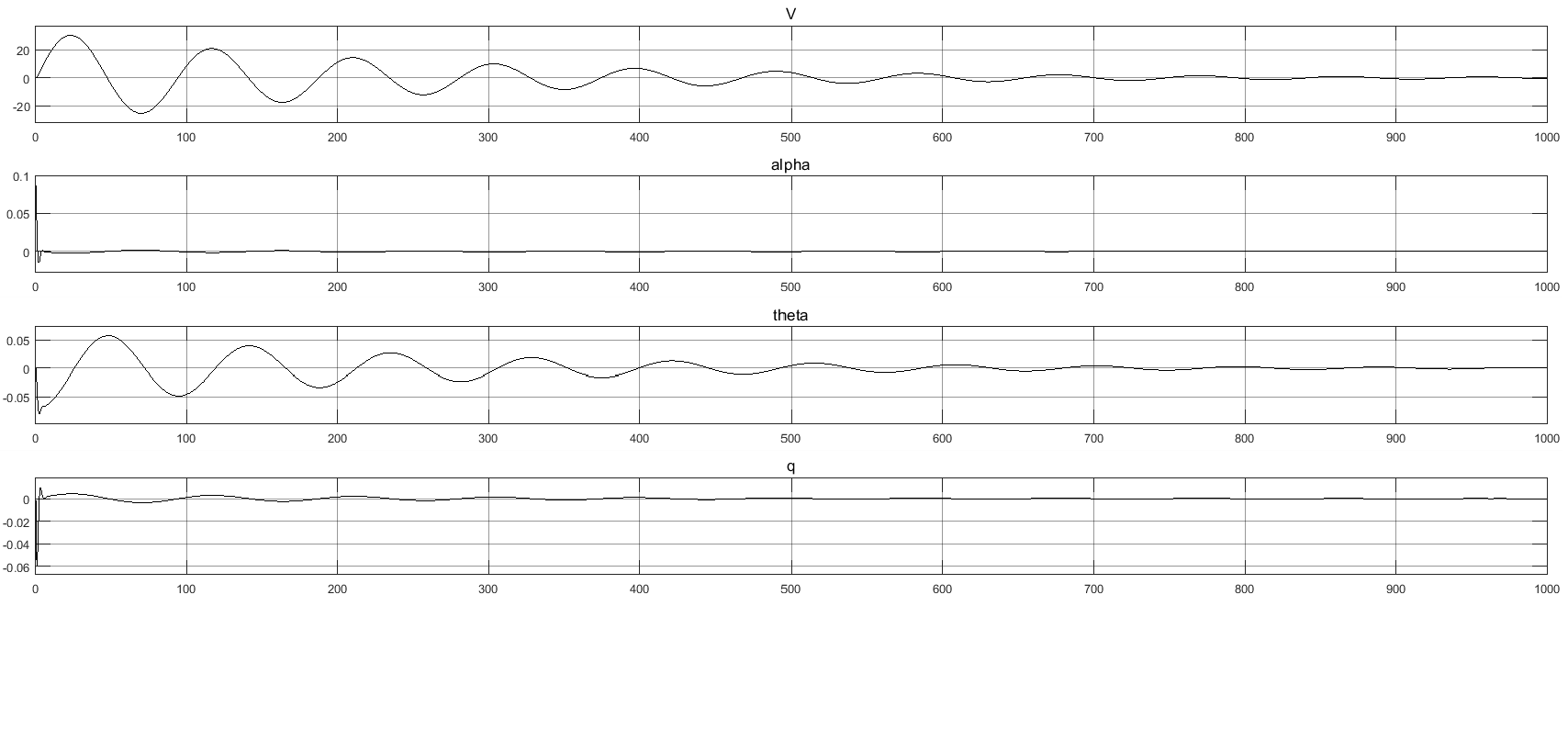
1.5 中空中速配平、线性化及品质评定

当高度为22000ft，速度为600ft/s时，选取飞机水平飞行状态，在无扰动的情况下对F16进行配平、线性化及解耦。配平结果如下所示：



1.5.1纵向运动

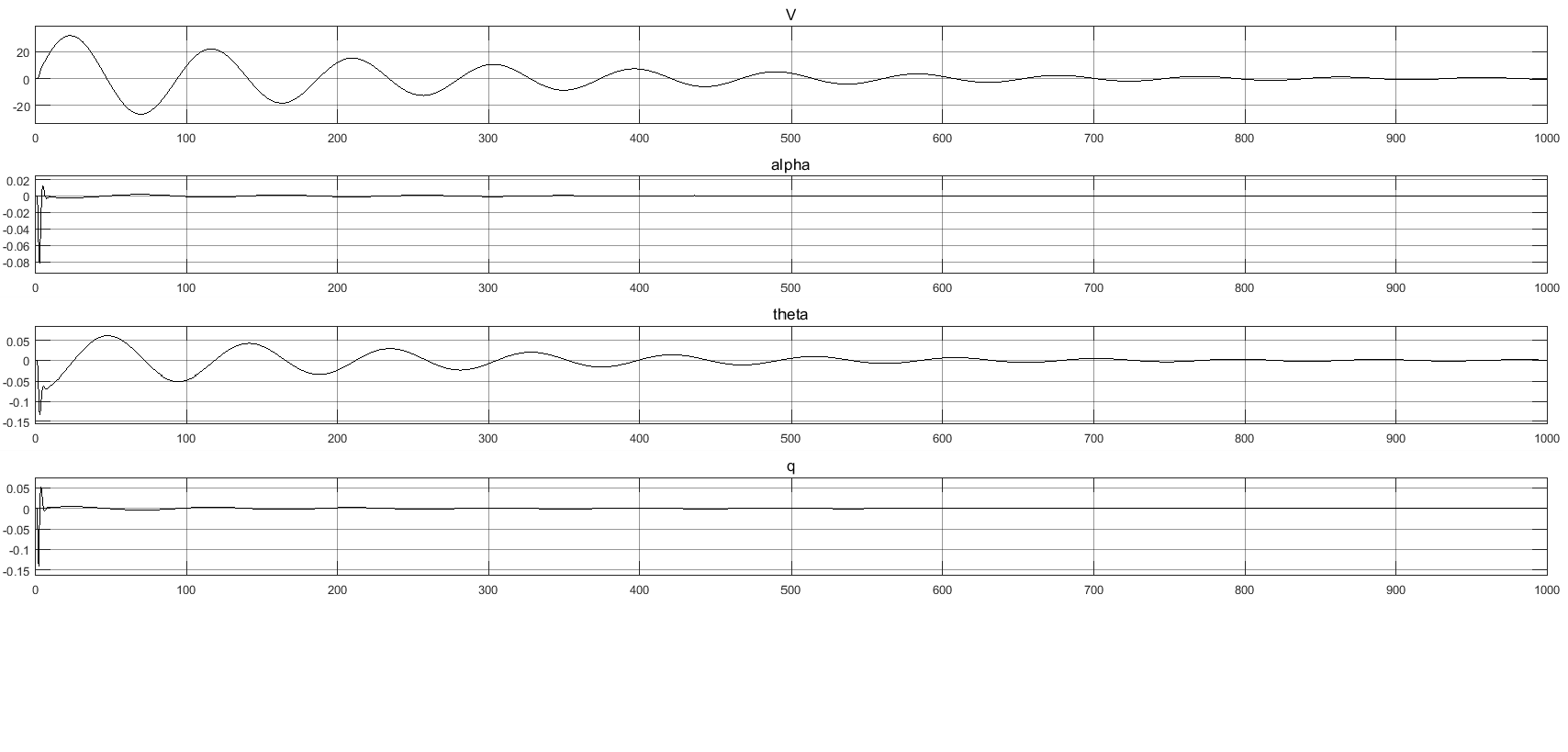
1. 纵向稳定性分析

输入deltat=deltae=0，设初始状态为。 响应曲线如下图所示：

由图中可知，给飞机纵向施加一个阶跃迎角干扰信号时，飞机可以恢复到平衡状态。

2. 纵向操纵性分析

设初始状态为0，施加输入信号：为2度的长度1s的阶跃信号。响应如下图所示：

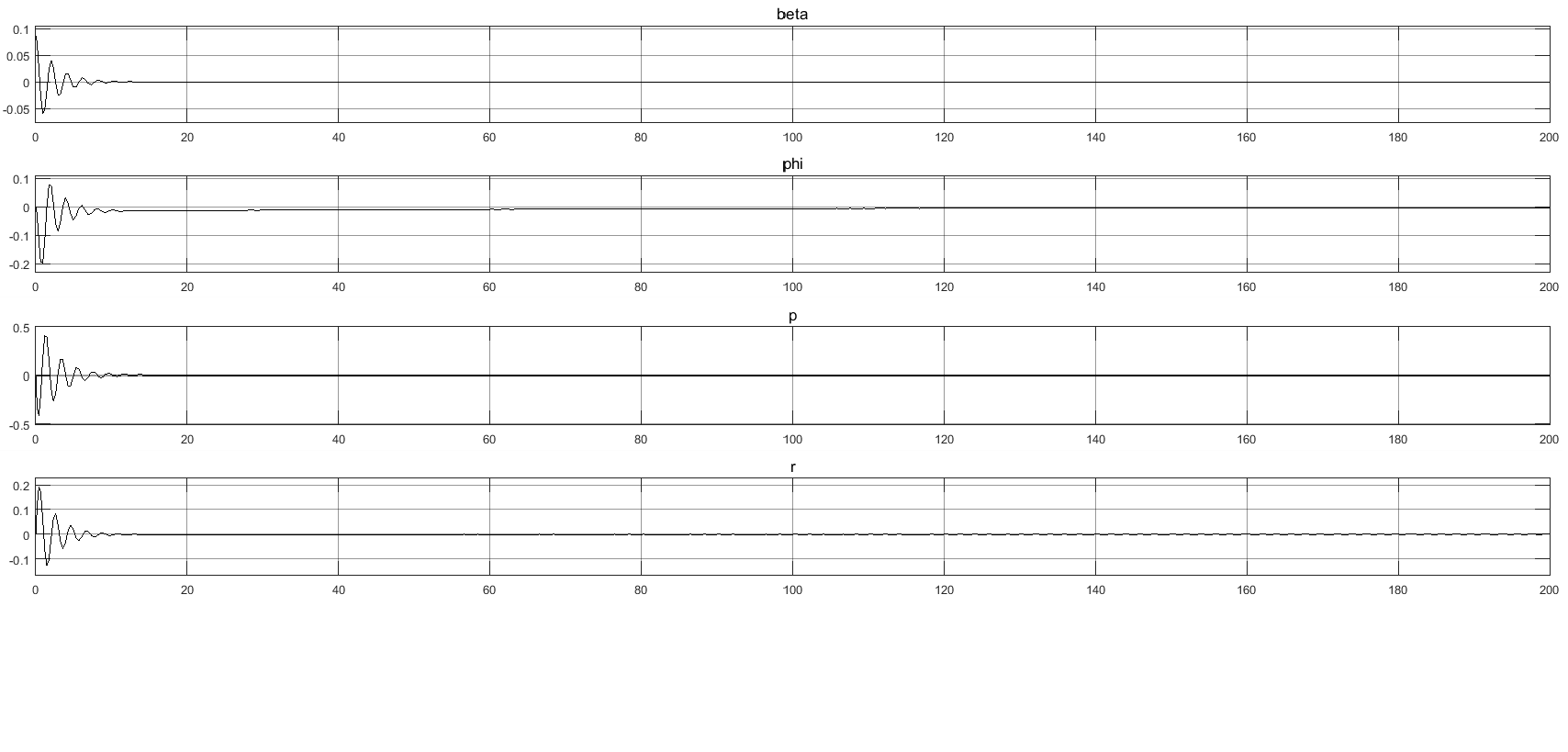


当给升降舵施加该操纵信号时，各状态可以较快的最终恢复平衡，调节时间变短。

1.5.2横侧向运动

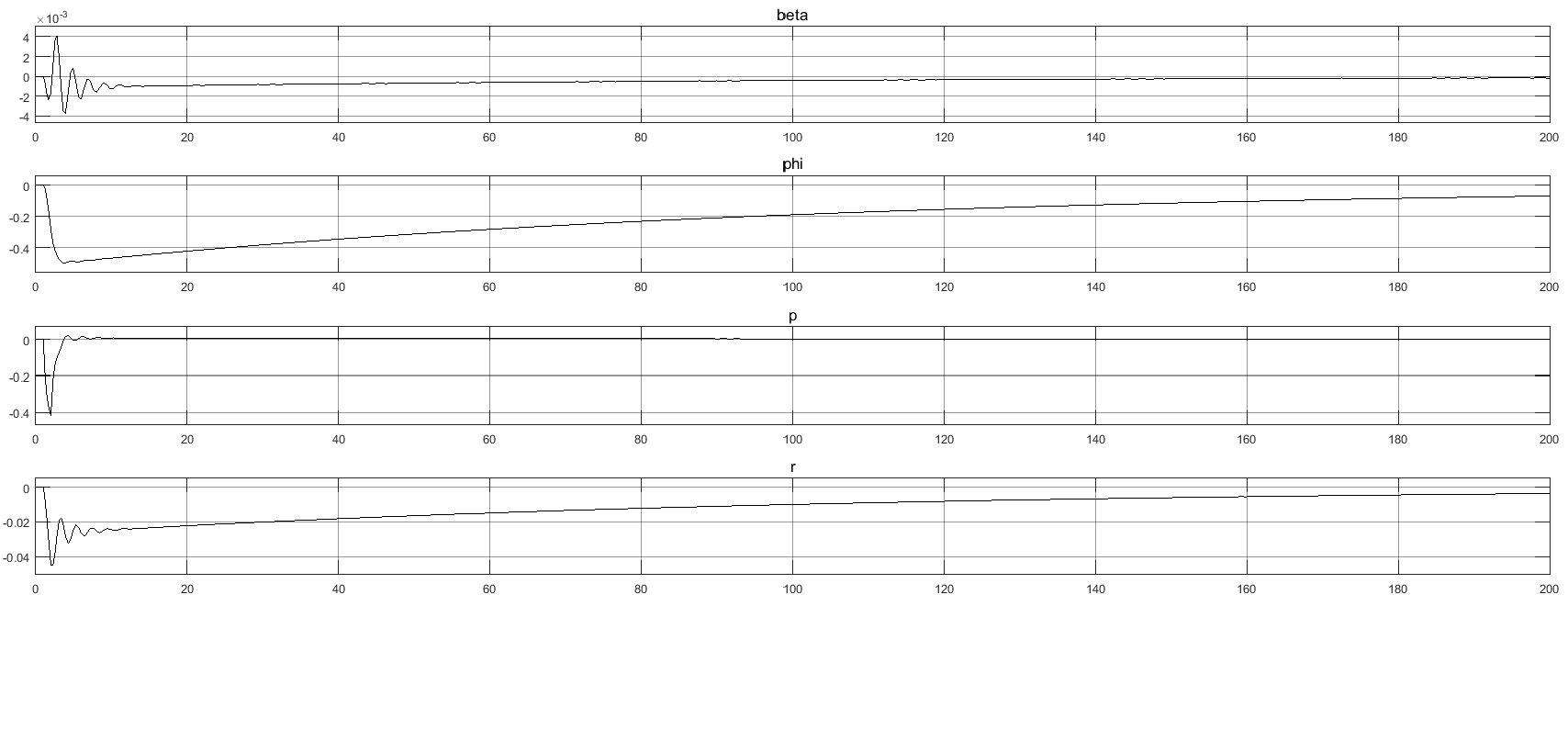
1. 横侧向稳定性分析

输入deltaa=deltar=0，设初始状态为。响应曲线如下图所示：

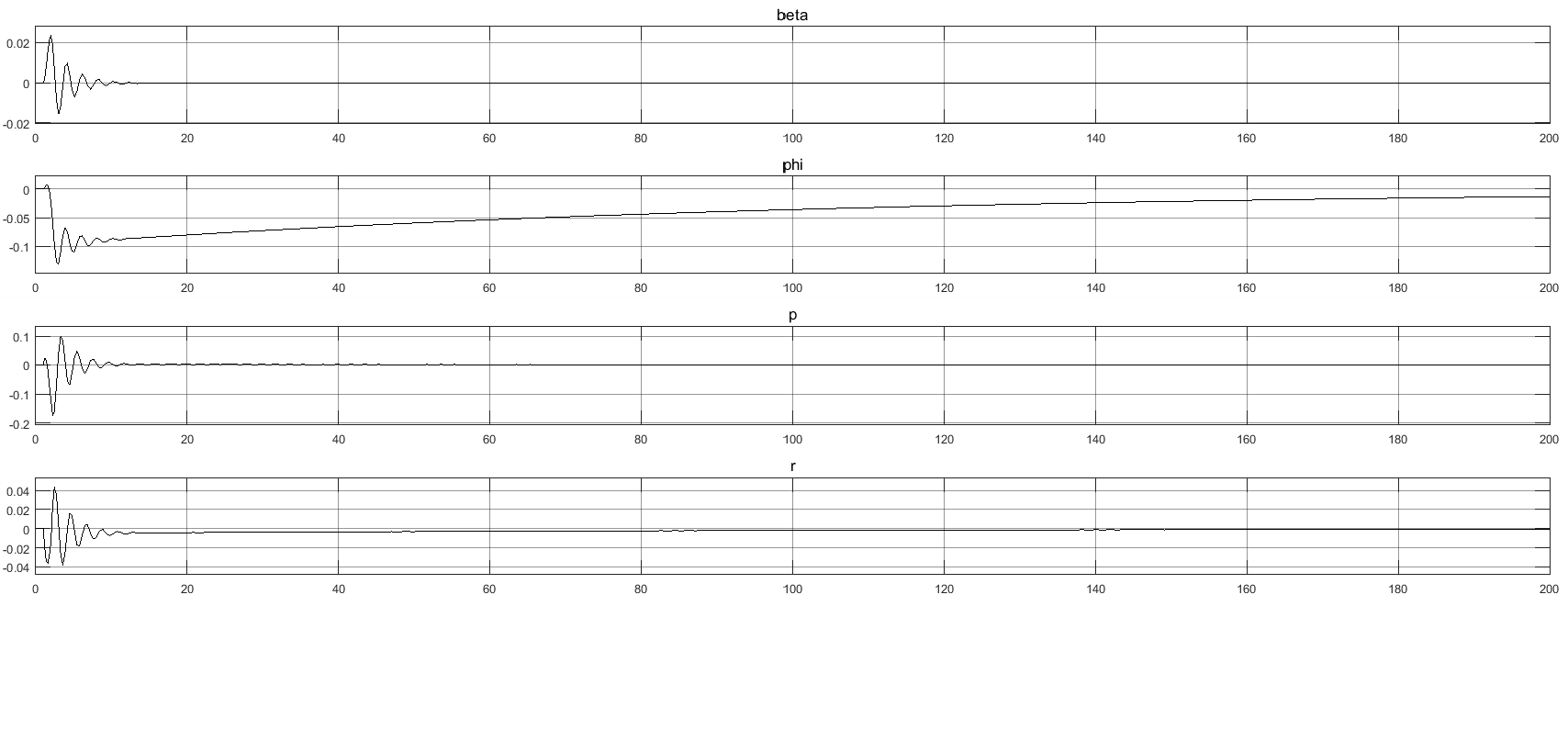


给飞机横侧向施加一个阶跃侧滑角干扰信号时，自身能够快速恢复到平衡状态，这说明飞机具有很好的稳定性能。

3. 横侧向操纵性分析

(1)对副翼施加2度的长度1s的阶跃信号，飞机各状态的变化。各状态输出响应图如下： 当给副翼施加该操纵信号时，系统响应较快，操纵性好。

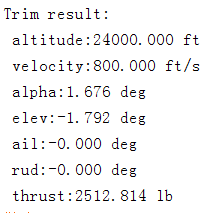
（2）对方向舵施加2度的长度1s的阶跃信号，响应如下图所示：



由上图可以看出，当给方向舵施加该操纵信号时，滚转响应和偏航响应较快。

1.6 中空高速配平、线性化及品质评定

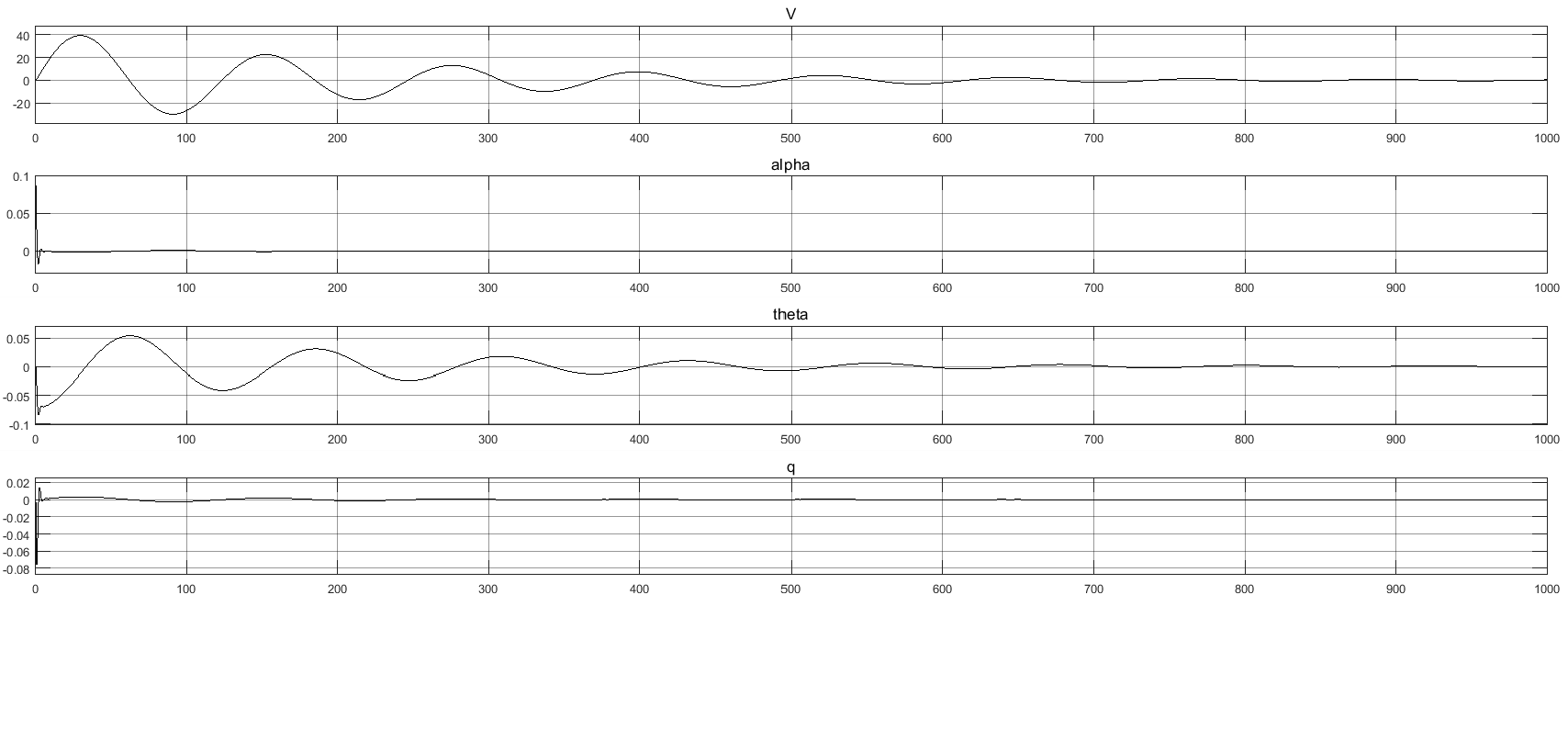
当高度为24000ft，速度为800ft/s时，选取飞机水平飞行状态，在无扰动的情况下对F16进行配平、线性化及解耦。配平结果如下所示：



1.6.1纵向运动

1. 纵向稳定性分析

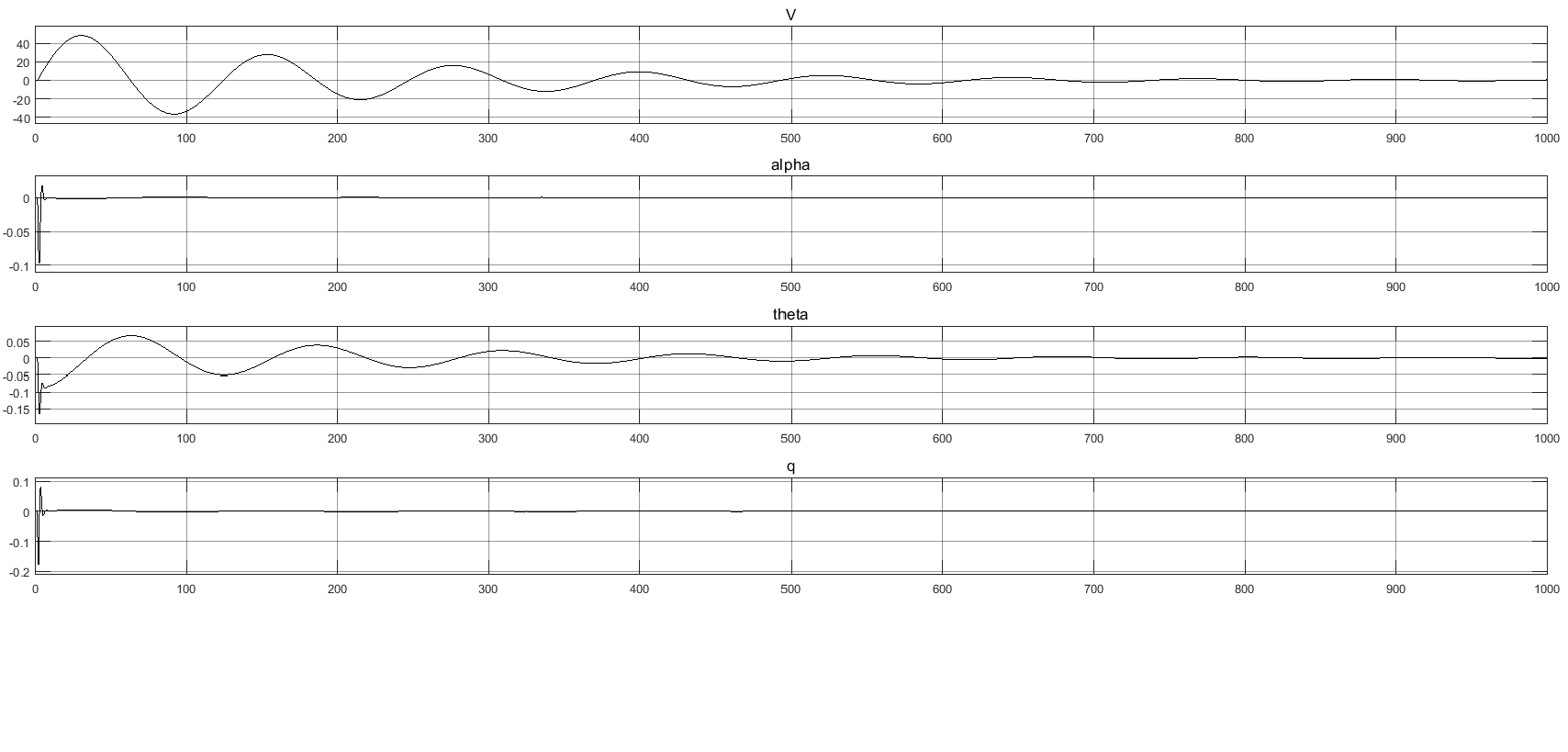
输入deltat=deltae=0，设初始状态。

响应曲线如下图所示：

由图中可知，给飞机纵向施加一个阶跃迎角干扰信号时，恢复平衡时间较中空中速恢复时间更长。

2. 纵向操纵性分析

设初始状态为0，施加输入信号：为2度的长度1s的阶跃信号。响应如下图所示：



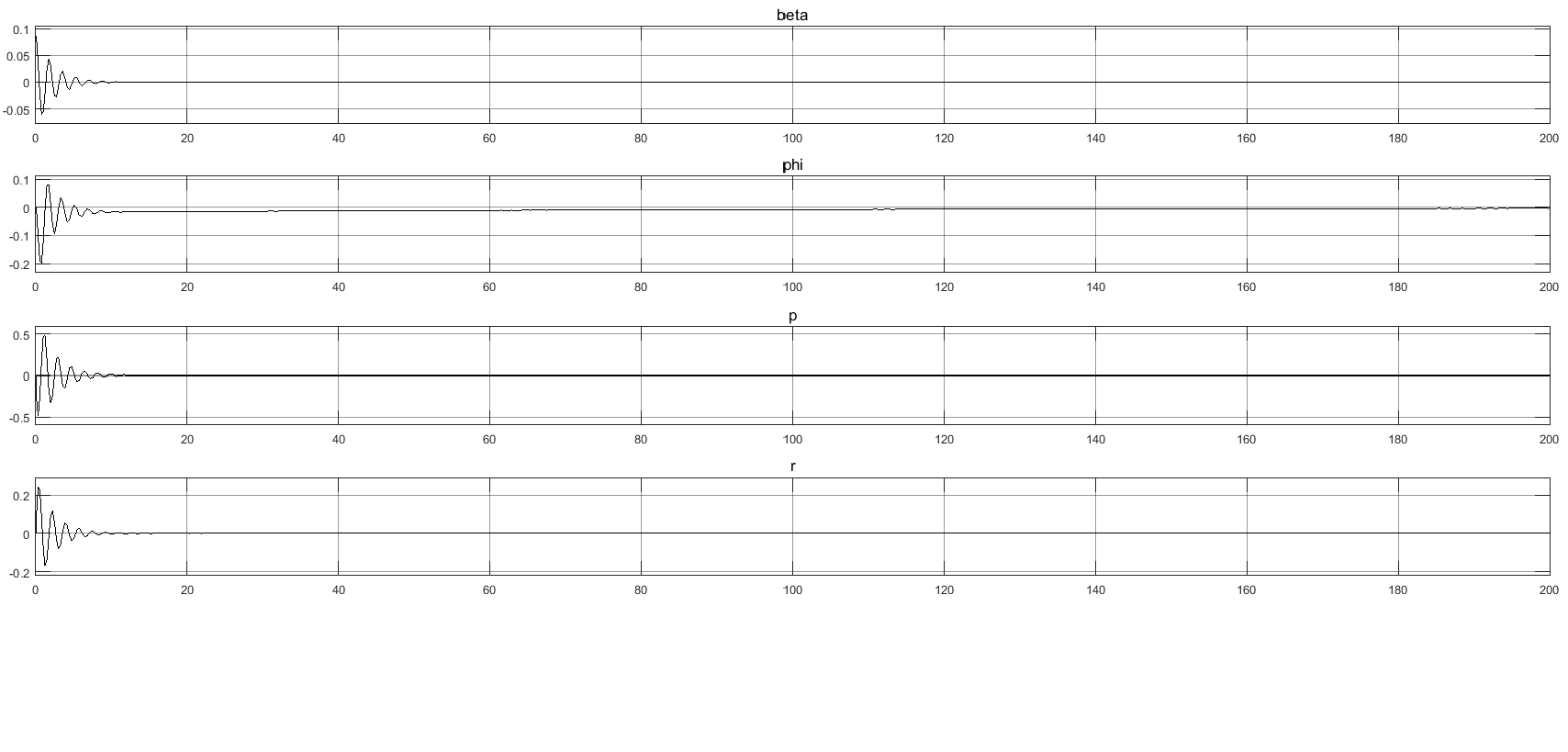
当给升降舵施加该操纵信号时， V有较大的变化，系统可以很快的响应输入信号，具有很好的操纵性。

1.6.2横侧向运动

1. 横侧向稳定性分析

输入deltaa=deltar=0，设初始状态为。

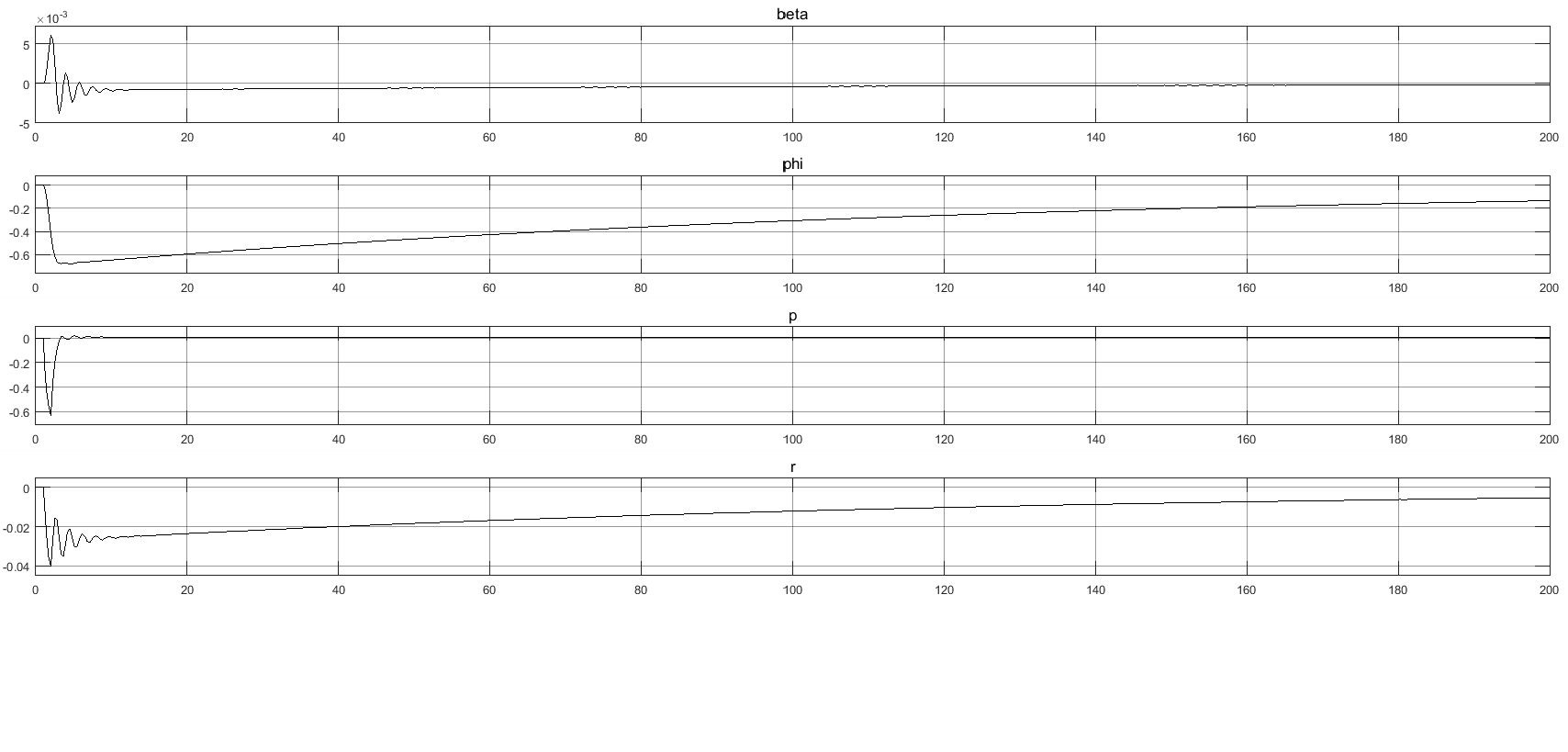
响应曲线如下图所示：



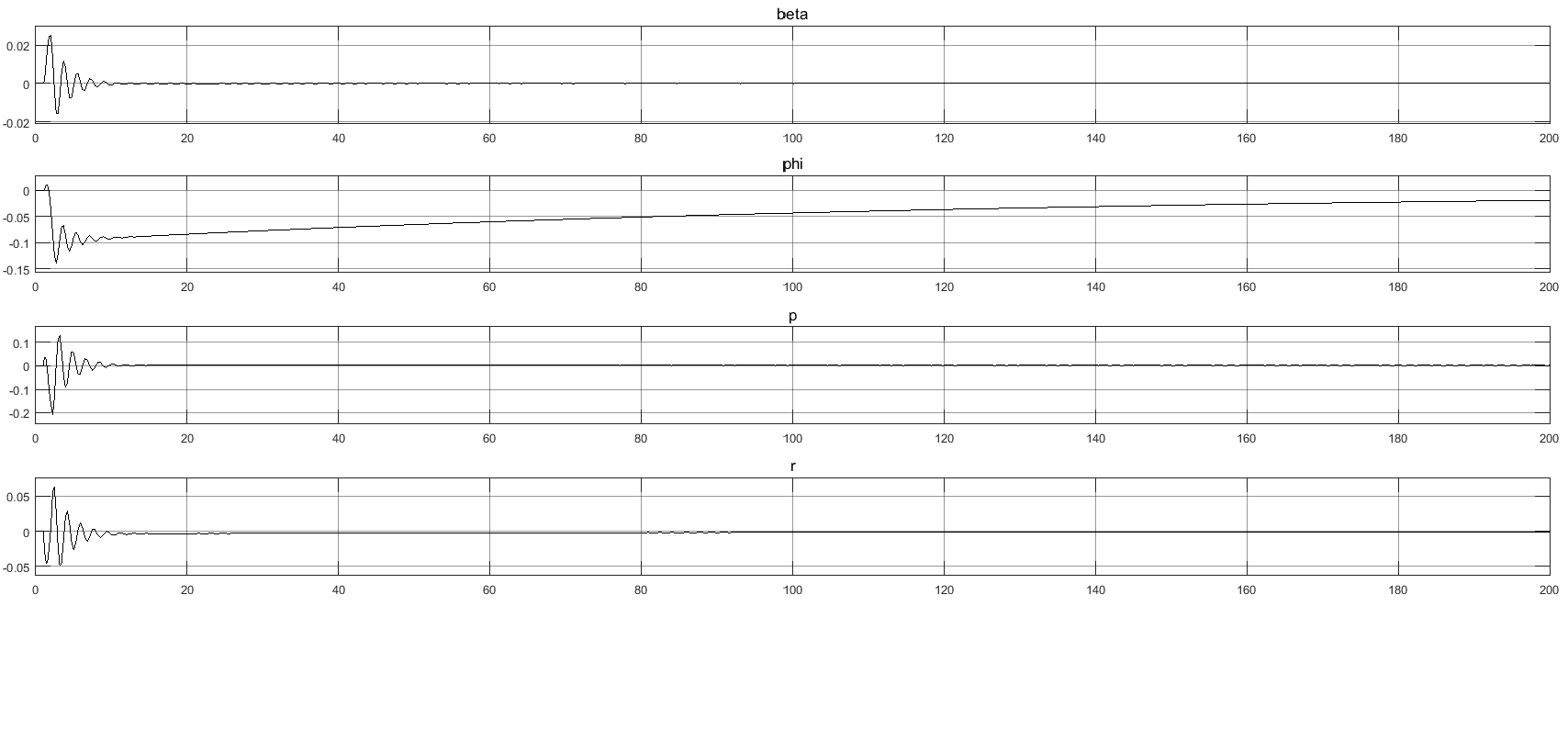
给飞机横侧向施加一个阶跃侧滑角干扰信号时，自身能够快速恢复到平衡状态，这说明飞机具有很好的稳定性能。

3. 横侧向操纵性分析

(1)对副翼施加2度的长度1s的阶跃信号，飞机各状态的变化。各状态输出响应图如下：

 当给副翼施加该操纵信号时，滚转角和滚转角速度均可以较快的响应。

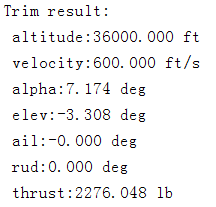
（2）对方向舵施加2度的长度1s的阶跃信号，飞机各状态的变化。响应如下图所示：



由上图可以看出，滚转角和滚转角速度均可以较快的响应，操纵性良好。

1.7 高空低速配平、线性化及品质评定

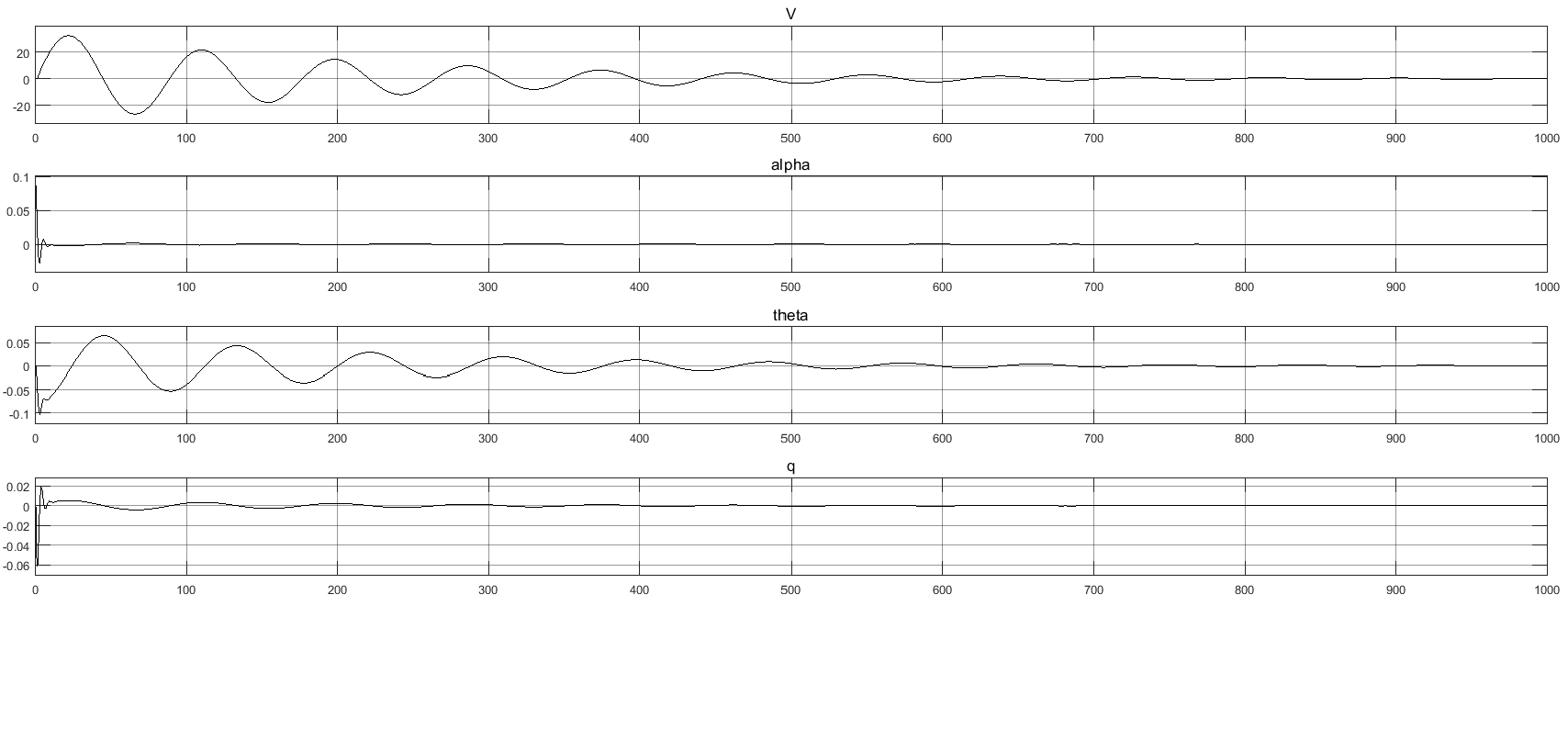
当高度为36000ft，速度为600ft/s时，选取飞机水平飞行状态，在无扰动的情况下对F16进行配平、线性化及解耦。配平结果如下所示：



1.7.1纵向运动

1. 纵向稳定性分析

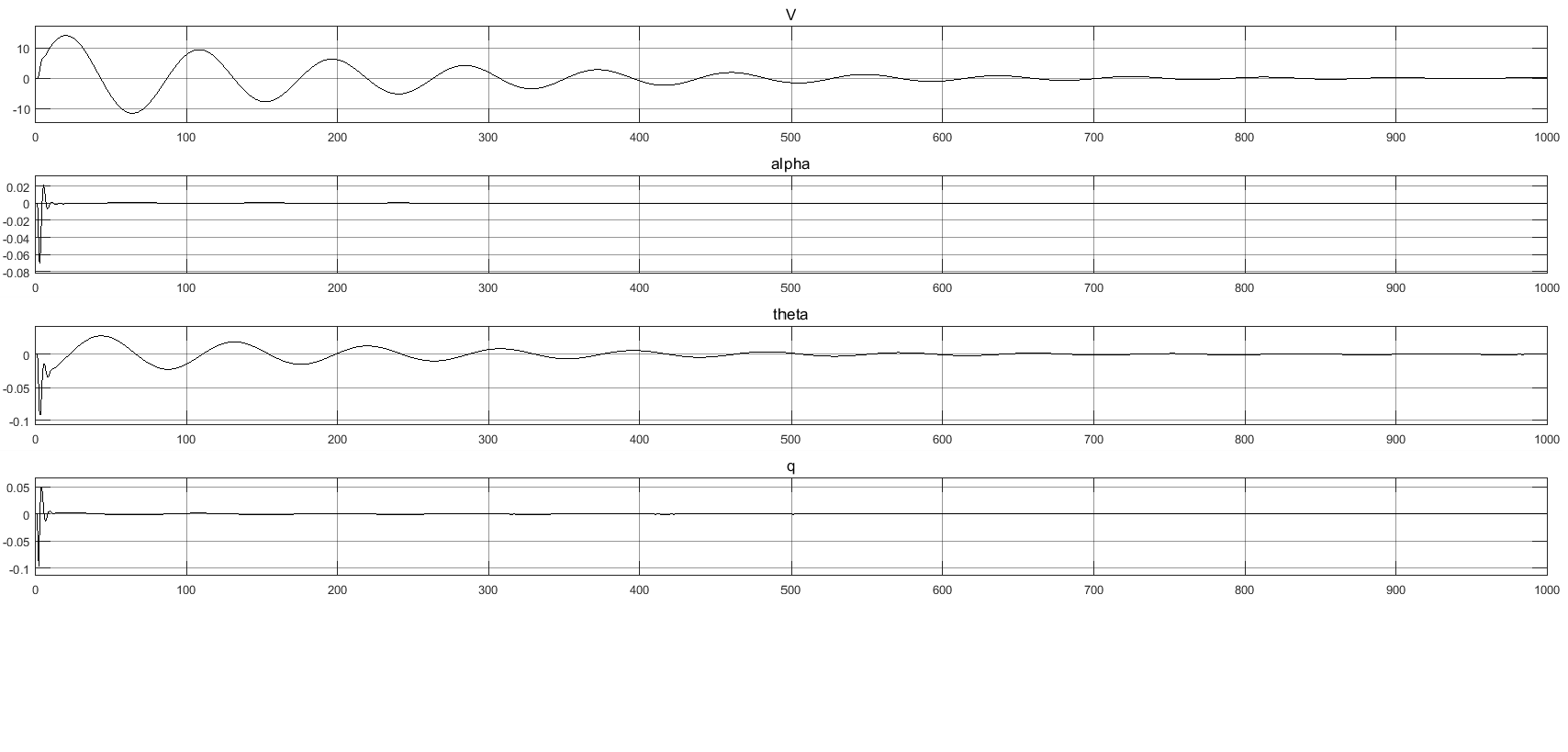
输入deltat=deltae=0，设初始状态。

响应曲线如下图所示：

由图中可知，给飞机纵向施加一个阶跃迎角干扰信号时，系统可以回到平衡状态，系统稳定。

2. 纵向操纵性分析

设初始状态为0，施加输入信号：为2度的长度1s的阶跃信号。响应如下图所示：



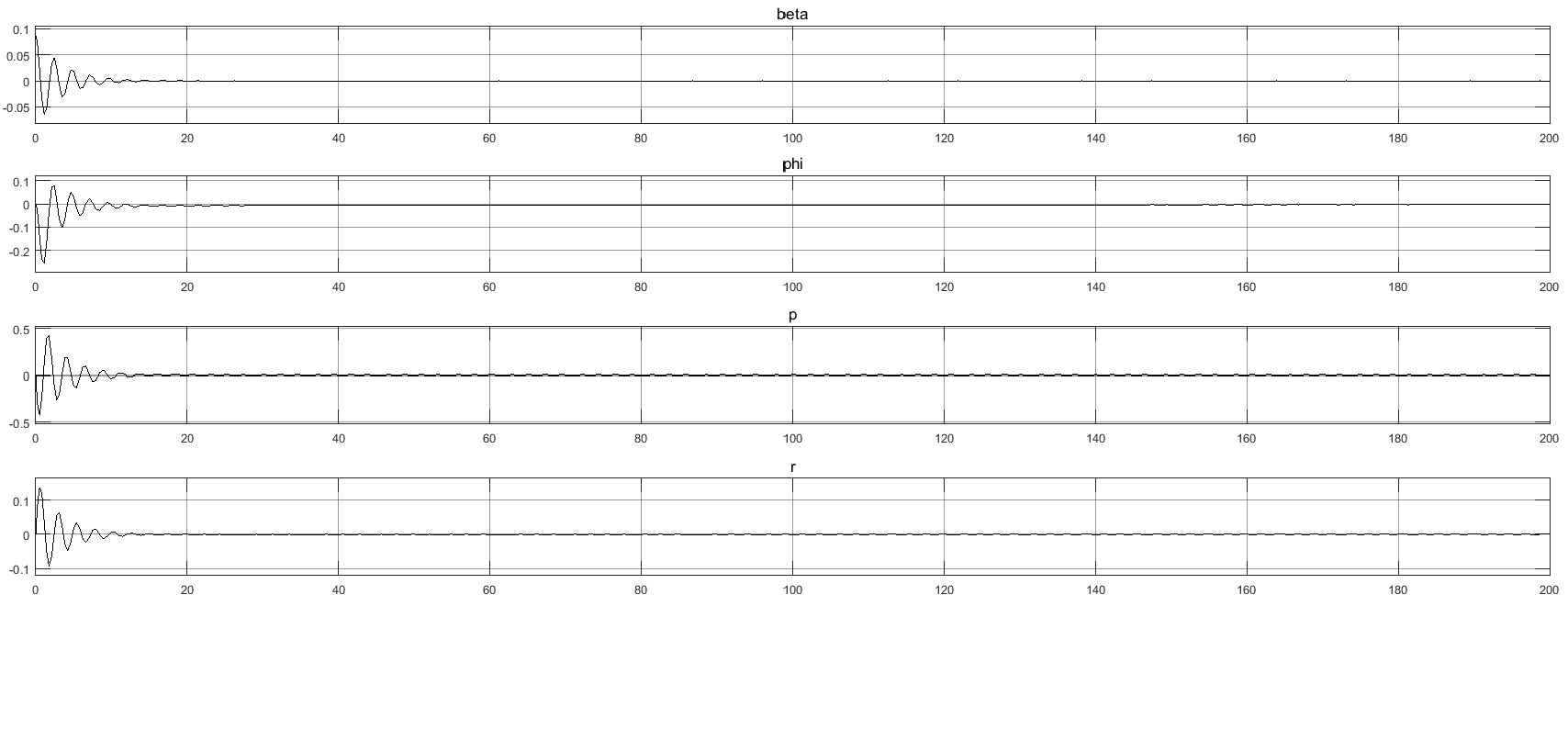
当给升降舵施加该操纵信号时，V有较大的变化，操纵性变差。

1.7.2横侧向运动

1. 横侧向稳定性分析

输入deltaa=deltar=0，设初始状态为。

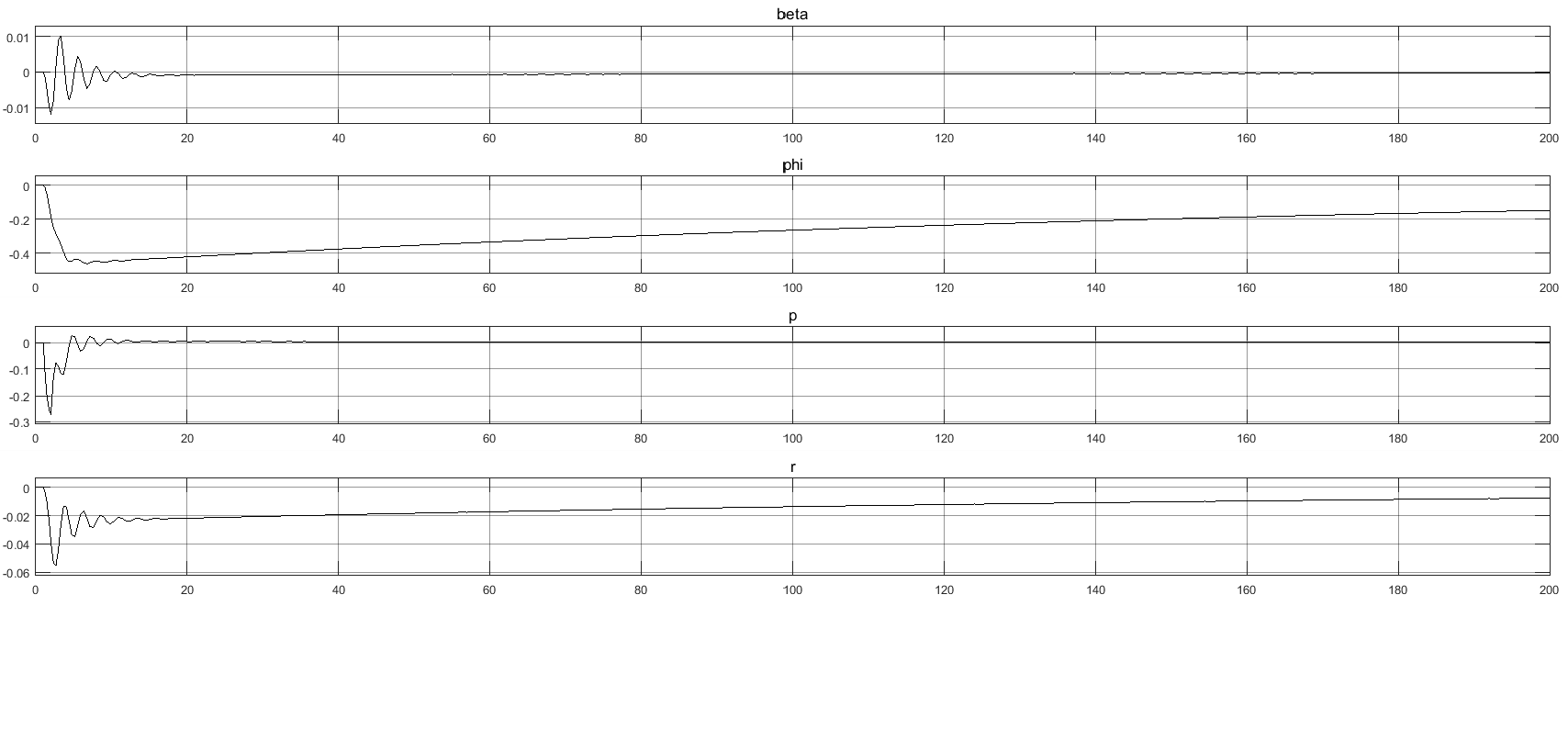
响应曲线如下图所示：



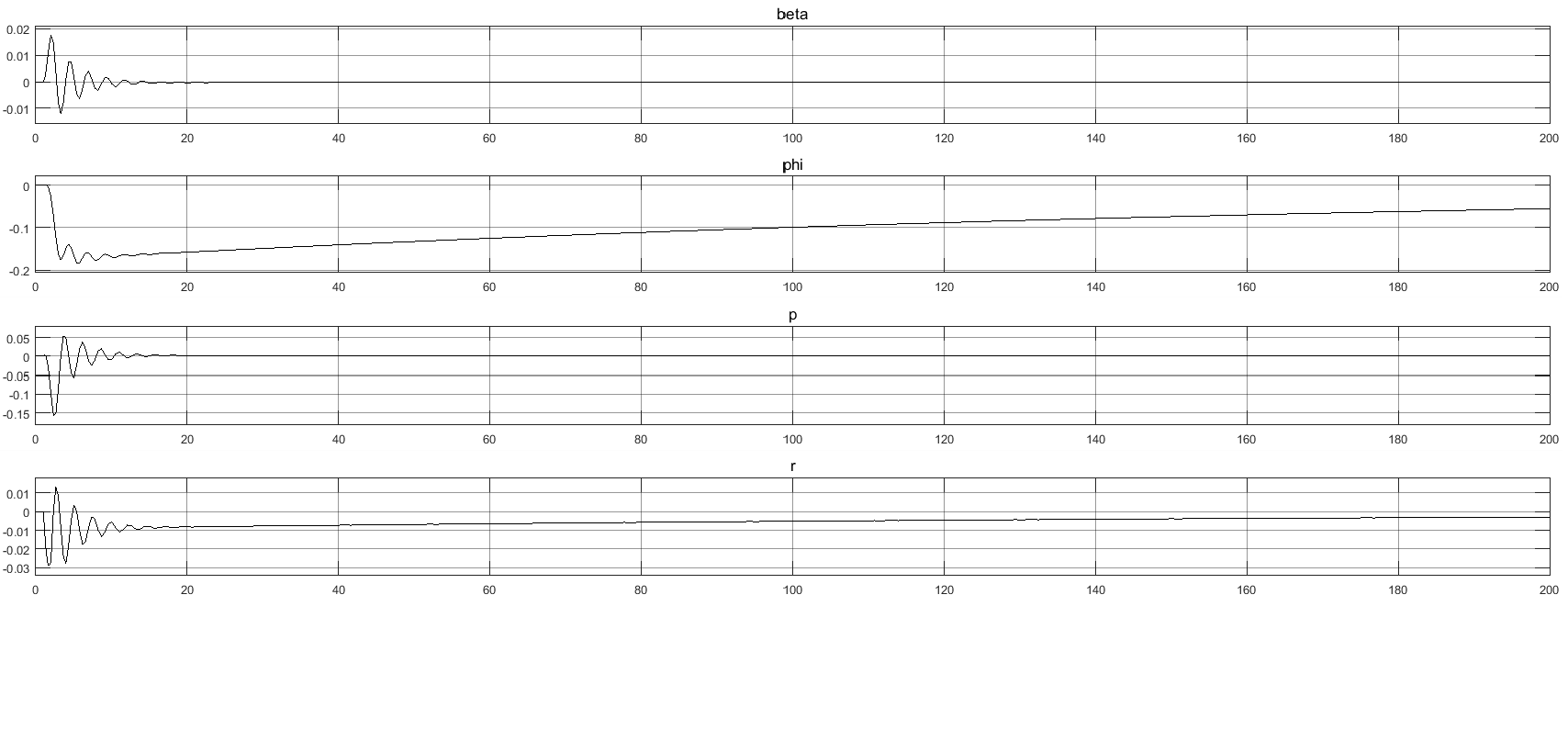
给飞机横侧向施加一个阶跃侧滑角干扰信号时，自身能够快速恢复到平衡状态，这说明飞机具有很好的稳定性能。

3. 横侧向操纵性分析

（1）对副翼施加2度的长度1s的阶跃信号，各状态输出响应图如下：

 当给副翼施加该操纵信号时，滚转角滚转角响应时间变长。

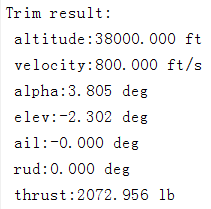
（2）对方向舵施加2度的长度1s的阶跃信号，响应如下图所示：



由上图可以看出，比中空的响应时间变长。

1.8 高空中速配平、线性化及品质评定

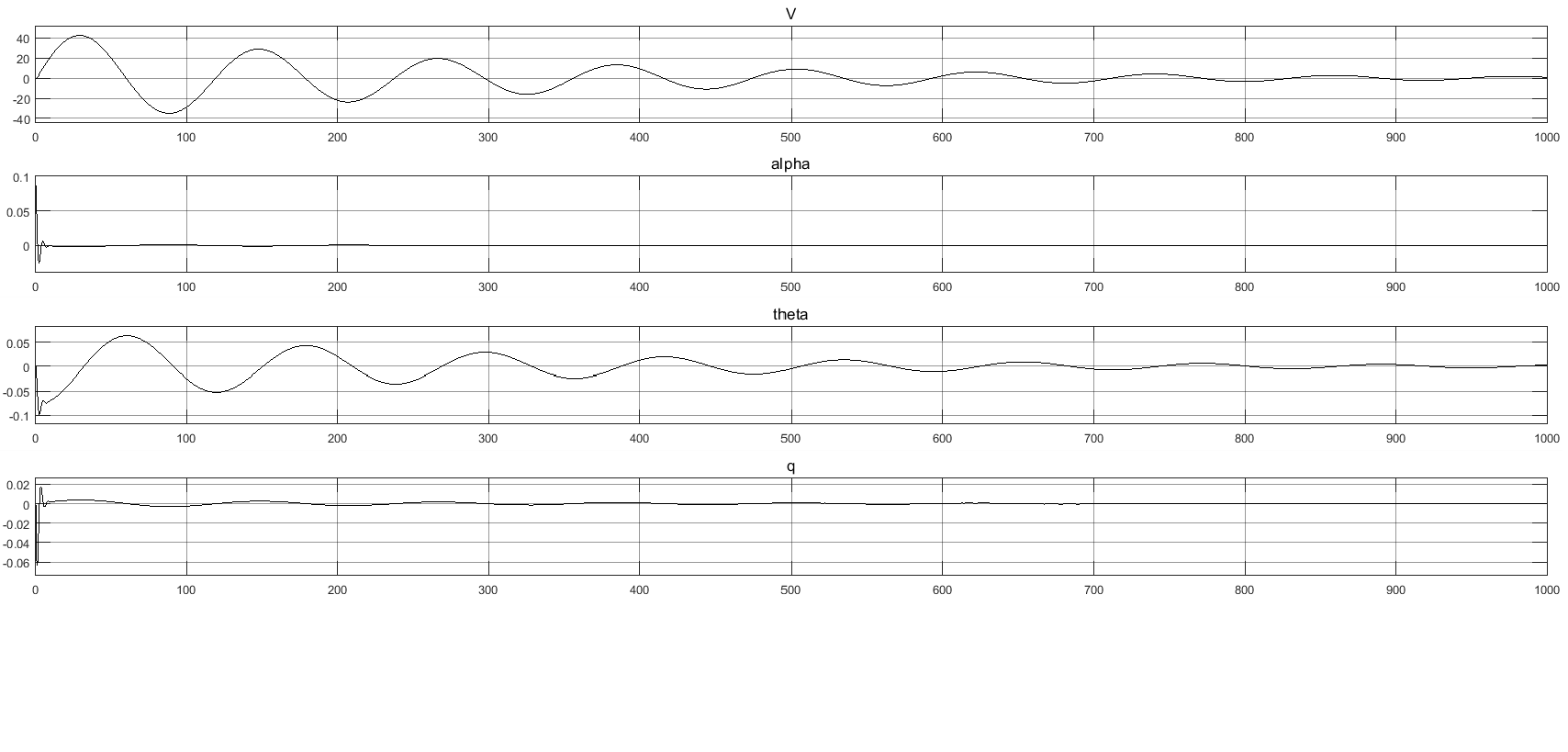
当高度为38000ft，速度为800ft/s时，选取飞机水平飞行状态，在无扰动的情况下对F16进行配平、线性化及解耦。配平结果如下所示：



1.8.1纵向运动

1. 纵向稳定性分析

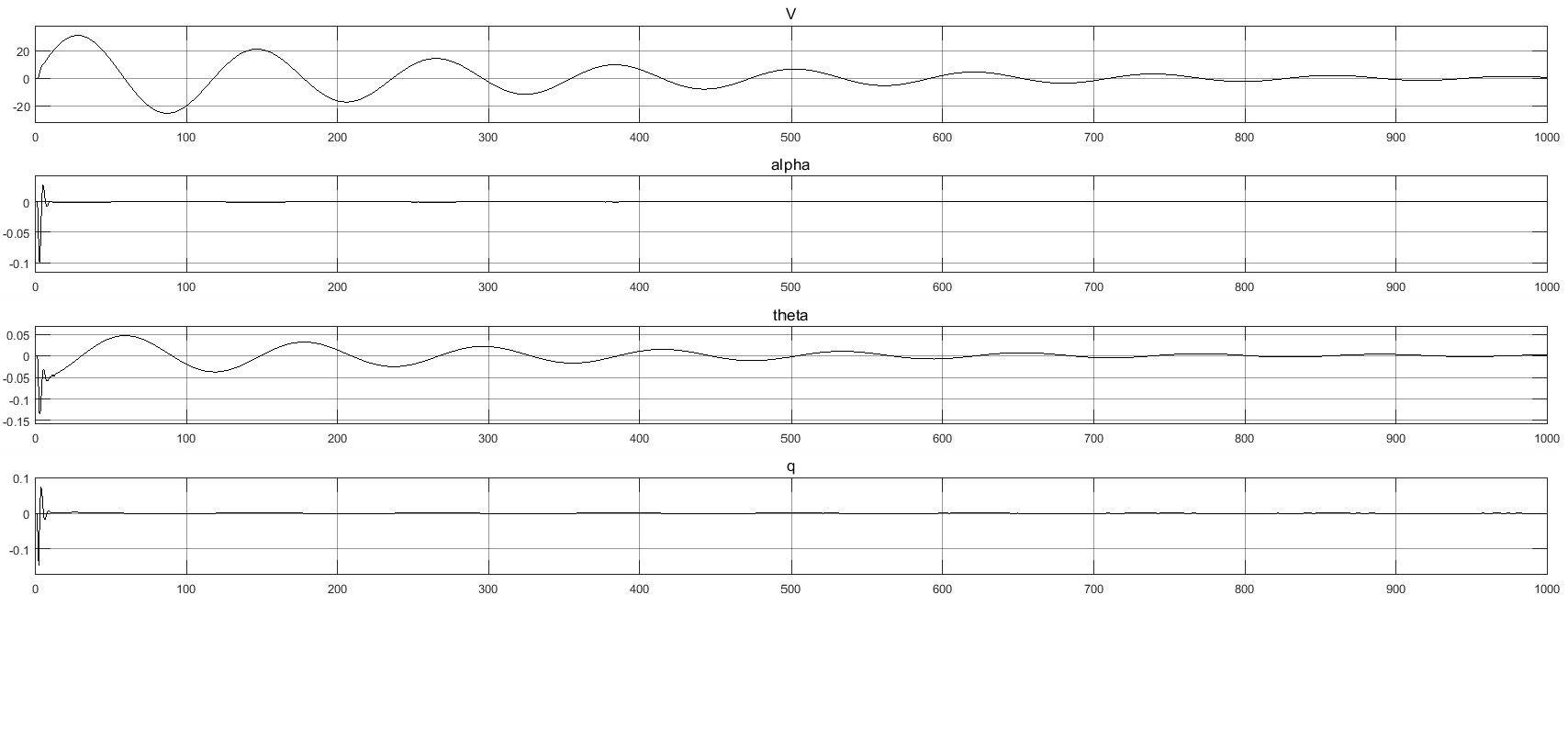
输入deltat=deltae=0，设初始状态。

响应曲线如下图所示：

由图中可知，给飞机纵向施加一个阶跃迎角干扰信号时，随高度增加恢复平衡时间更长。

2. 纵向操纵性分析

设初始状态为0，施加输入信号：为2度的长度1s的阶跃信号。响应如下图所示：



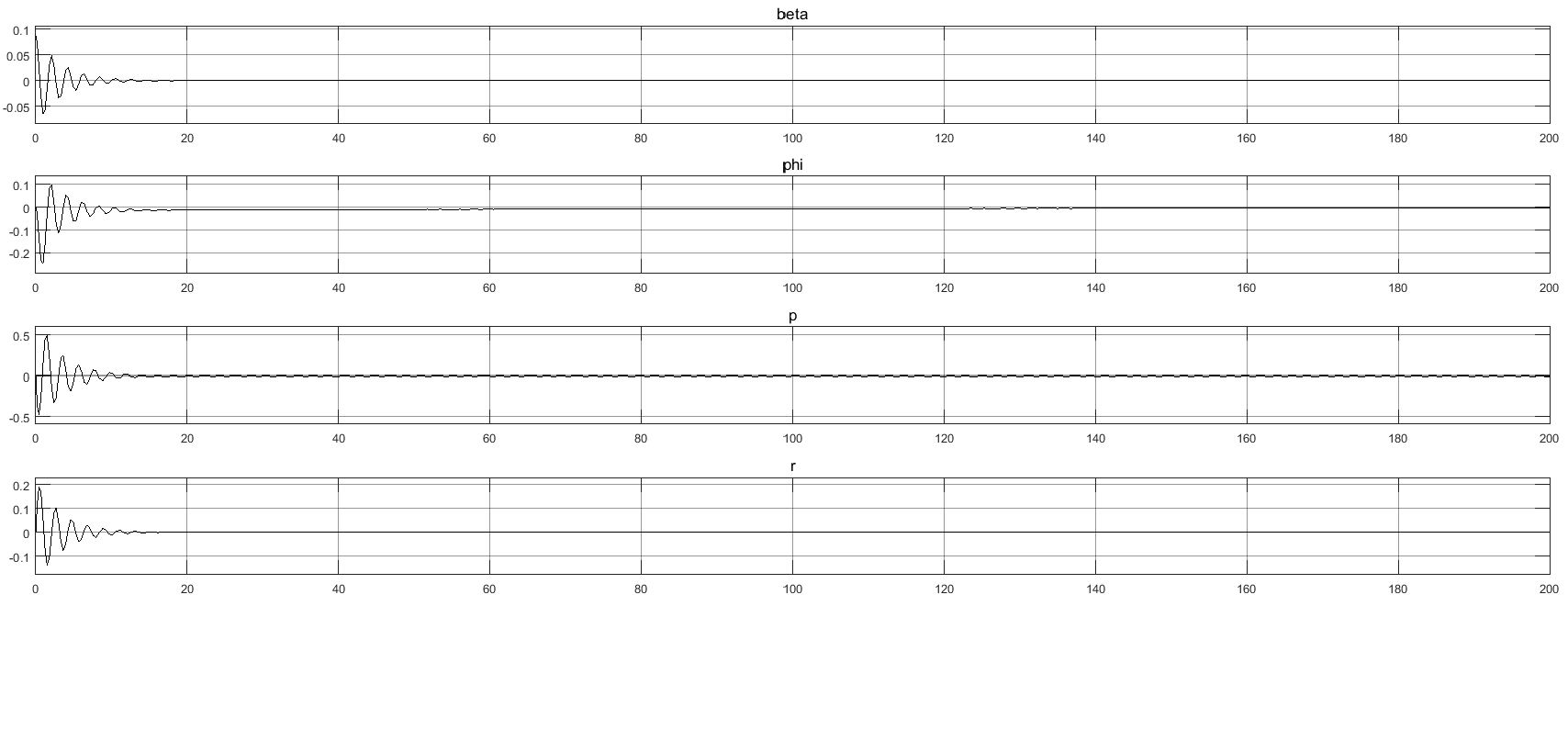
当给升降舵施加该操纵信号时，系统长周期运动震荡加剧，短周期运动变化不大。

1.8.2横侧向运动

1. 横侧向稳定性分析

输入deltaa=deltar=0，设初始状态为。

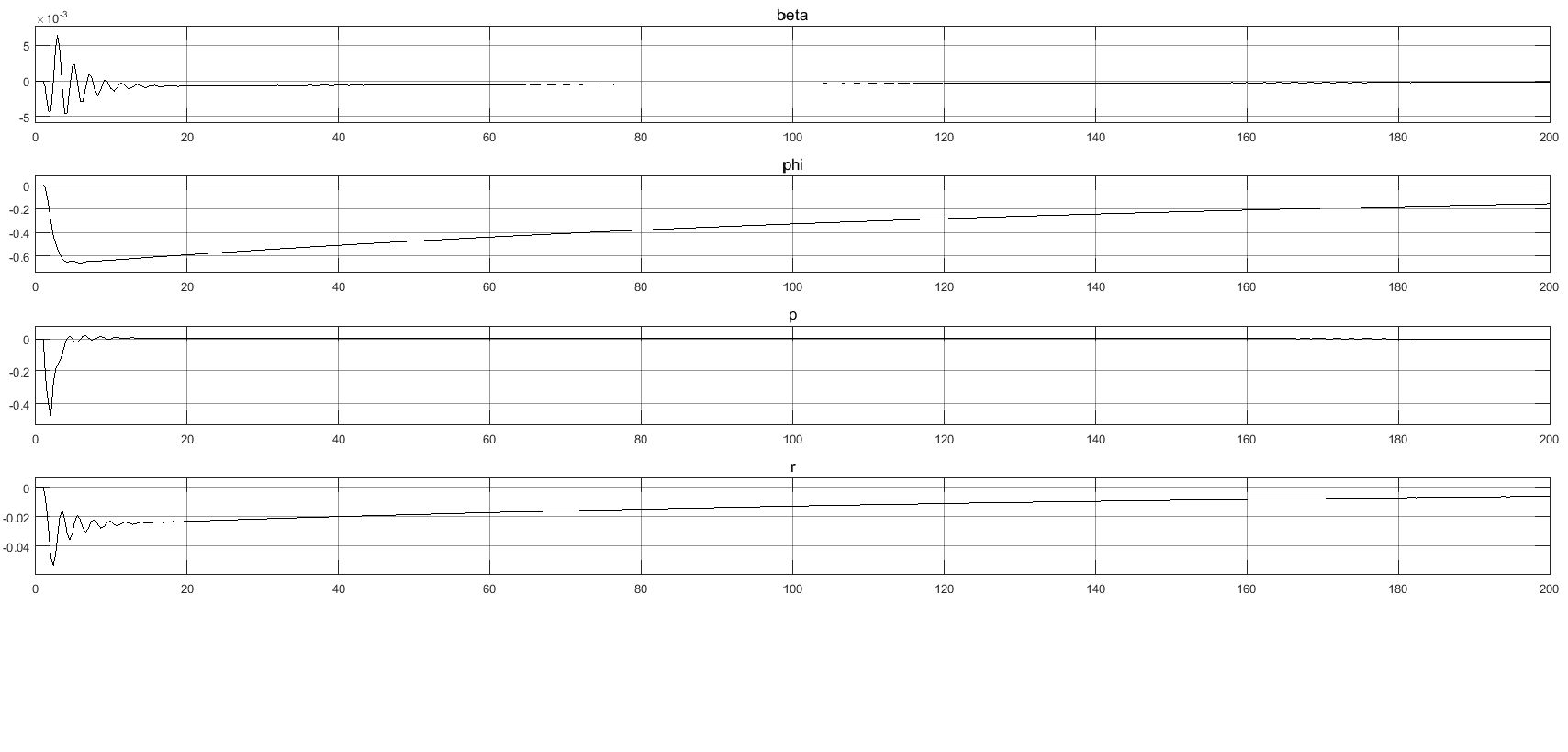
响应曲线如下图所示：



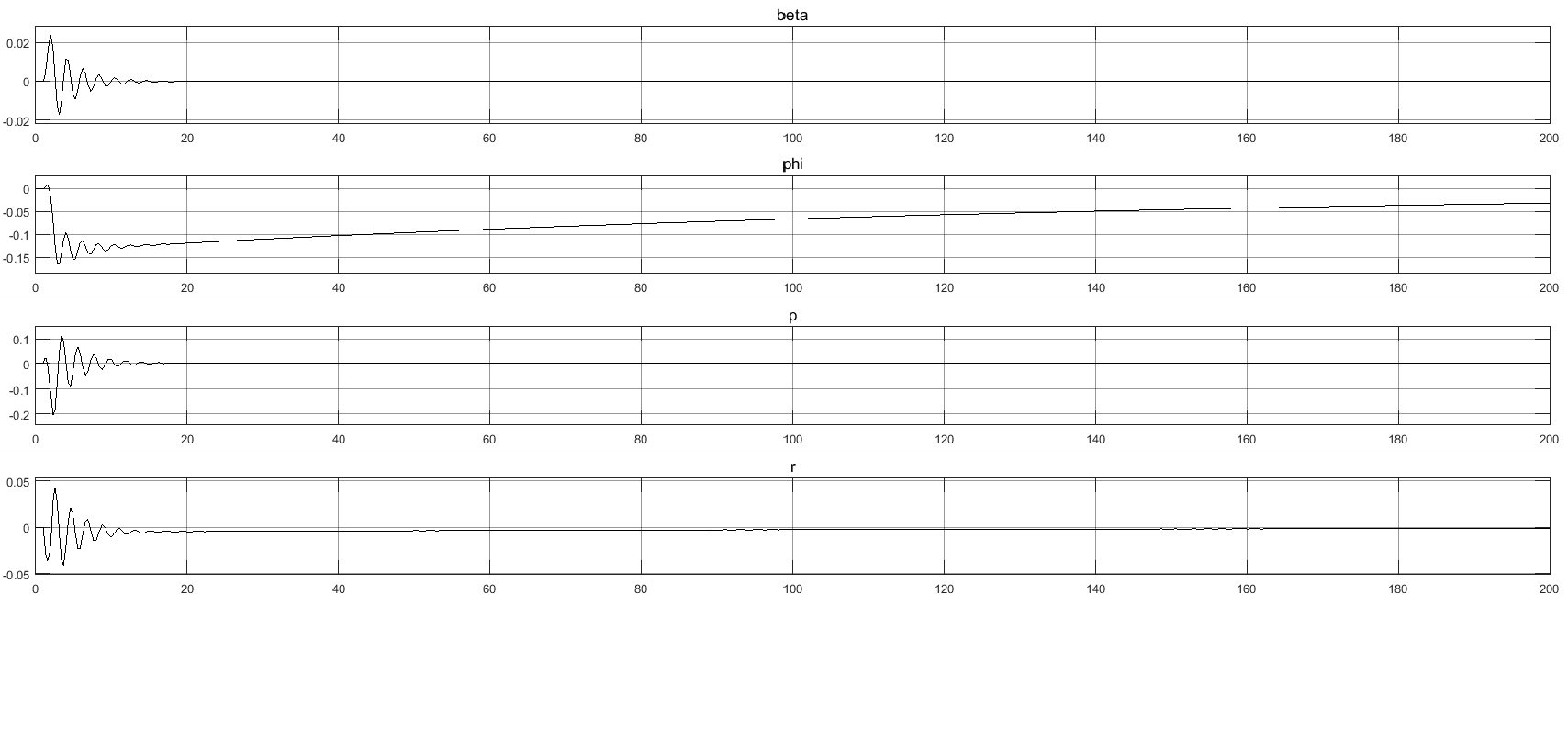
给飞机横侧向施加一个阶跃侧滑角干扰信号时，自身能够快速恢复到平衡状态，这说明飞机具有很好的稳定性能。

3. 横侧向操纵性分析

（1）对副翼施加2度的长度1s的阶跃信号，各状态输出响应图如下：

 当给副翼施加该操纵信号时，系统的响应时间变长。

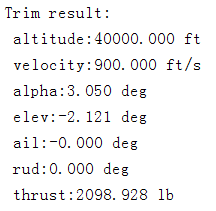
（2）对方向舵施加2度的长度1s的阶跃信号，响应如下图所示：



由上图可以看出，比中空的响应时间变长。

1.9 高空高速配平、线性化及品质评定

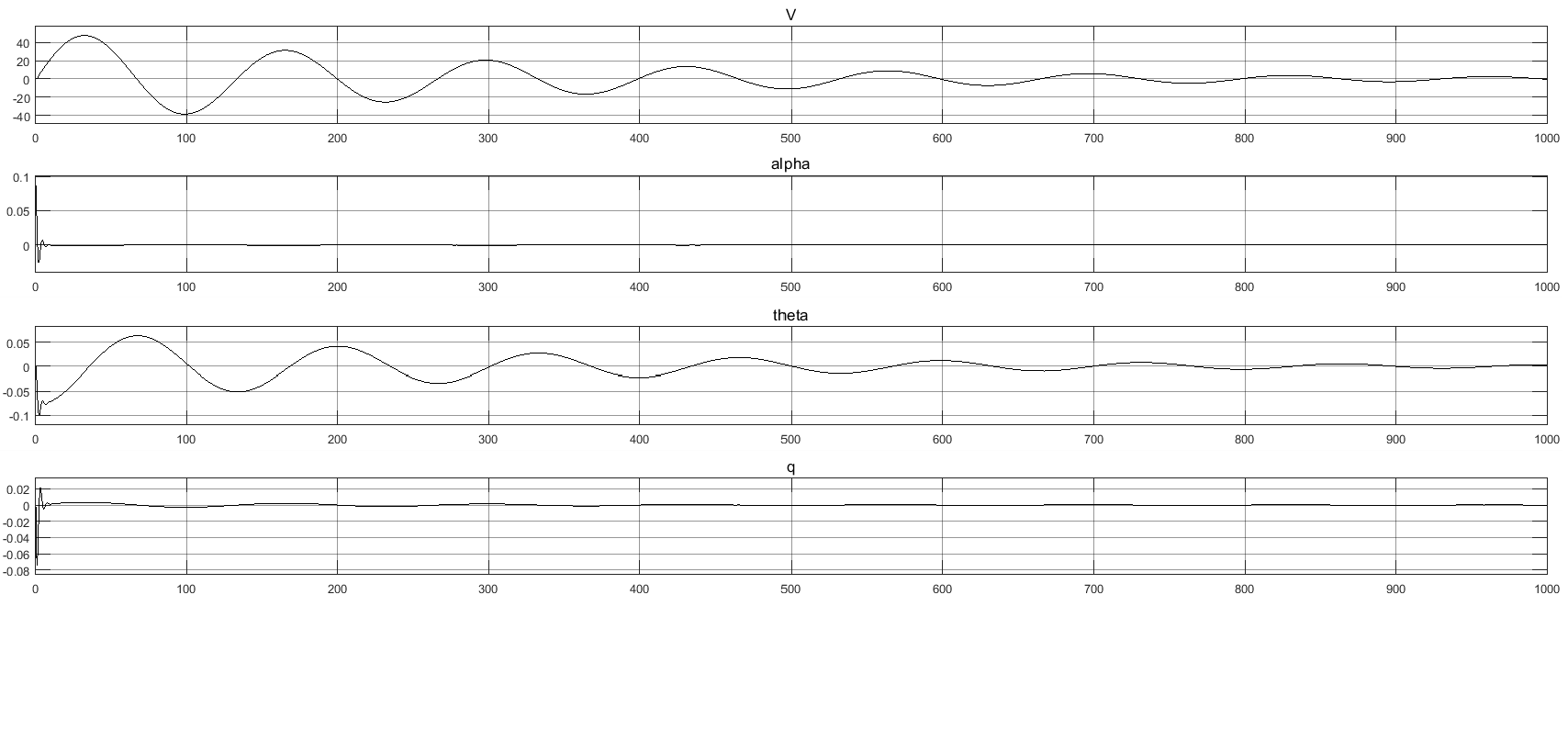
当高度为40000ft，速度为900ft/s时，选取飞机水平飞行状态，在无扰动的情况下对F16进行配平、线性化及解耦。配平结果如下所示：



1.9.1纵向运动

1. 纵向稳定性分析

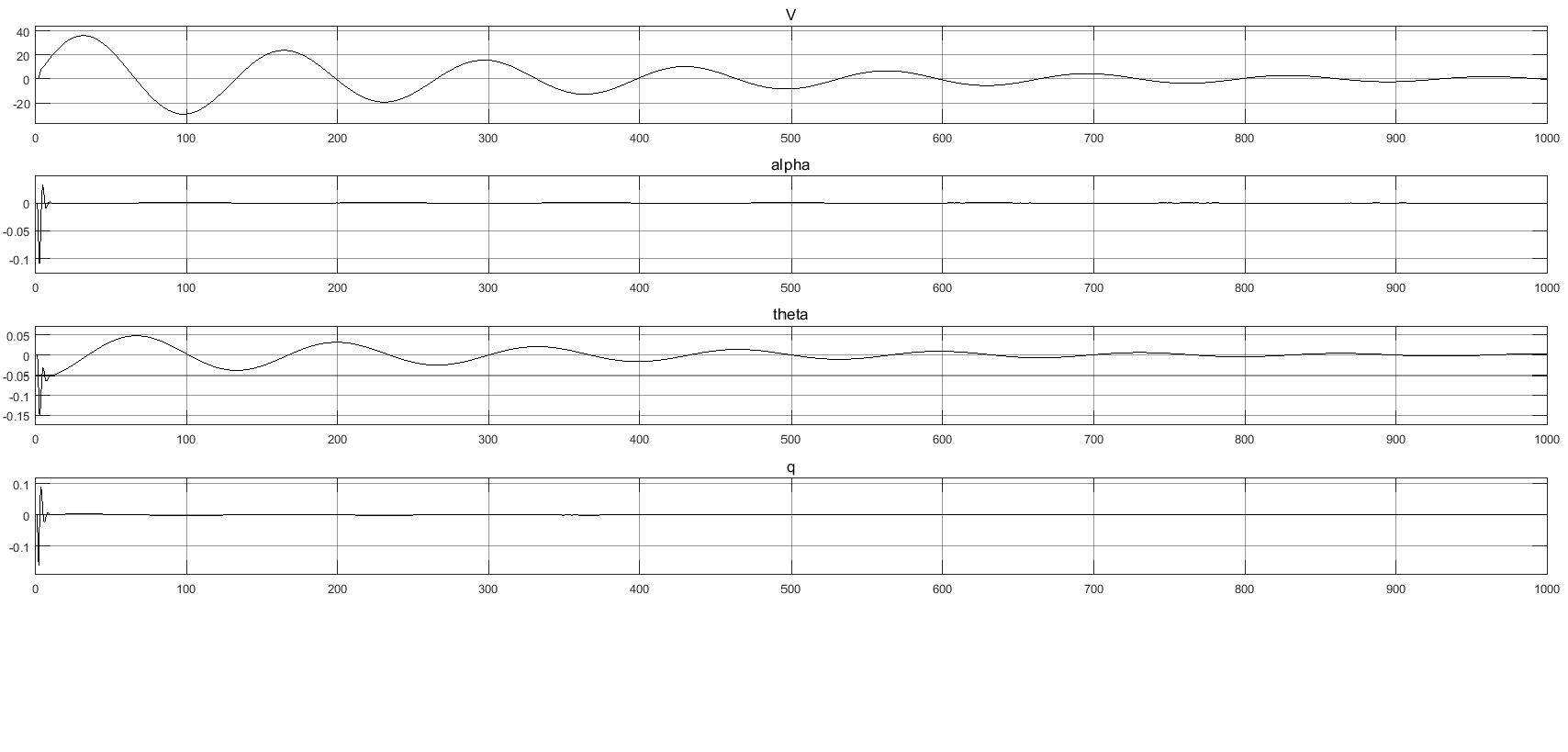
输入deltat=deltae=0，设初始状态。

响应曲线如下图所示：

由图中可知，给飞机纵向施加一个阶跃迎角干扰信号时，随高度增加恢复平衡时间更长。

2. 纵向操纵性分析

设初始状态为0，施加输入信号：为2度的长度1s的阶跃信号。响应如下图所示：



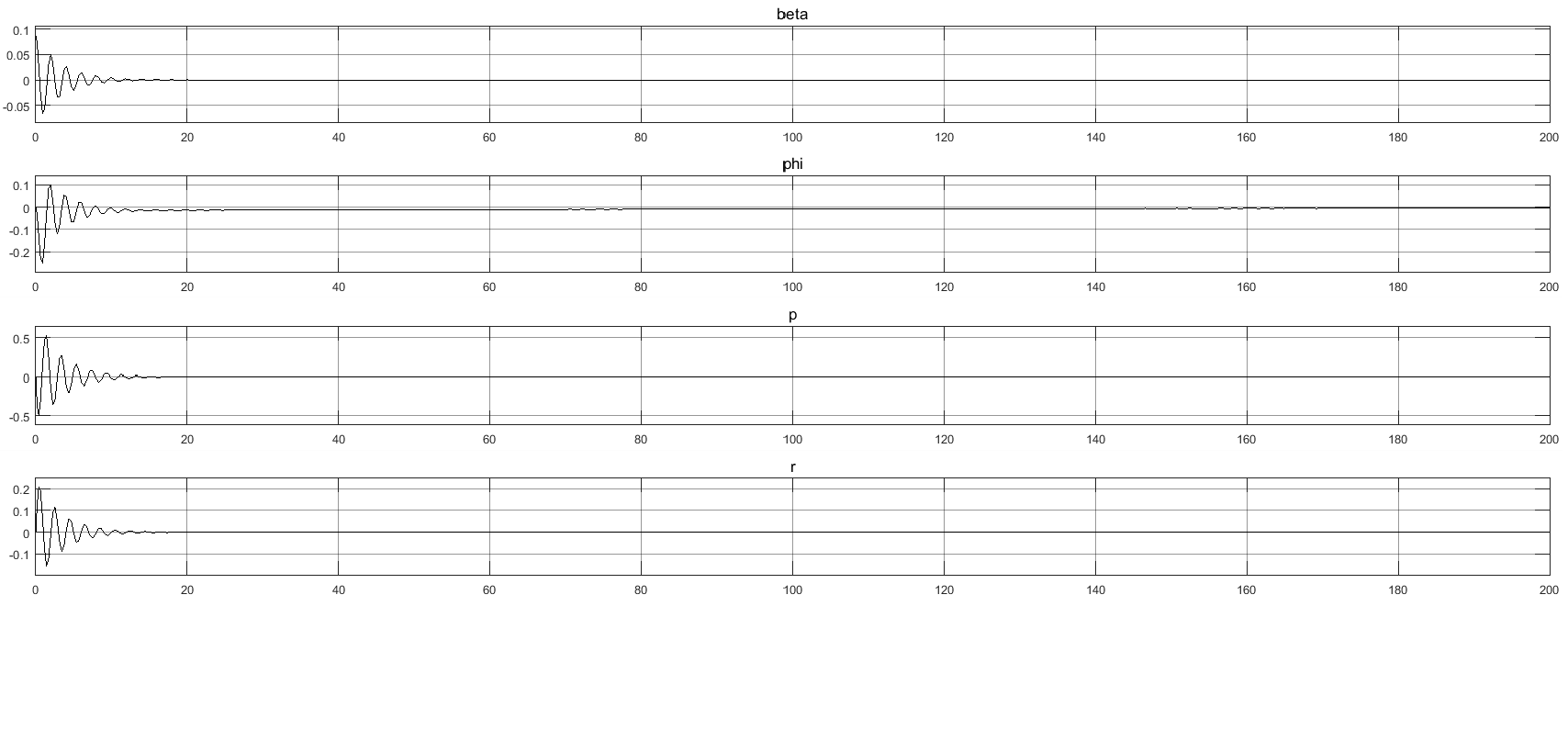
当给升降舵施加该操纵信号时，长周期运动稳态时间变长。

1.9.2横侧向运动

1. 横侧向稳定性分析

输入deltaa=deltar=0，设初始状态为。

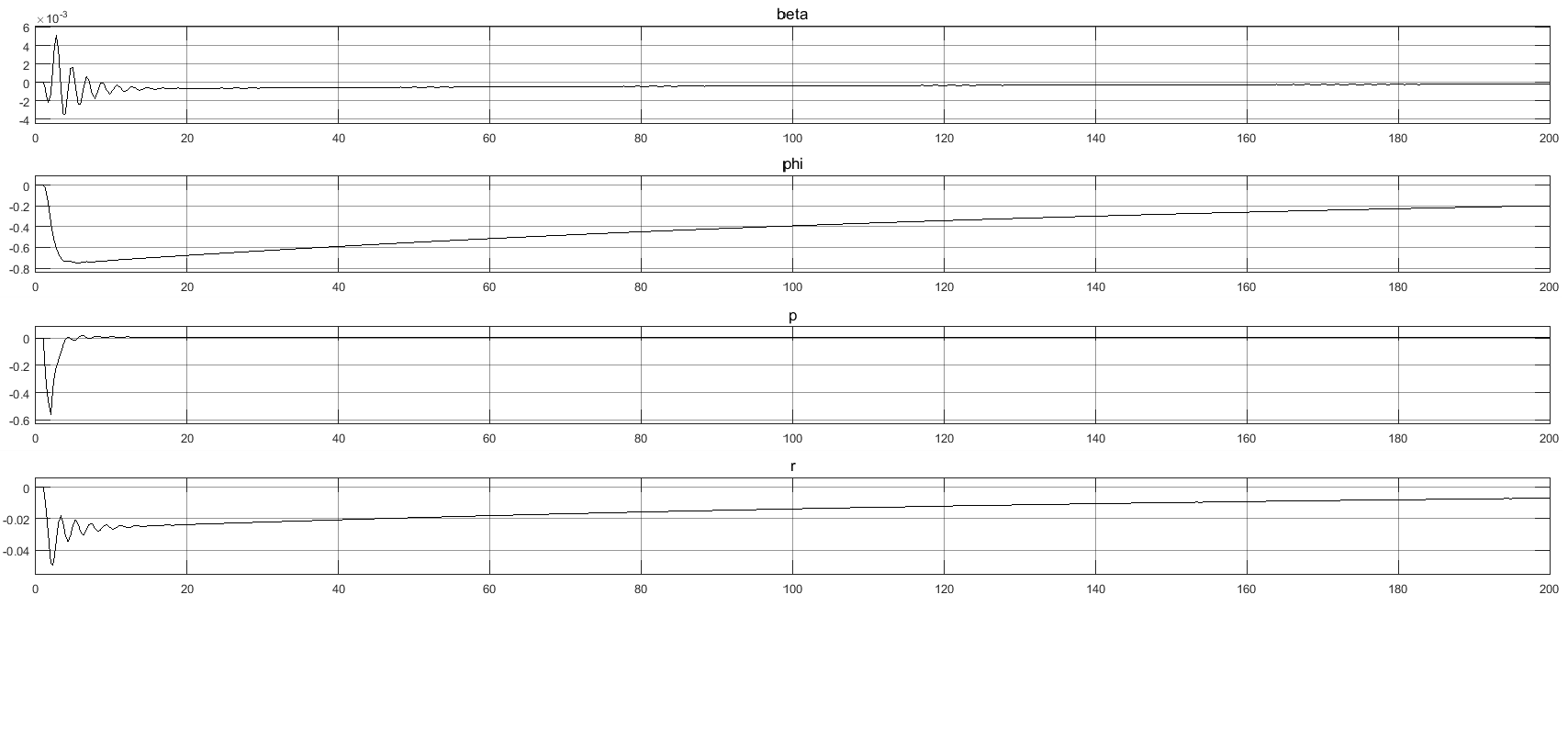
响应曲线如下图所示：



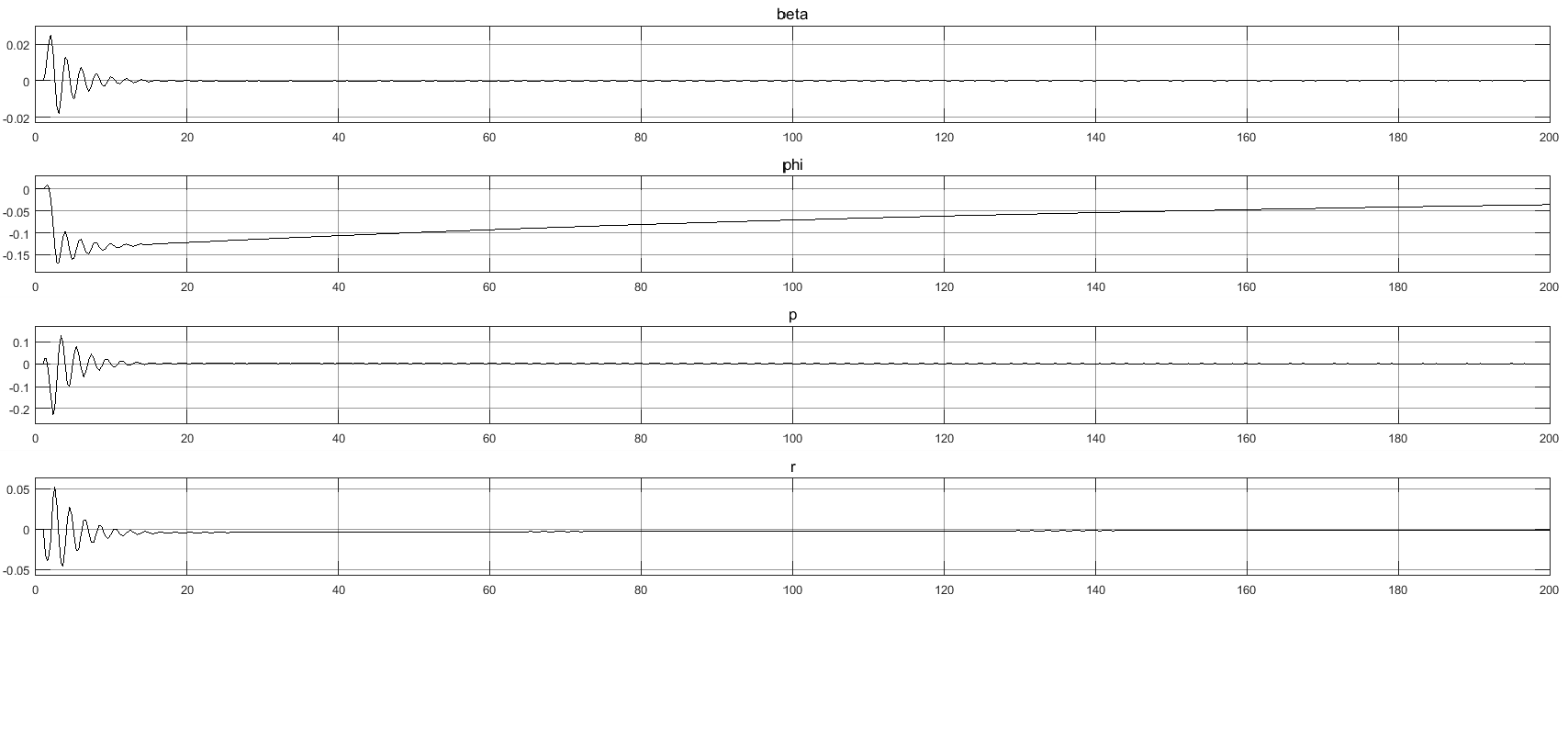
给飞机横侧向施加一个阶跃侧滑角干扰信号时，能够快速恢复到平衡状态，这说明飞机具有较好的稳定性能。

3. 横侧向操纵性分析

（1）对副翼施加2度的长度1s的阶跃信号，飞机各状态的变化。各状态输出响应图如下：

 当给副翼施加该操纵信号时，滚转角响应时间比高空中速响应输入信号的时间变长。

（2）对方向舵施加2度的长度1s的阶跃信号，响应如下图所示：

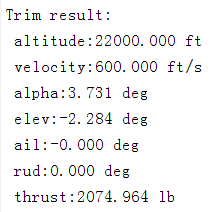


由上图可以看出，偏航运动和滚转运动在方向舵面的偏转下，均可以较快的响应输入，具有较好的操纵性。

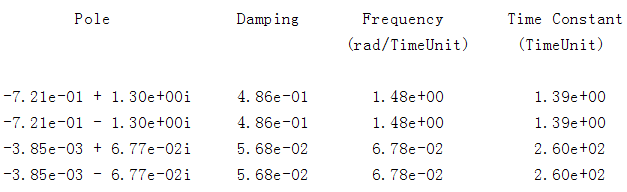
# 二．F16的控制率设计

2.1增稳设计

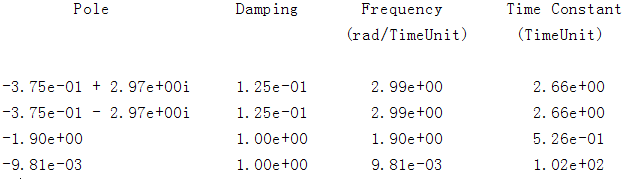
选取22000ft,600ft/s的飞机状态，对其进行配平



线性化后，可得系统的纵向运动品质：



横侧向运动品质：



经分析可知：纵向运动与横侧向运动的阻尼比较低，需要设计增稳。

2.1.1纵向增稳

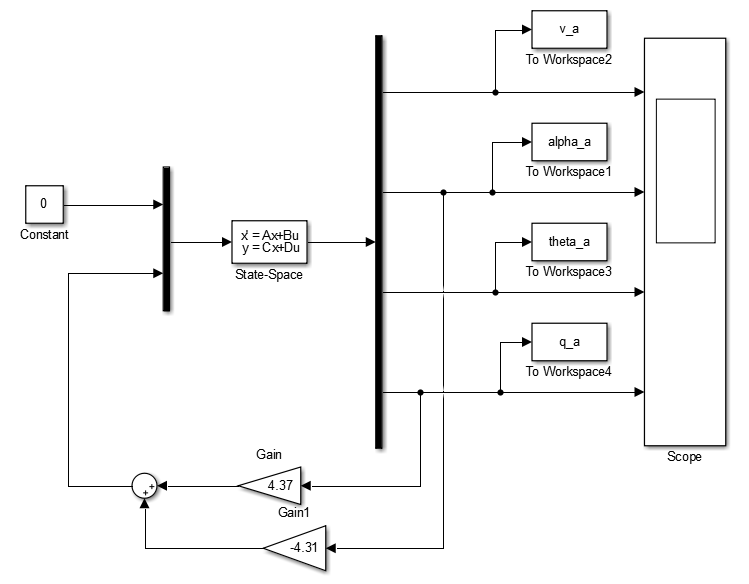
纵向增稳系统采用引用迎角和俯仰角速率的控制率。当存在扰动（输入）时，飞机纵向运动的初始阶段，短周期运动占主导地位，其过渡时间短，并且在这个很短的初始阶段，飞行速度和俯仰角的增量变化不大。因此在引用迎角和俯仰角速率的增稳系统设计时，可近似认为：。

采用比例式增稳系统控制率：



增稳控制系统，Simulink仿真图设计如下：

在比例式控制率的设计中将=-4.31，=4.37，在alpha给定5°干扰作用时，增稳前后对比图如下（其中蓝色的实线为增稳前响应曲线，红色虚线为增稳后响应曲线）





v的零输入响应曲线增稳前后比较图



alpha的零输入响应曲线增稳前后比较图



theta的零输入响应曲线增稳前后比较图



q的零输入响应曲线增稳前后比较图

由响应图可以看出，增稳后的系统恢复平衡位置的时间明显减少，系统的超调也减少，调节时间变短。系统的静稳定性提高。

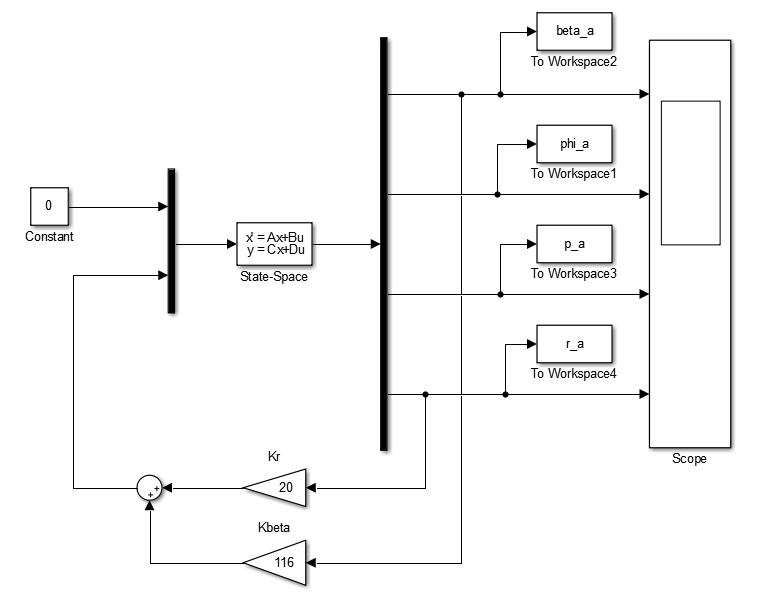
2.1.2横向增稳

经分析可知：荷兰滚模态阻尼小，需要进行航向增稳。

采用比例增稳控制率：



在比例式控制率的设计中取=116，=20，在beta给定5°干扰作用时，增稳前后对比图如下（其中蓝色的实线为增稳前响应曲线，红色虚线为增稳后响应曲线）





beta的零输入响应曲线增稳前后比较图



phi的零输入响应曲线增稳前后比较图



p的零输入响应曲线增稳前后比较图



r的零输入响应曲线增稳前后比较图

经过对比可以发现：增稳后系统的超调减小，阻尼增大，系统的稳定性增强。

2.2 基于线性化模型的控制律设计

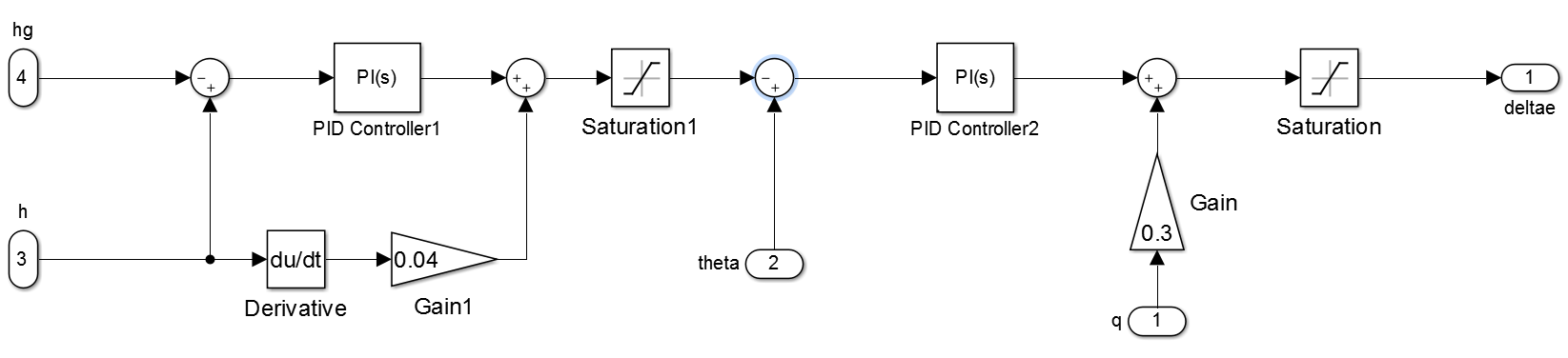
设计飞机纵向、横侧向姿态保持与控制控制律，设计飞机高度预选、航向预选、定点盘旋以及平面轨迹跟踪控制律。

2.2.1高度预选控制律设计

高度控制主要是在俯仰角稳定回路的基础上构成的，为了避免在给定高度上下出现振荡，引入高度差的微分信号，以改善高度稳定系统的阻特性，同时为了消除高度误差，引入积分控制。

采用的控制律形式为：

控制器结构如下：



给定高度变化量为100ft，即下降100ft,得到仿真结果如下：











升降舵舵偏角变化图

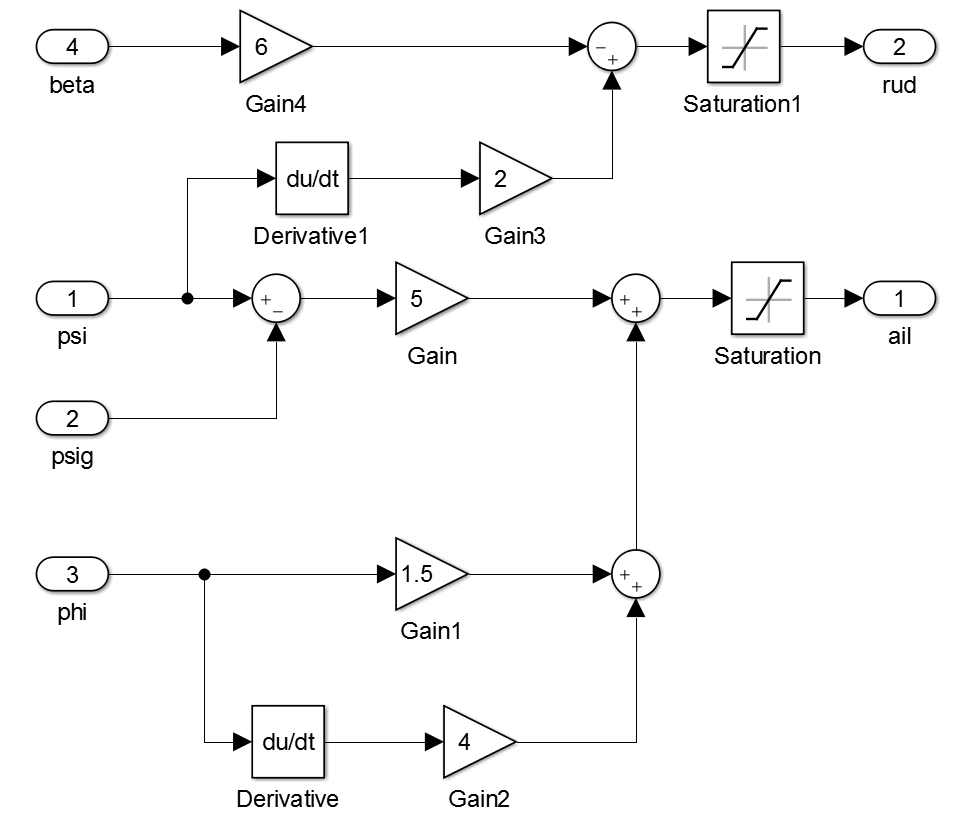
从仿真结果可以看出：高度响应较快，大约在20s，由于飞机下降，所以速度有所上升，而且俯仰角以及俯仰角速度稳定较快，舵偏角响应平稳，满足高度控制的要求。

2.2.2航向预选控制律设计

航向预选控制飞机的副翼和升降舵，控制律形式为



搭建的控制器如下图：



给定偏航角psi=，仿真结果如下：







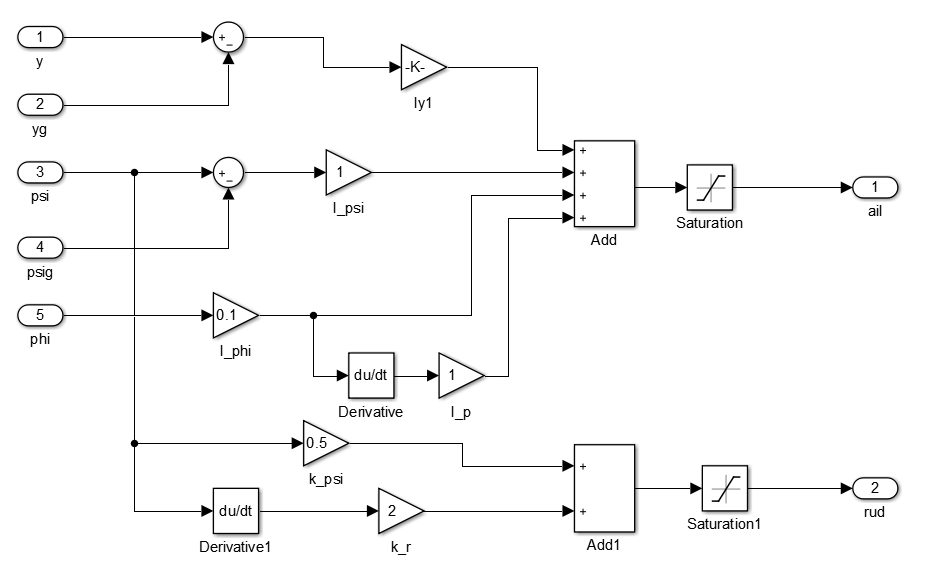
从仿真结果可以看出：航向在20s达到稳定，系统响应快速，角速度满足要求，转弯过程中侧滑角较小，满足转弯要求。

2.2.3平面轨迹跟踪控制律设计

轨迹跟踪控制采用副翼和升降舵实现，控制律形式为



控制器结构如下：



为简单起见，此处航向角取0，则侧向偏离可由东向位置直接表示。

给定东向偏离200ft，得到仿真结果如下:







从仿真结果可以看出：系统可以较快消除侧向偏离，回到预定轨迹，而且在调节中，各角度变化平滑。

2.2.4定高盘旋系统控制律设计

定点盘旋是指飞机在水平面内，连续改变飞行方向，保证滚转与偏航运动两者耦合影响最小，即，由此可知定点盘旋可通过协调转弯实现。

协调转弯的条件为：



且有：；此外，还必须保证高度不变。

将控制信号分别加入自动驾驶仪的滚转和航向两个通道，同时，在航向通道引入信号，以减小侧滑。滚转和偏航两个通道的控制律为：

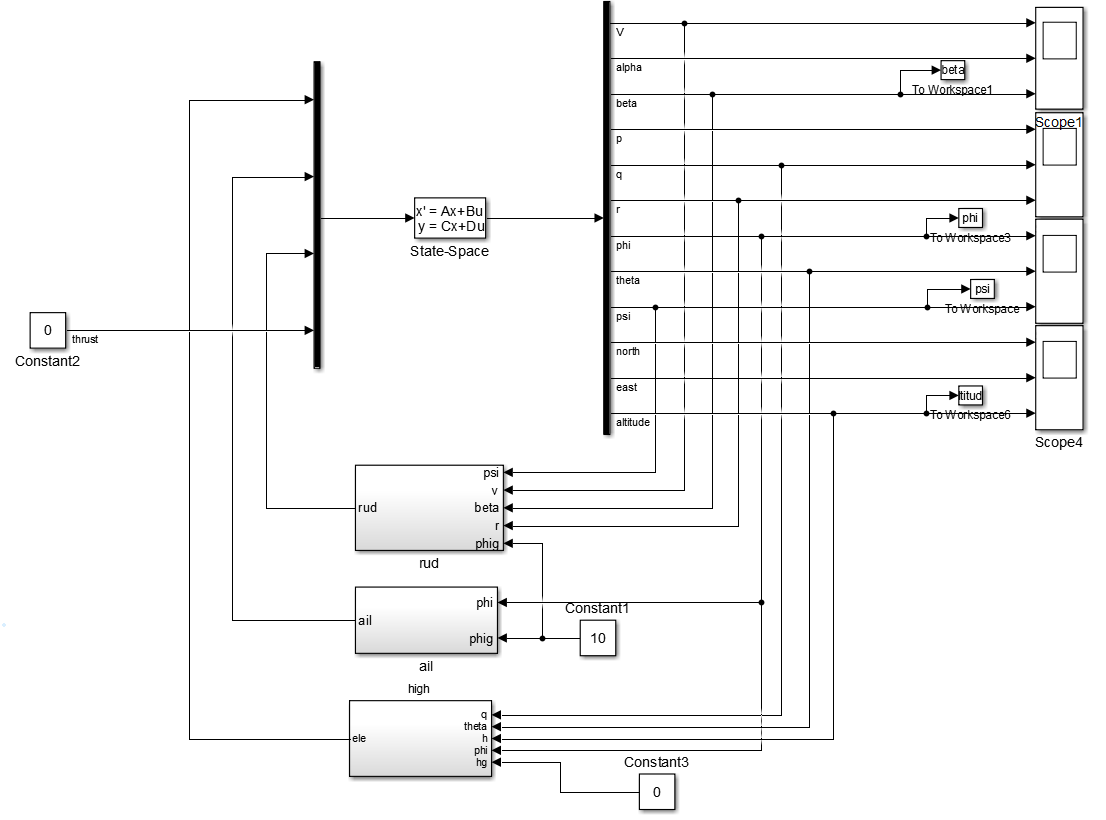
 

协调转弯为保证不掉高度必须操纵升降舵提供舵面力矩，以维护协调转弯时对俯仰角速率的要求和对的要求。

无论飞机是左转弯，还是右转弯，为保证高度都要使向上偏。所以，纵向控制律必须在满足高度保持的基础上增加项。最终得到纵向控制律为：



协调转弯的simulink仿真模型如下：



各状态量的仿真图如图所示：

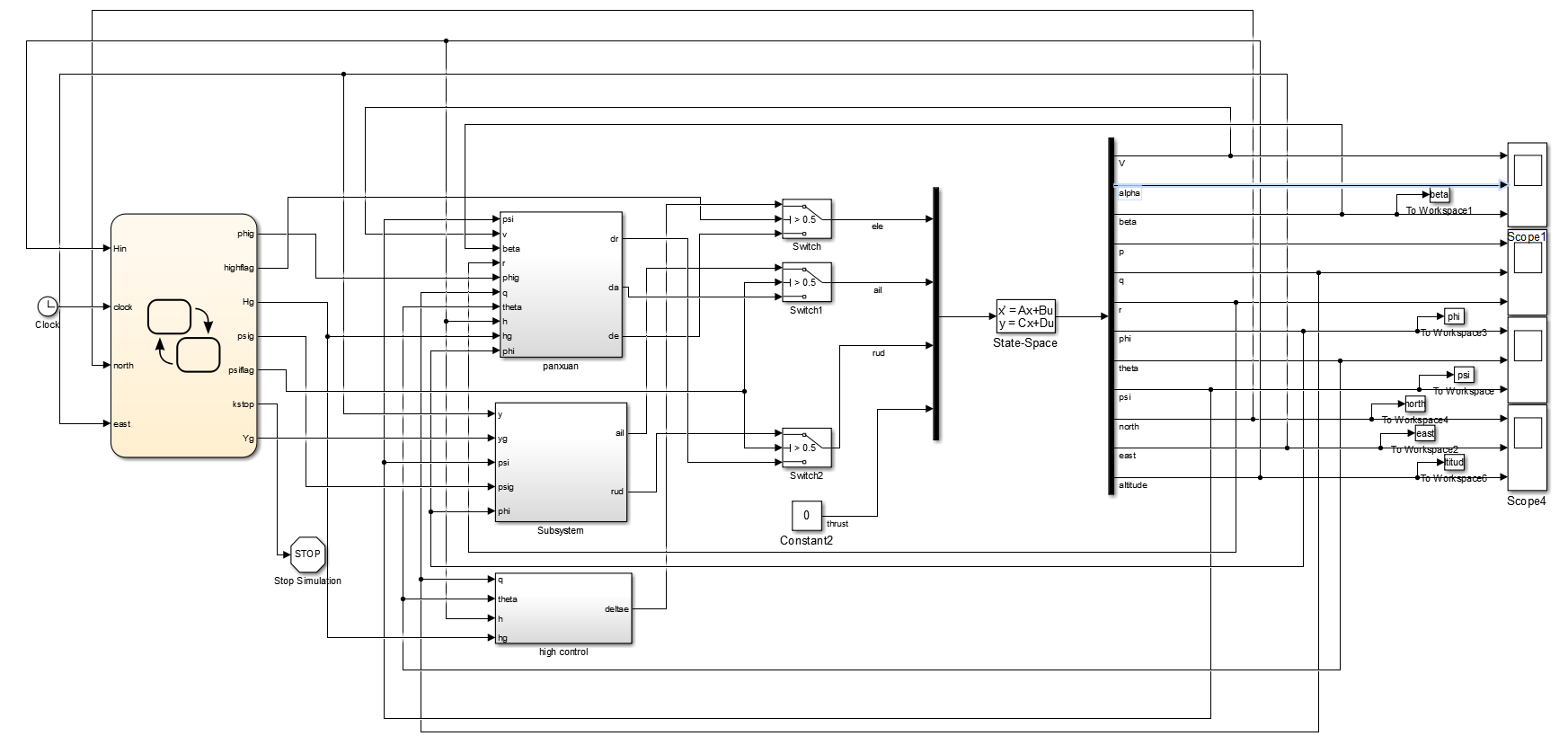


从上图可以看出：协调转弯起始有较小的侧滑角，最终稳定时，侧滑角为0，满足协调转弯的要求，且转弯过程中高度几乎不变，且系统响应较快。从航向角可以看出，转弯平滑，以一固定的转弯速率进行转弯。

2.3剖面飞行

起点，首先平飞20s，然后爬升200ft，接着平飞40s，继而下降400ft，接着平飞20s，然后过定点，最后定点盘旋400s结束飞行。

线性模型如下：



仿真结果如下：



从高度图中可以看出：高度控制虽然存在一定的偏差，但整体比较满意。

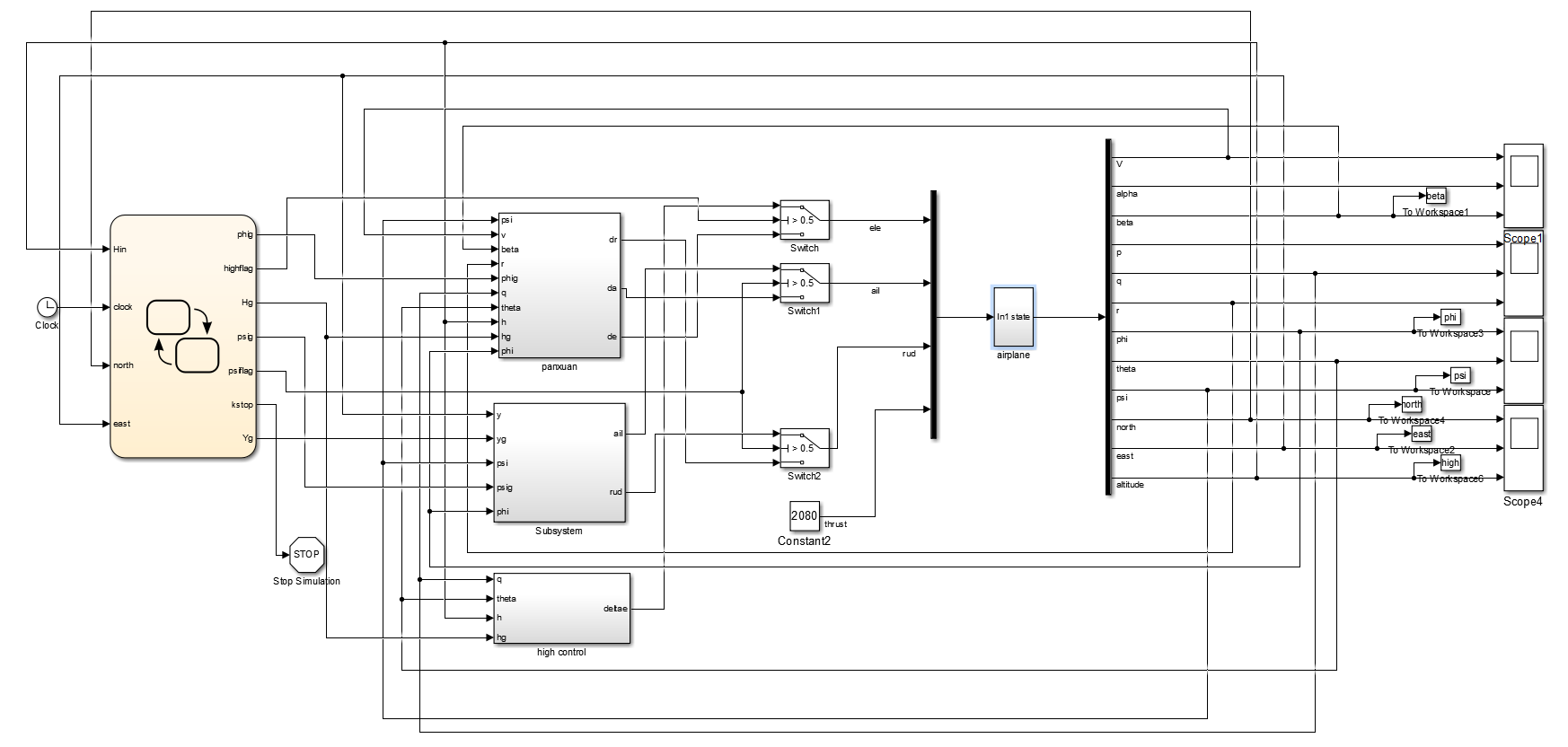


从北向位置与东向位置图中可以看出：轨迹与预计轨迹相差较大，我认为有一下几方面原因：

1. 线性化模型是在平衡点附近线性化的，而盘旋运动已然脱离平衡状态，因此控制效果不好。
2. 该线性化模型是在平飞状态下配平的，与盘旋状态相差较大。
3. 由于在全程中速度很小，所以北向位置变化较小，这与系统的A矩阵密切相关。

# 三、非线性模型验证

非线性验证模型如下：



仿真过程：起点，首先平飞20s，然后爬升200ft，接着平飞40s，继而下降400ft，接着平飞20s，然后过定点，最后定点盘旋1500s结束飞行。

仿真结果如下图所示：



飞行高度曲线



从仿真结果可以看出：对于非线性模型，高度控制效果不错，可以进行高度保持等操作，但是在盘旋阶段还是存在一定的掉高行为；从横向剖面图中可以看出，飞机可以保持航向稳定，并消除侧向偏差，在盘旋阶段，飞行轨迹近似一个圆。

对于飞行曲线存在掉高和非标准圆形，分析原因如下：

本次没有设计速度保持功能，导致在盘旋过程中速度下降，从而使得飞行轨迹不是一个标准的圆，这同时也导致了高度下降。

# 四、总结

本次大作主要完成了以下几方面内容：

1. 飞机模型的建立以及配平线性化
2. 基于线性化模型设计了满足飞行要求的控制率

3、基于线性化模型进行了飞行剖面的设计与验证

4、将设计好的控制器运用于非线性模型进行飞行剖面的仿真与验证

通过这次作业，我学会了如何根据气动参数来搭建飞机模型，并进一步对非线性模型进行配平线性化，然后基于线性化模型运用经典的控制理论来设计控制律，并学会用非线性模型验证控制律。虽然本文设计的控制器并非最优，也存在各种问题，但是通过这次作业，我对飞行控制系统有了一个整体的把握，并学会对飞行器建模并设计控制器，我想这就是这门课程想要传授给我们的。