



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200580036024.1

[45] 授权公告日 2009年7月29日

[11] 授权公告号 CN 100519337C

[22] 申请日 2005.9.12
 [21] 申请号 200580036024.1
 [86] 国际申请 PCT/US2005/032375 2005.9.12
 [87] 国际公布 WO2007/032757 英 2007.3.22
 [85] 进入国家阶段日期 2007.4.20
 [73] 专利权人 贝尔直升机泰克斯特龙公司
 地址 美国得克萨斯州
 [72] 发明人 肯尼思·E·布尔塔
 凯恩·J·舒尔特
 [56] 参考文献
 US5884870A 1999.3.23
 US6711476B2 2004.3.23
 US4763266A 1988.8.9
 审查员 卓启威

[74] 专利代理机构 北京市柳沈律师事务所
 代理人 王景刚 王 冉

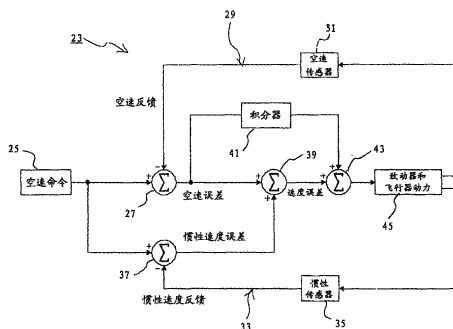
权利要求书 3 页 说明书 8 页 附图 12 页

[54] 发明名称

飞行器以及飞行器的自动速度控制系统和方法

[57] 摘要

飞行器的飞行控制系统接收第一参数的选定值，该参数是飞行器空速或者惯性速度。主反馈回路产生主误差信号，该误差信号和第一参数的选定值与测得值之间的差值成比例。副反馈回路产生副误差信号，该信号和第一参数的选定值与第二飞行参数的测得值之间的差值成比例，该第二飞行参数是空速和惯性速度之间其中的另一个。主和副误差信号相加得到速度误差信号，该主误差信号的积分值和速度误差信号经相加得到致动器命令信号。然后，该致动器命令信号用于操纵飞行器设备，从而控制第一参数，使得主误差信号最小化。



1.一种用于飞行器的飞行控制系统，该系统包括：

用于接收表示第一参数的选定值的输入信号的装置，第一参数是飞行器空速和飞行器惯性速度其中之一；

用于产生主误差信号的主反馈回路，该主误差信号和第一参数的选定值与第一参数的测得值之间的差值成比例；以及

用于产生副误差信号的副反馈回路，该副误差信号和第一参数的选定值与第二飞行参数的测得值之间的差值成比例，第二参数是飞行器空速和飞行器惯性速度其中的另一个；

其中，主误差信号和副误差信号相加得到速度误差信号；

其中，主误差信号的积分值和速度误差信号相加得到致动器命令信号，并且

其中，致动器命令信号适用于飞行器上的操作设备来控制飞行器的第一参数，使得主误差信号最小化。

2.根据权利要求1所述的控制系统，其中接收输入信号的装置设置成接收飞行器上产生的输入信号。

3.根据权利要求1所述的控制系统，其中接收输入信号的装置设置成接收远离飞行器产生的输入信号。

4.根据权利要求1所述的控制系统，其中第一参数是飞行器的空速，第二参数是飞行器的惯性速度。

5.根据权利要求1所述的控制系统，其中第一参数是飞行器的惯性速度，第二参数是飞行器的空速。

6.根据权利要求1所述的控制系统，其中致动器命令信号适用于从包括油门、转子系统控制和短舱位置控制的组中选出的操作设备。

7.一种飞行器，包括：

用于推进飞行器的推进装置；

至少一个设置成控制推进装置的推力输出的设备；以及

飞行控制系统，其特征在于，该飞行控制系统包括：

用于接收表示第一参数的选定值的输入信号的装置，第一参数是飞行器空速和飞行器惯性速度其中之一；

用于产生主误差信号的主反馈回路,该主误差信号和第一参数的选定值与第一参数的测得值之间的差值成比例;以及

用于产生副误差信号的副反馈回路,该副误差信号和第一参数的选定值与第二飞行参数的测得值之间的差值成比例,第二参数是飞行器空速和飞行器惯性速度其中的另一个;

其中,主误差信号和副误差信号相加得到速度误差信号;

其中,主误差信号的积分值和速度误差信号相加得到致动器命令信号,并且

其中,致动器命令信号适用于操作至少一个设备来控制飞行器的第一参数,使得主误差信号最小化。

8.根据权利要求7所述的飞行器,其中至少一个设备包含至少一个油门。

9.根据权利要求7所述的飞行器,其中至少一个设备包含至少一个用于矢量推力的致动器。

10.根据权利要求7所述的飞行器,其中接收输入信号的装置设置成接收在飞行器上产生的输入信号。

11.根据权利要求7所述的飞行器,其中接收输入信号的装置设置成接收远离飞行器产生的输入信号。

12.根据权利要求7所述的飞行器,其中第一参数是飞行器的空速,第二参数是飞行器的惯性速度。

13.根据权利要求7所述的飞行器,其中第一参数是飞行器的惯性速度,第二参数是飞行器的空速。

14.一种用于自动控制飞行器飞行的方法,该方法包括:

a) 输入表示第一参数选定值的信号,第一参数是飞行器的空速和飞行器的惯性速度之一;

b) 通过计算第一参数选定值与第一参数测得值之间的差值产生主误差信号;

c) 通过计算第一参数的选定值与第二参数的测得值之间的差值产生副误差信号,第二参数是飞行器空速和飞行器惯性速度其中的另一个;

d) 通过将主误差信号和副误差信号相加产生速度误差信号;

e) 通过将主误差信号的积分值和速度误差信号相加产生致动器命令信号;然后

f) 操纵飞行器上的设备来控制飞行器的第一参数，使得主误差信号最小化。

15.根据权利要求 14 所述的方法，其中第一参数是飞行器空速，第二参数是飞行器惯性速度。

16.根据权利要求 14 所述的方法，其中第一参数是飞行器惯性速度，第二参数是飞行器空速。

飞行器以及飞行器的自动速度控制系统和方法

技术领域

本发明总体上涉及飞行器的飞行控制系统领域，并且尤其涉及用于自动控制飞行器速度的系统。

背景技术

许多现代飞行器具有飞行控制系统，用于将选定的飞行参数保持为选定值或者在该选定值附近。这些参数可包括高度、方向、姿势和/或空速，控制系统通过操纵飞行器的飞行控制系统来保持每个参数。例如，高度可通过利用飞行控制面例如升降舵或者通过使用油门来控制从而控制飞行器的空速。这些飞行控制系统通常是闭环反馈控制系统，允许来自控制系统的输入对受控参数的变化作出响应。

典型的闭环系统利用空速或惯性速度控制飞行器的速度。空速的定义是飞行器相对于该飞行器在其中飞行的空气团的向前速度，惯性速度的定义是飞行器相对于该飞行器所飞越的地面的向前速度。该飞行控制系统比较命令速度（空速或惯性速度）和测得速度，命令速度和测得速度之间的差值是速度误差。当速度误差不为零时，控制系统将修正命令输入至飞行器的一个或多个系统，例如固定翼飞行器的油门或直升机中的转子叶片倾角（pitch），从而增加或减小测得速度，以实现零速度误差。典型地，修正命令与速度误差成比例。

典型的现有技术空速控制系统的示意图如图1所示。系统11包括用于向飞行器致动器15发送命令的命令输入设备13，并且飞行器的空速由反馈回路19中的传感器17测量。设备13的空速命令和传感器17输出的测得空速的负值在结点21处相加，产生发送至致动器15的空速误差信号。系统11操纵致动器15将这一空速误差信号减小到零。

在平静的空气中，典型的闭环反馈系统对于空速的控制相当不错。然而，在湍流环境中飞行的飞行器将从沿一个方向运动的空气团进入沿另一方向运动的空气团。湍流的影响将导致在飞行器上产生正和负的纵向加速力。这

些加速改变了飞行器的空速和惯性速度，并且产生了控制系统试图去消除的速度误差。在固定翼飞行器中，控制系统将命令油门位置进行改变，由此改变发动机功率并产生额外的加速。在直升机或其他旋转翼飞行器中，例如旋翼机，控制系统会命令改变油门位置、发动机舱的位置和/或叶片倾角的输入，这也会导致飞行器俯仰姿态的改变。发动机功率和俯仰姿态的变化被传送到飞行器的客舱，对乘客产生了不良的加速和运动影响。

一个实例可以说明湍流空气对于诸如系统 11 的被命令保持选定空速的飞行控制系统的操作的影响。图 2A 至 2E 是使用图 1 的现有技术系统时在持续迎面阵风情况下的输入和响应随时间变化的曲线图，图 3A 至 3E 是在瞬间迎面阵风条件下的输入和响应的类似曲线图。

当飞行器在无速度（平静空气）空气中飞行时，控制系统测得很小的或没有速度误差，并且由可忽略的油门输入的变化所导致的加速不会被乘客感觉到。然而，当飞行器遇到沿与之相反方向运动的空气时，空速传感器会检测到增加的空速。例如，曲线图 2A 示出在时间线的 5 秒的时间点上遇到持续的 30ft/sec 的迎面阵风并且在大约 1 秒内变化到其最大值的结果。迎面阵风使得测得空速，如图 2B 所示，从命令空速 200kts 上升到大约 7.5 秒时的大约 207kts。这也导致了地速的下降，如图 2C 所示。响应于增加的空速，控制系统 11 命令油门位置发生改变从而减小发动机功率以获得初始空速。油门位置相对于时间的变化示出在图 2D 中，油门位置从正好遇到迎面阵风之前的大约 36 度在其后的 8 秒内减小到大约 12 度，减小了发动机功率。飞行器因此减速到了一个更慢的地速，在大约 14 秒内地速总共减小了 30kts。

在达到 207kts 的峰值之后，由于发动机功率的减小，空速开始减小，在大约 11 秒时空速减小到 200kts 以下。同时，油门位置上升以增加发动机的功率从而得到并保持命令空速，但控制系统 11 导致油门位置过调，直到大约 35 秒时才稳定下来。除了纵向速度，飞行器的垂直速度也受到影响，如图 2E 所示，最大值达到 + 8ft/sec，最小值为 - 9ft/sec。

当飞行器回到静止的空气团中时（零风速），测得空速将低于命令空速。控制系统然后命令油门位置改变来增加发动机功率，使得飞行器的加速回到初始空速和初始地速。

相似的效果也出现在瞬时迎面阵风的情况下。图 3B 至 3E 示出遇到 30ft/sec 的迎面阵风持续 5 秒钟的结果，如图 3A 所示。如图 3B 所示，迎面

阵风导致测得空速在大约 7 秒时升高到 210kts，同时地速减小，如图 3C 所示。响应于增加的空速，控制系统 11 命令油门位置改变以减小发动机功率从而实现初始空速。油门位置相对于时间的变化示出在图 3D 中，油门位置从遇到风之前的大约 36 度减小到之后的大约 7 秒的 22 度，减小了发动机功率。飞行器因此被减速到更小的地速，在大约 11 秒时地速总共减小 23kts。

在达到 210kts 的峰值之后，由于发动机功率的减小，空速开始减小，在大约 9.5 秒时空速减小到 200kts 以下。同时，油门位置上升来增加发动机的功率以得到并保持命令空速，但控制系统 11 导致油门位置过调，直到大约 35 秒时才稳定下来。纵向的加速示出在图 3E 中，初始时是 8ft/sec/sec 的最大减速，其后是 7ft/sec/sec 的最大加速度。

由系统 11 的行为所引起的正负加速的结合造成对飞行器乘客的不良影响。由持续或瞬间阵风所导致的初始减速在由油门位置的大程度欠调和过调造成的加速的情况下恶化。

发明内容

需要一种用于控制飞行器空速的自动控制系统，从而最小化飞行器上的乘客遇到的不良加速的影响。

因此，本发明的目的是提供一种用于控制飞行器空速的自动控制系统，从而最小化飞行器上的乘客遇到的不良加速的影响。

飞行器的飞行控制系统接收第一参数的选定值，该参数是飞行器空速或者惯性速度。主反馈回路产生主误差信号，该误差信号和第一参数的选定值与测得值之间的差值成比例。副反馈回路产生副误差信号，该信号和第一参数的选定值与第二飞行参数的测得值之间的差值成比例，该第二飞行参数是空速和惯性速度之间的另一个。主和副误差信号相加得到速度误差信号，该速度误差信号和主误差信号的积分值经相加得到致动器命令信号。然后，该致动器命令信号用于操纵飞行器设备，从而控制第一参数，使得主误差信号最小化。

本发明具有几个优点，包括：(1) 减少由于自动响应于迎面阵风和空气湍流而导致无益纵向加速；(2) 减小由于响应于空气湍流造成的自动发动机功率的变化；(3) 增加飞行控制系统的稳定性，因此减小由湍流和命令改变造成的过调和欠调；以及 (4) 通过减小由空气湍流导致的加速来改善飞行

器的效率。

附图说明

为了获得对于本发明的更完整的理解，包括它的特征和优点，现在结合附图对本发明进行详细的描述，在附图中类似的附图标记代表类似的零件，其中：

图 1 是现有技术飞行控制系统的部件的示意图；

图 2A 至 2E 是使用图 1 的现有技术系统时在持续迎面阵风情况下的输入和响应随时间变化的曲线图；

图 3A 至 3E 是使用图 1 的现有技术系统时在瞬间迎面阵风条件下的输入和响应随时间变化的曲线图；

图 4 是按照本发明的飞行控制系统的优选实施例的部件的示意图；

图 5A 至 5E 是使用图 4 的系统时在持续迎面阵风情况下的输入和响应随时间变化的曲线图；

图 6A 至 6E 是使用图 4 的系统时在瞬时迎面阵风情况下的输入和响应随时间变化的曲线图；

图 7 是包含图 4 的飞行控制系统的飞行器的透视图；

图 8 是本发明的飞行控制系统的备选实施例。

具体实施方式

本发明的目的是得到一种空速控制系统，该系统用于自动控制飞行器的空速并且减少在飞行中遇到湍流而导致的纵向加速。当探测到具有纵向分量的阵风时，本发明的系统利用空速信号和惯性速度（纵向地速）信号的结合来作为控制系统的速度反馈信号。在平静空气中，稳态空速和惯性速度是相同的值。

参照附图，图 4 示出本发明的控制系统的优选实施例的示意图，其中由操作员或飞行员给出选定空速。系统 23 是闭环反馈系统，该系统利用空速和惯性速度（地速）确定油门对于空速改变的适当响应。在所示的系统中，选定空速信号由命令设备 25 输出，该命令设备可以是由飞行员使用的机上界面或者控制系统，例如自动飞行系统。可选择地，命令设备 25 可以与接收器相互连接，该接收器接收从远离飞行器的位置发送的命令，例如无人驾

驶或遥控飞行器。空速命令信号在结点 27 与作为主反馈回路的空速反馈回路 29 的输出信号相加。空速传感器 31 与空速反馈回路 29 进行数据通信，用来提供表示飞行器的测得空速的信号，测得空速的负值在结点 27 与命令空速相加，从而计算空速误差信号。类似地，惯性速度，或地速，反馈回路 33 提供表示由与反馈回路 33 数据通信的惯性速度传感器 35 测得的惯性速度的值的信号。在该实施例中，惯性速度反馈回路 33 是副反馈回路。由传感器 35 测得的惯性速度的负值在结点 37 与命令空速相加以计算惯性速度误差。

在结点 27 处计算的空速误差用在下面的两个计算中。惯性速度误差（在结点 37 计算得到）在结点 39 与空速误差的正值相加从而计算速度误差。空速误差的积分值由积分器 41 计算，该积分值的正值在结点 43 与速度误差的正值相加。结点 43 的输出信号代表由致动器或由框图 45 所代表的其它设备使用的致动器命令信号，用于控制飞行器的空速使得空速最小化。

通过使用空速信号和惯性速度信号的组合来作为速度反馈信号，在只使用空速传感器 31 的情况下，这两个信号的动态组合将减小由空气湍流导致的系统 23 所命令的改变的幅度。传感器 31 和 35 指示沿相反方向的速度误差，但是由于比例速度误差是由这两个信号的组合来计算的，所以不良的加速将会由于这两个信号的抵消效应而显著减小。然而，用于速度误差积分的低频或稳态的速度误差仅由空速传感器 31 确定，因此稳态空速将不受惯性速度信号的影响。改善的响应可以在图 5A 至 5E 和图 6A 至 6E 中看到，这些曲线图示出迎面阵风的输入和改善响应，其与图 2A 至 2E 和图 3A 至 3E 中的现有技术控制系统 11 示出的速度和持续时间分别相同。

例如，图 5A 中的曲线图示出在时间线上 5 秒钟时遇到的持续的 30ft/sec 的迎面阵风，并且在大约 1 秒之后达到最大值。阵风导致图 5B 中所示的测得空速从命令空速 200kts 在大约 7.5 秒时上升到大约 207kts。图 5C 示出地速也减小了，如预料的一样。响应于增加的空速，控制系统 23 命令在致动器或其它设备中进行改变，从而影响空速。在这一实例中，油门位置用于控制发动机功率，并且油门位置初始时被减小从而获得原来的空速。然而，如图 5D 所示，油门位置从正好遇到阵风之前的大约 36 度减小到之后的大约 7 秒钟时的大约 30 度。然后，油门位置顺利地升高到大约 62 度，同时空速和地速顺利地稳定在新值。该系统从阵风开始之后大约 15 秒时稳定下来。如

图 5E 的曲线所示，同样实现了垂直方向的加速度和运动。

当与现有技术系统 11 的响应进行比较时，应该指出，在图 5B 至 5D 中的曲线没有出现现有技术系统的响应中出现的欠调和过调现象。当该系统温和地稳定到新值而没有这些振荡时，乘客的乘坐舒适度得以增加。

同样的改善也可以在对于瞬时阵风的响应中看到，如图 6A 至 6E 所示。在时间等于 5 秒时遇到一股 30ft/sec 的迎面阵风，阵风持续了 5 秒钟。图 6B 示出在大约 7 秒时的 210kts 出现测得空速的峰值，并在大约 12 秒发生欠调至大约 194kts。地速，如图 6C 所示，在大约 10 秒时最大减小大概 15kts，但地速在阵风之后没有出现过调时恢复。现在参见图 6D，油门位置响应于阵风从最初设定的 36 度变化到大约 26 度，然后增加到接近 60 度从而在阵风结束之后增加空速。然后，油门位置恢复到大约 36 度并且没有出现欠调。该系统响应自阵风开始大约 15 秒内就稳定了。

将本发明的系统的响应与图 3B 至 3E 中示出的现有技术系统的响应相比，应该指出本发明的系统减少了偏离预阵风状态的最大值，而且不会出现现有技术系统的响应中出现的欠调和过调。并且，本系统比现有技术系统更快地稳定下来，并且纵向的加速如图 6E 所示延续时间较短。所有这些都助于改善飞行器上乘客的舒适感。

飞行器上用于控制空速的设备可以按照飞行器的类型采用各种类型。例如，图 7 示出一架具有按照本发明的空速控制系统的旋翼机 47。飞行器 47 具有两个包含多个叶片 51 的转子 49，每个转子 49 都在由相关联的发动机舱 53 中承载的发动机提供的扭矩的作用下旋转。每个短舱 53 都枢转地安装至飞机 47 的机翼 55 的外端，允许每个短舱 53 在如图所示的水平位置与垂直位置之间旋转。每个发动机都具有控制发动机功率输出和/或发动机转速的装置（未示出），这些装置在这里被共同称作“油门”。

虽然示出一架旋翼机，但是应该理解本发明的空速控制系统 23 可以应用于所有形式的飞行器，包括固定翼飞行器和直升机。另外，尽管飞行器 47 的发动机是涡轮发动机，但是本发明的系统 23 也可以应用于其它类型的飞行器发动机，包括往复式的发动机。同样，尽管油门主要用于控制飞行器 47 上的发动机的输出，但是控制系统 23 也可以用来控制其它设备以控制由转子 49 产生的推力的大小或方向。例如，控制系统 23 可以用来控制短舱 53 的旋转位置或叶片 51 的倾角。在其它形式的飞行器中，控制系统 23 可以用

来通过推力矢量装置控制空速，例如那些用来导向涡轮机排气的装置。

图 8 是本发明的控制系统的一项备选实施例的示意图。控制系统 57 设置用于保持命令惯性速度，或地速，而不是保持命令空速，如图 4 所示的系统 23。

系统 57 是利用空速和惯性速度（地速）来确定油门对于惯性速度的改变的适当反应的闭环反馈系统。在所示系统中，选定的惯性速度信号从命令设备 59 输出，该命令设备可以是飞行员使用的机上界面或控制系统，如自动飞行系统。可选择地，命令设备 59 可以与接收器相互连接，该接收器接收从远离飞行器的位置传送来的命令。惯性速度命令信号在结点 61 与惯性速度反馈回路 63 的输出信号相加，该回路 63 在该实施例中是主反馈回路。惯性速度传感器 65 与惯性速度反馈回路 63 数据通信，从而提供表示飞行器的测得惯性速度的信号，测得惯性速度的负值在结点 61 与命令惯性速度相加从而计算惯性速度误差信号。同样地，在该实施例中作为副反馈回路的空速反馈回路 67 提供表示由与反馈回路 67 数据通信的空速传感器 69 测得的空速的值。传感器 69 测得的空速的负值在结点 71 与命令惯性速度相加以计算空速误差。

在结点 61 计算的惯性速度误差在接下来的两个计算中使用。空速误差（在结点 71 求得）与结点 73 的惯性速度误差正值相加从而计算速度误差。惯性速度误差的积分值使用积分器 75 计算，该积分值的正值在结点 77 与速度误差的正值相加。结点 77 的输出信号表示由致动器或由框图 79 所代表的其它设备使用的致动器命令信号，用于控制飞行器的空速使得惯性速度误差最小化。

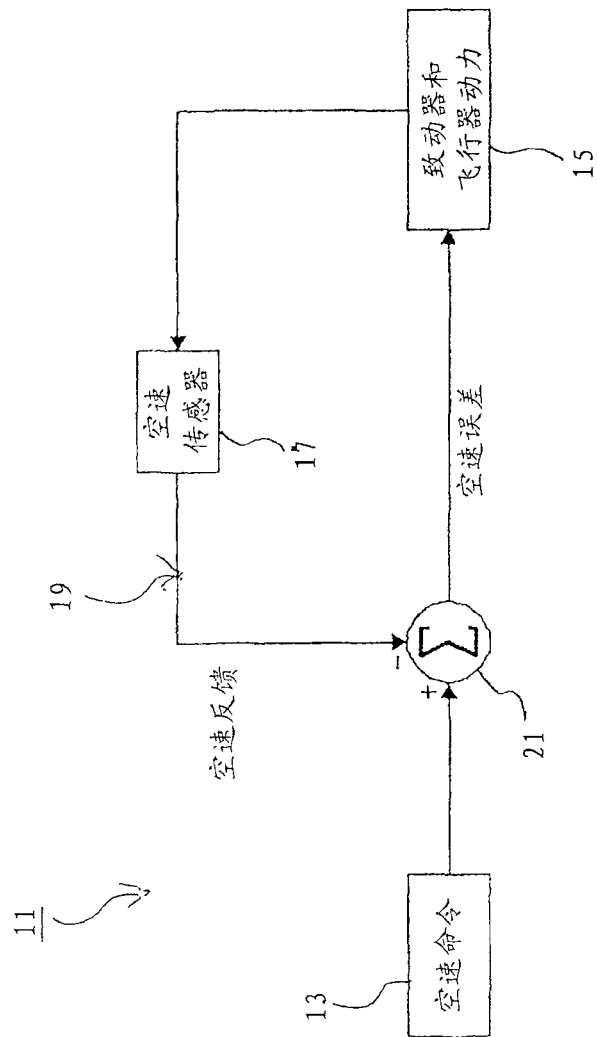
空速信号和惯性速度信号的组合作为速度反馈信号将减小由空气湍流导致的系统 57 所命令的改变的幅度。当遇到阵风时，传感器 65、69 检测沿相反方向的速度改变。比例速度误差使用这两个信号计算，这样由于抵消效应可明显地减小不良功率或推力冲击。然而，用于速度误差积分的低频或稳态的惯性速度误差仅由惯性速度传感器确定，因此稳态速度将不受空速信号的影响。

例如，一架使用惯性速度控制系统的飞行器遇到沿飞行器的相对方向运动的空气。当这一情况发生时，惯性速度传感器将探测到由于增加的气动阻力而导致的惯性速度的减小。惯性速度控制系统被命令保持不变的惯性速

度，该系统将操纵飞行器上的设备来获得且保持原来的惯性速度。

本发明具有几个优点，包括：（1）减少由于自动响应于迎面阵风和空气湍流而导致无益纵向加速；（2）减小由于响应于空气湍流造成的自动发动机功率的变化；（3）增加飞行控制系统的稳定性，因此减小由湍流和命令改变造成的过调和欠调；以及（4）通过减小由空气湍流导致的加速来改善飞行器的效率。

虽然本发明是参考示意性的方案来描述的，但是这一描述并不意图限制本发明。本领域技术人员可参照说明书得到所示实施例的各种改进和组合以及本发明的其它实施例。



现有技术

图 1

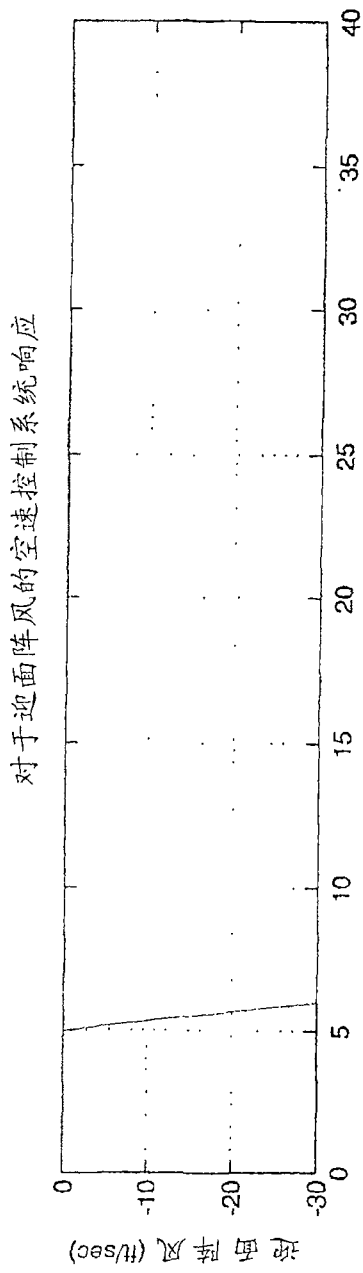


图 2A

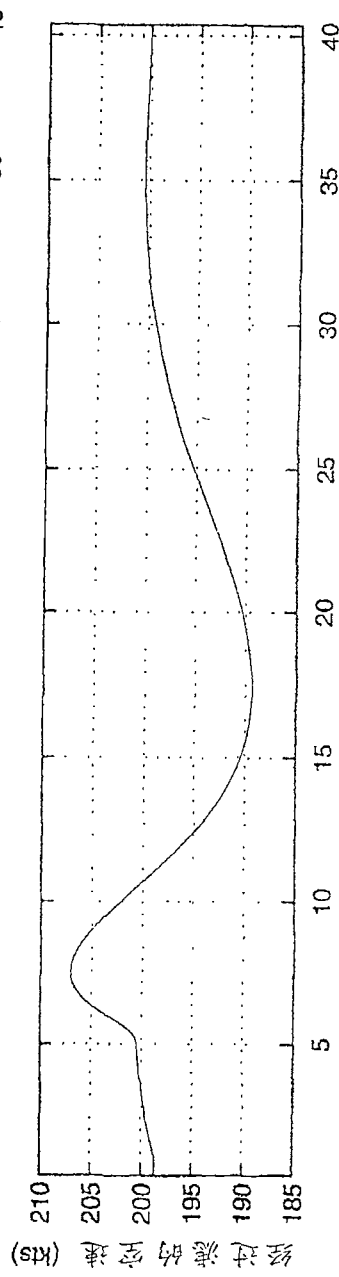


图 2B

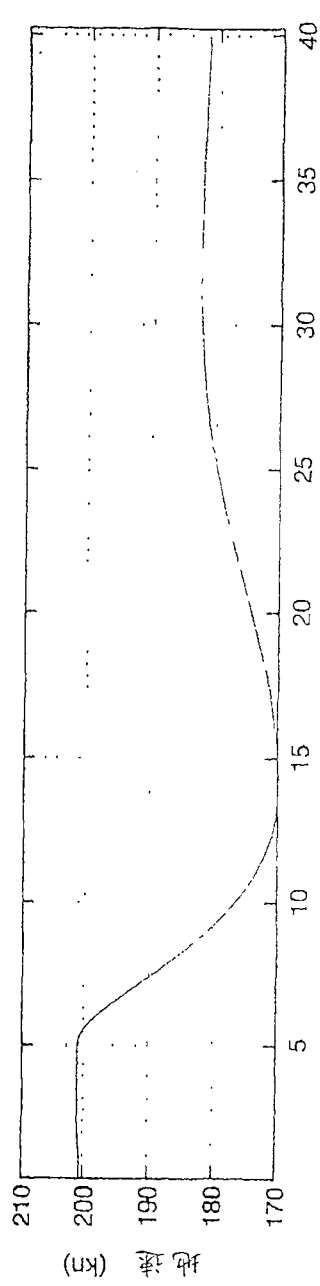


图 2C

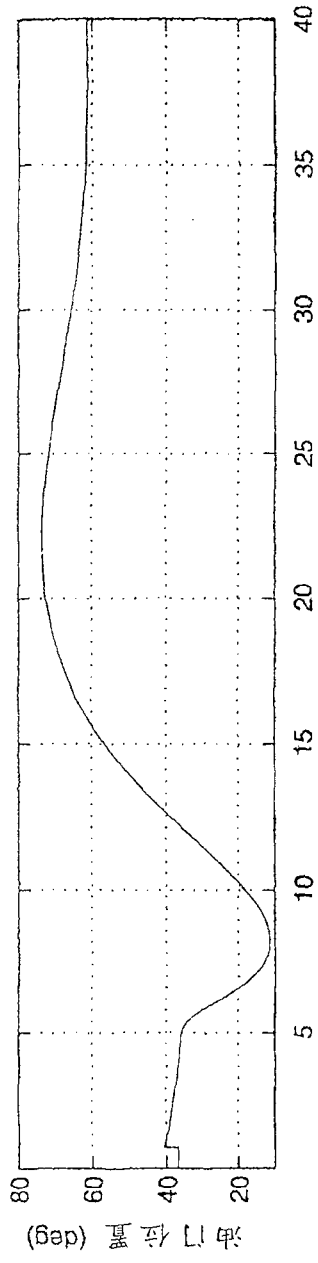


图 2D

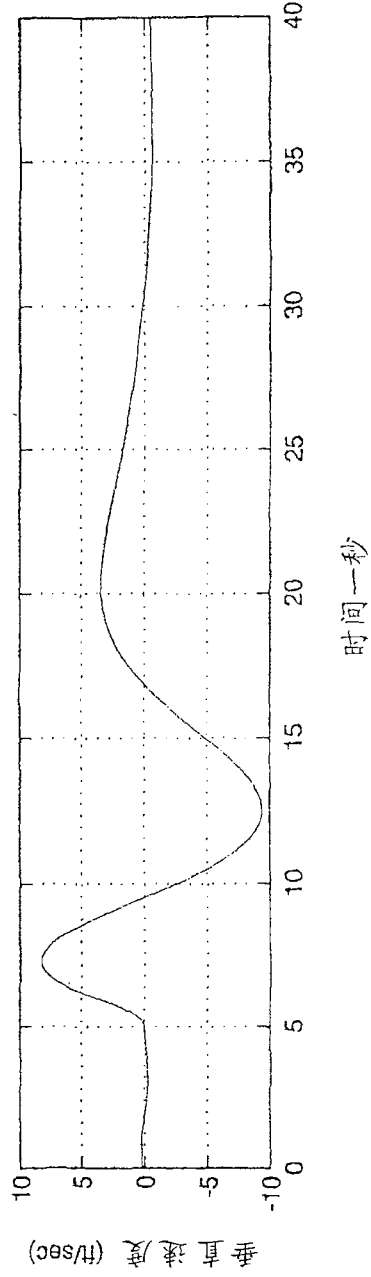


图 2E

对于快速阵风脉冲200Kn的空速系统响应

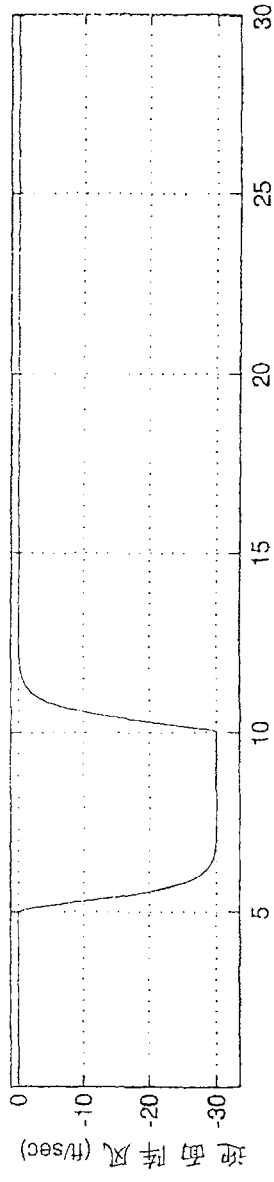


图 3A

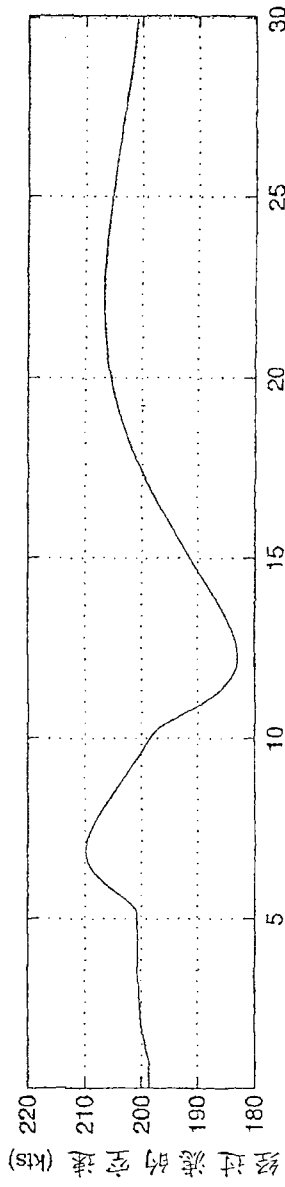


图 3B

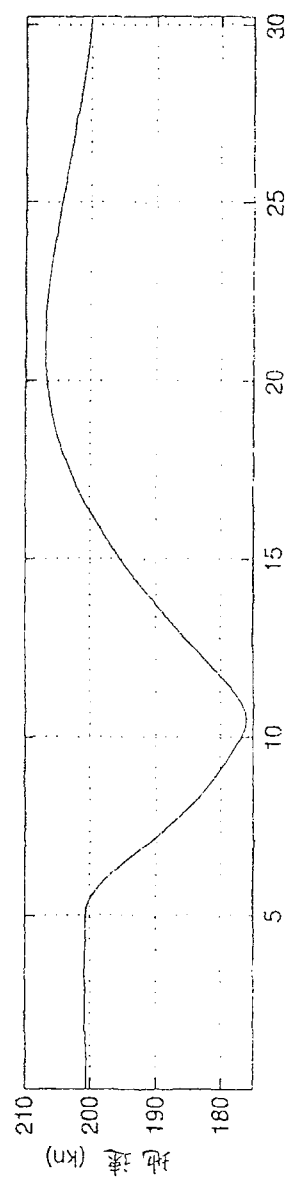


图 3C

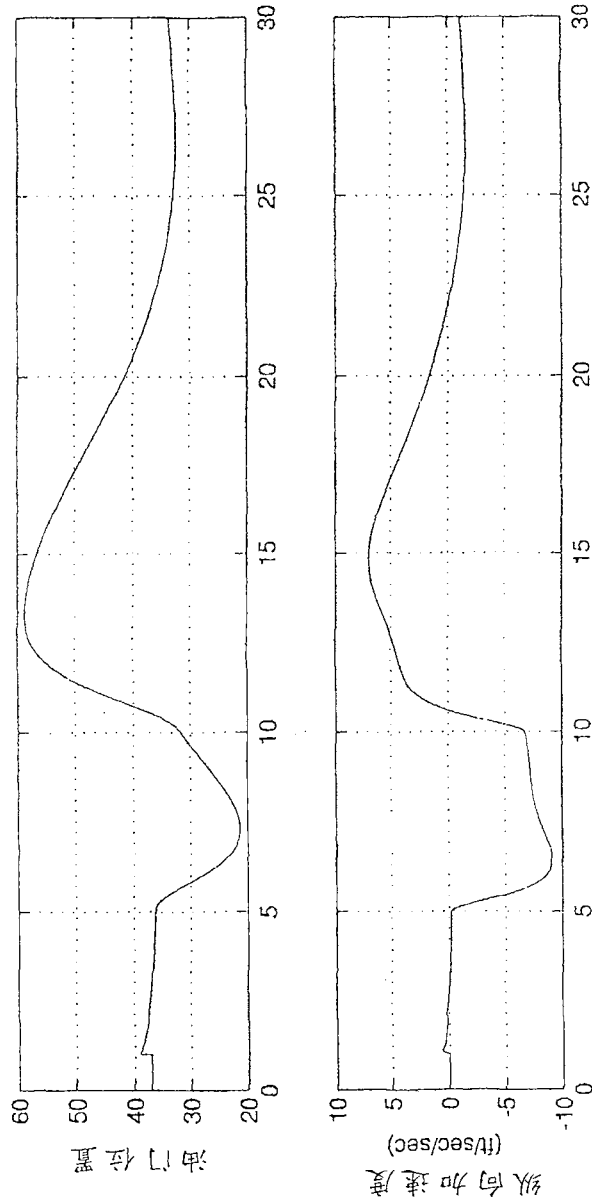


图 3D

图 3E

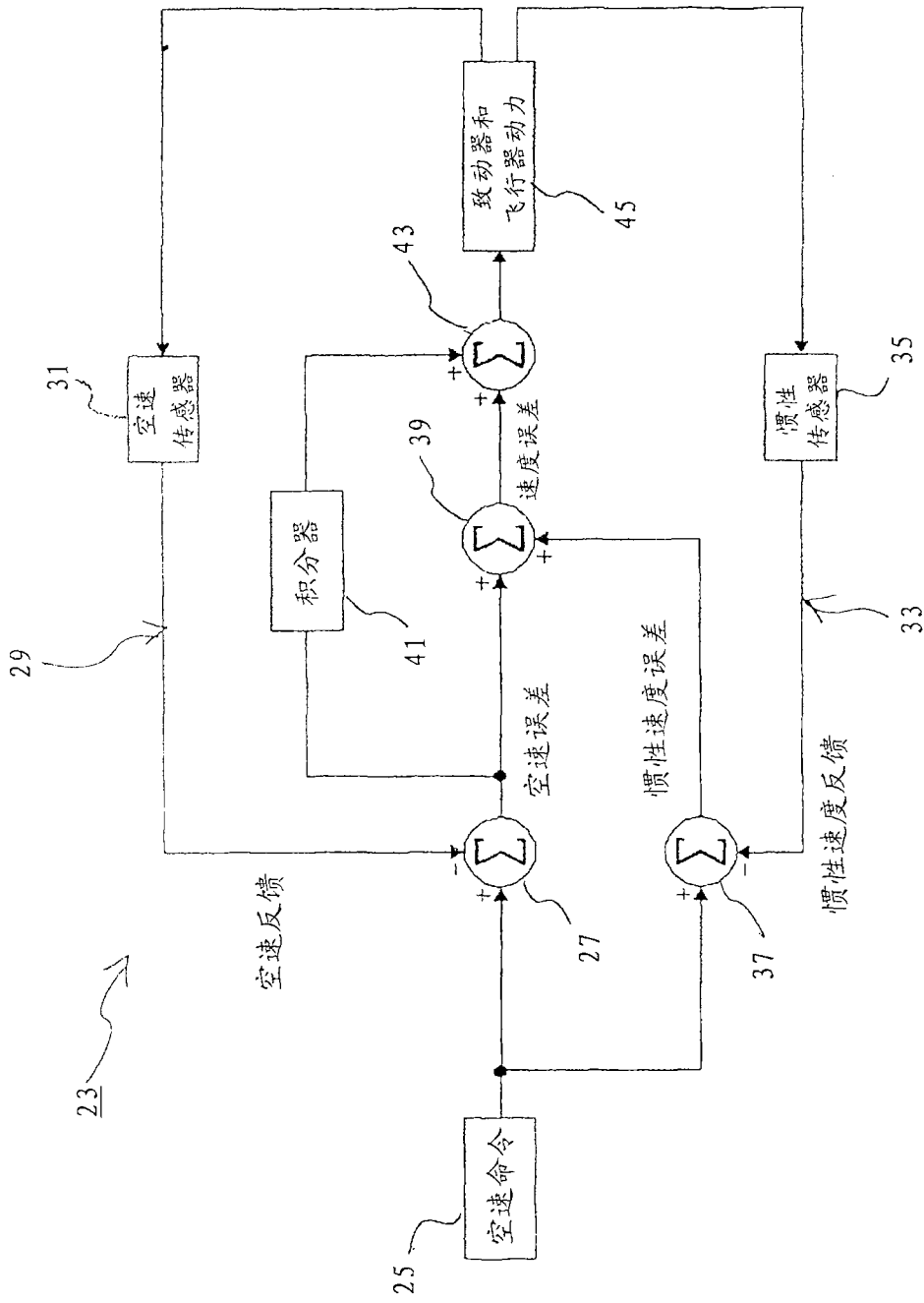


图 4

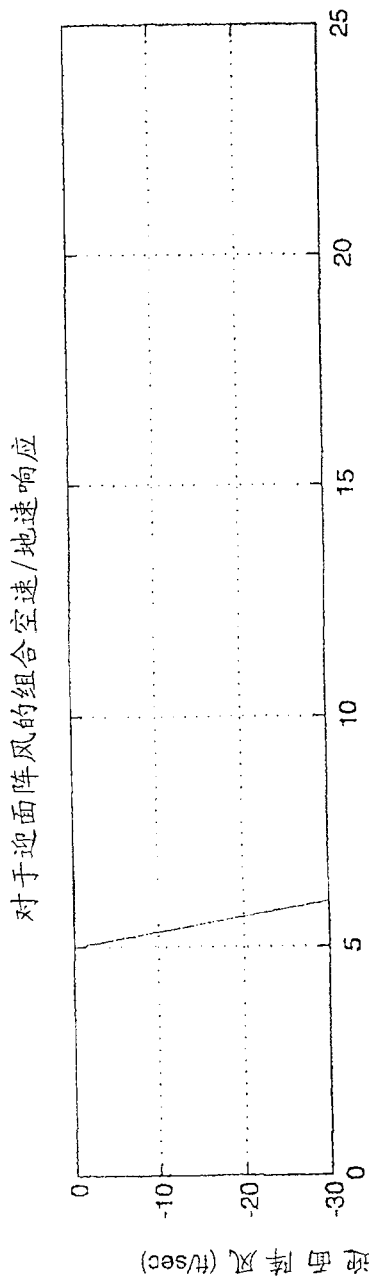


图 5A

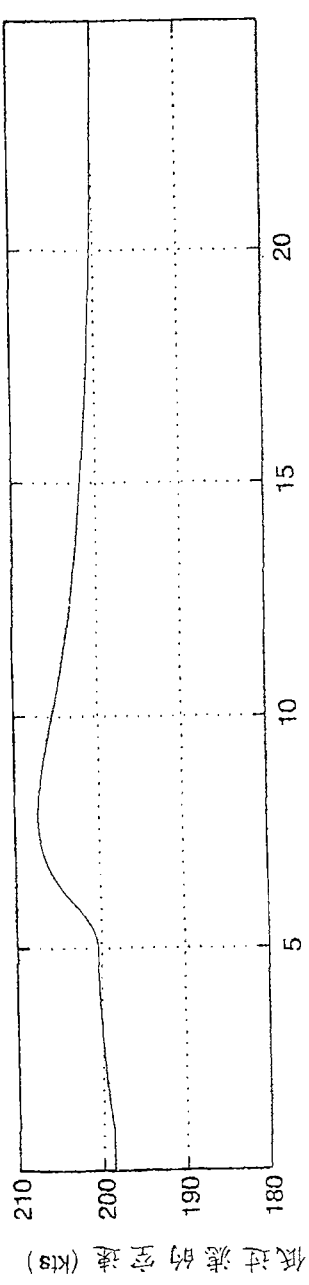


图 5B

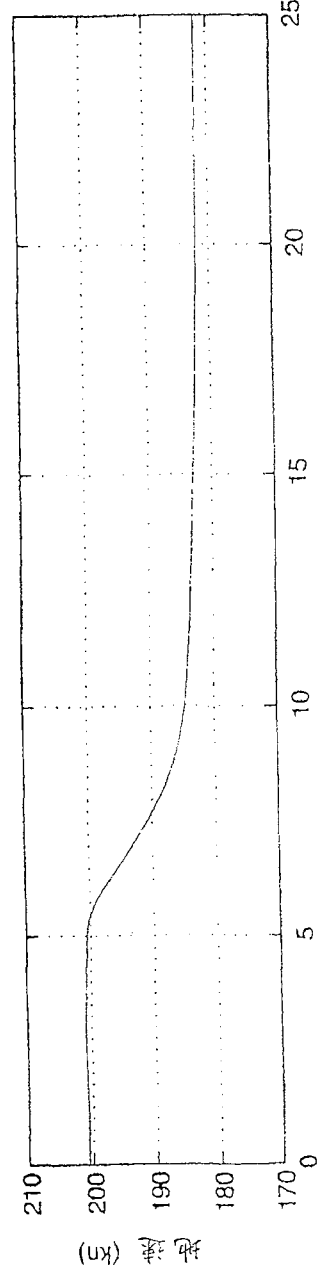


图 5C

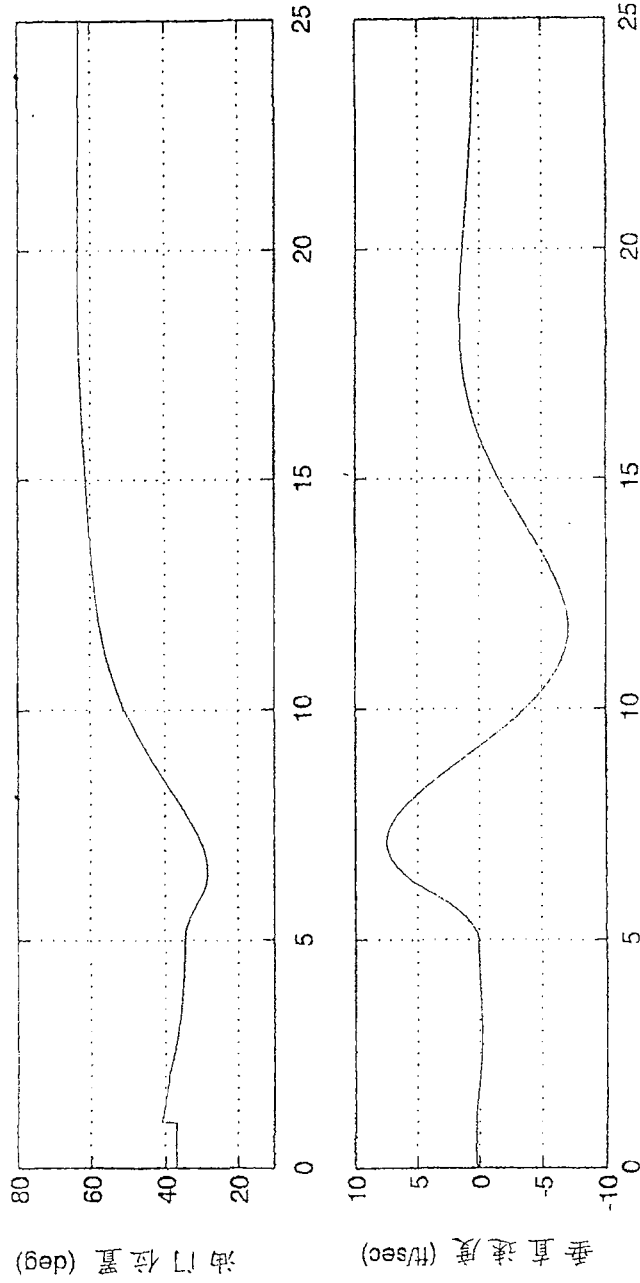


图 5D

图 5E

对于快速迎面阵风脉冲200Kn的减小涡轮系统响应

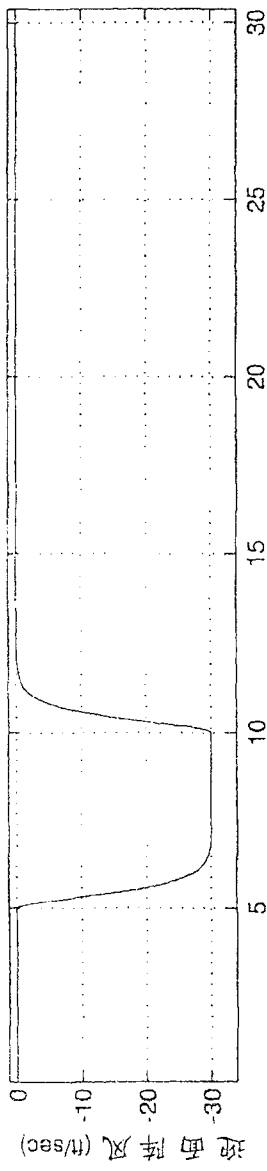


图 6A

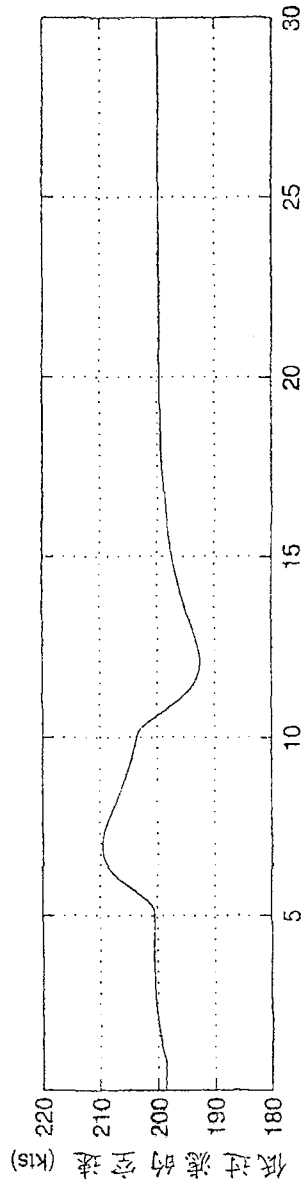


图 6B

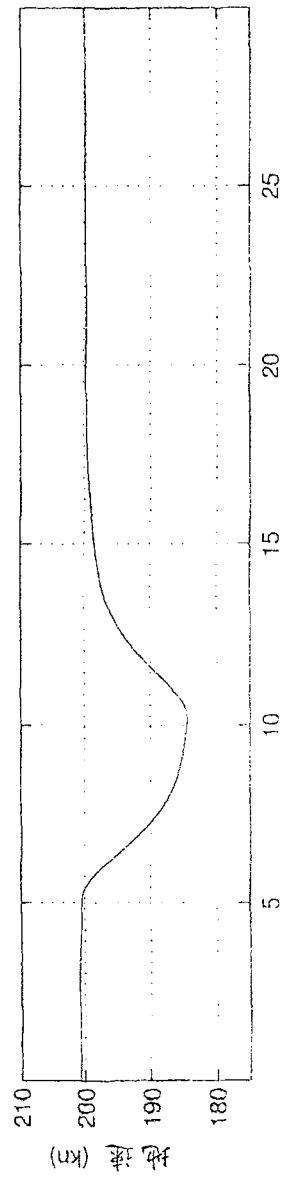


图 6C

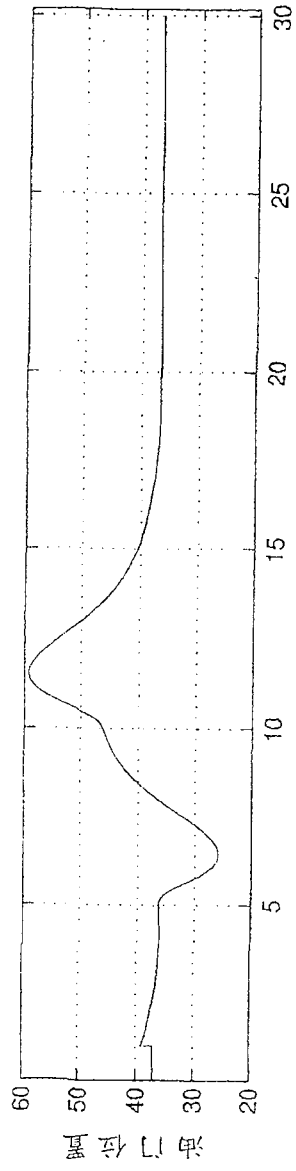


图 6D

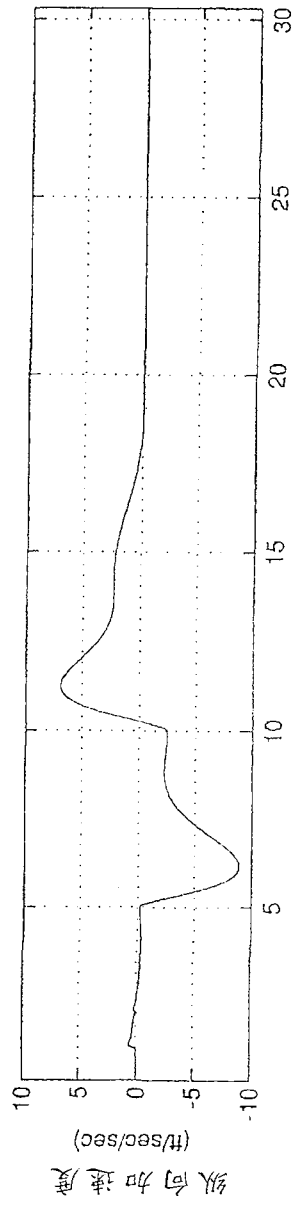


图 6E

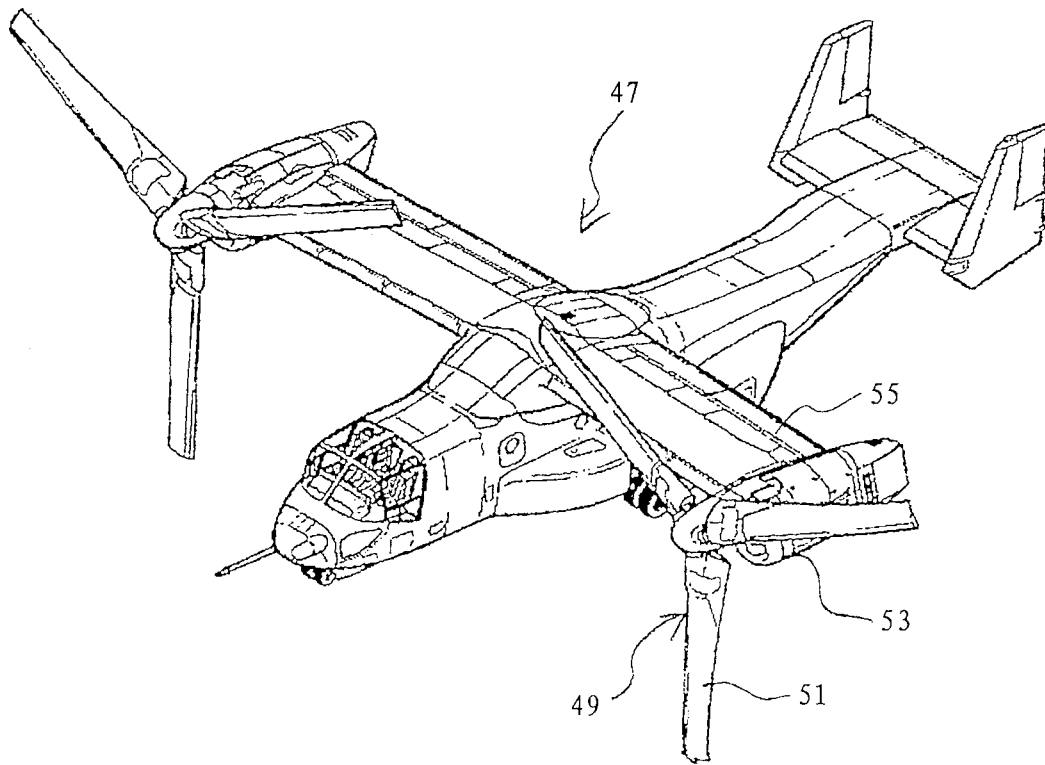


图 7

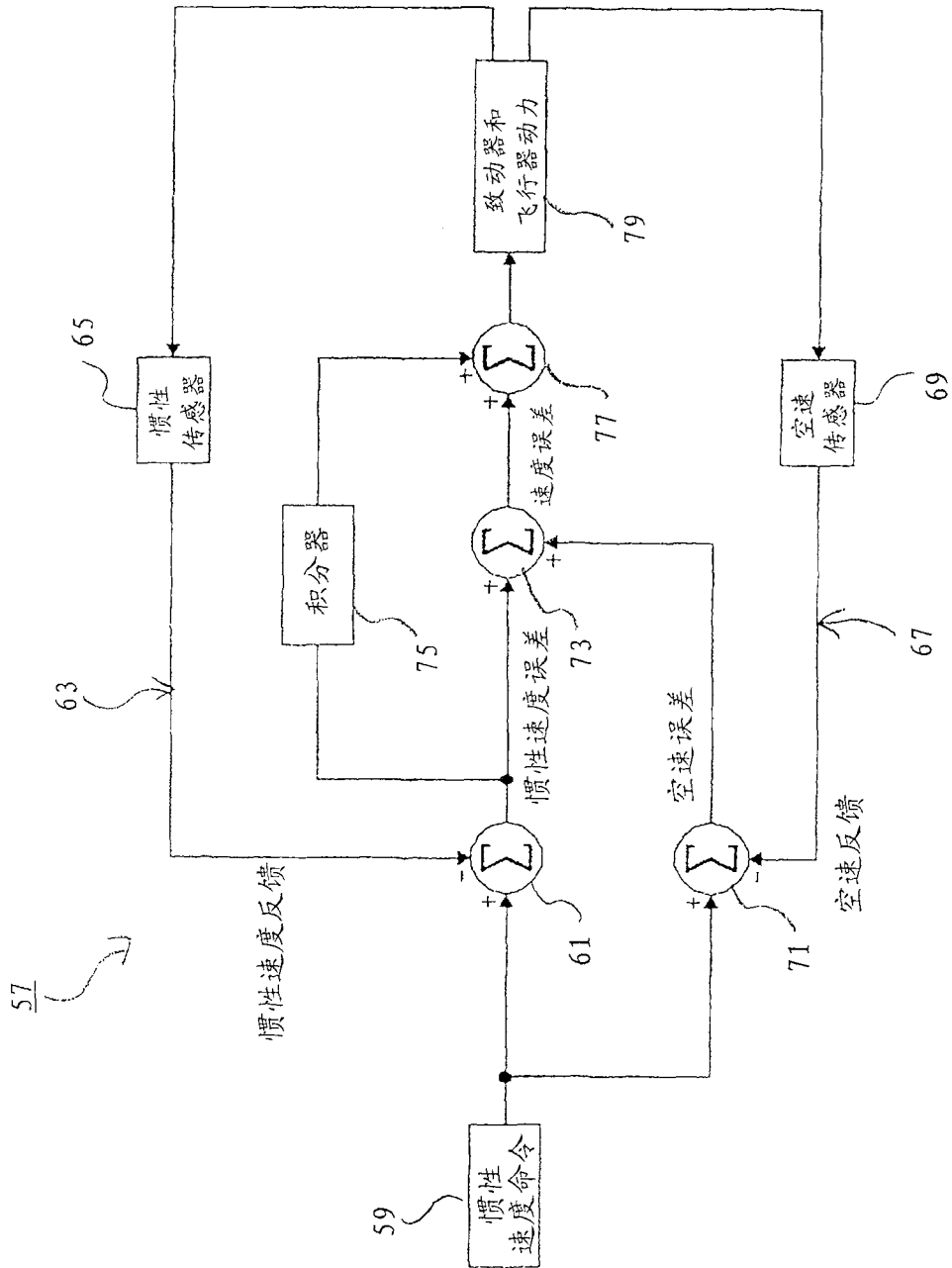


图 8