[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.
F02C 3/10 (2006.01)
F02C 9/28 (2006.01)

[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200580037797.1

[45] 授权公告日 2010 年 2 月 24 日

[11] 授权公告号 CN 100591900C

[22] 申请日 2005.11.8
[21] 申请号 200580037797.1
[30] 优先权
[32] 2004.11.8 [33] US [31] 60/625,848
[86] 国际申请 PCT/US2005/040394 2005.11.8
[87] 国际公布 WO2007/018572 英 2007.2.15
[85] 进入国家阶段日期 2007.4.30
[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 世平·J·薛 约翰·J·希林斯
[56] 参考文献
US4466526A 1984.8.21
US20030094001A1 2003.5.22
US5189620A 1993.2.23
审查员 许凌云

[74] 专利代理机构 北京市柳沈律师事务所
代理人 郭定辉 黄小临

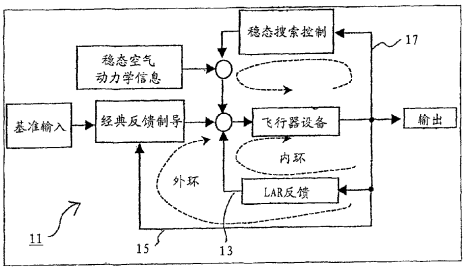
权利要求书 2 页 说明书 24 页 附图 14 页

[54] 发明名称

具有三个控制环设计的飞行控制系统

[57] 摘要

飞行控制系统，被配置为使用三个控制环设计来控制飞行器的飞行以鲁棒地增加系统性能。 内环包括改进的线性二次调整器(LQR)搜索方法，而外环包括经典反馈汇总增益设计。 第三环包括稳态修整搜索方法。



1. 一种用于控制飞行器的飞行的飞行控制系统，该系统包括:

具有解耦的横向方程和解耦的纵向方程的解耦模型;

使用线性二次调整器搜索方法的第一反馈环，配置所述第一反馈环，使得线性二次调整器分别分析与解耦的横向方程相关联的第一控制规则和与解耦的纵向方程相关联的第二控制规则;

使用经典反馈汇总增益设计的第二反馈环; 和

包括稳态修整搜索方法的第三反馈环，配置所述第三反馈环以便与所述第一反馈环和所述第二反馈环通信，使得实现最优飞行条件。

2. 根据权利要求 1 所述的飞行控制系统，其中，第一反馈环是内环。

3. 根据权利要求 1 所述的飞行控制系统，其中，第一反馈环通过使用最优相位裕度和增益裕度来实现稳定。

4. 根据权利要求 1 所述的飞行控制系统，其中，第一反馈环通过使用最优相位裕度和增益裕度来实现稳定，而且其中，第一反馈环利用基于根据时间的特征值、特征向量和阻尼比的算法来确定最优相位裕度和增益裕度。

5. 根据权利要求 1 所述的飞行控制系统，其中，第二反馈环是外环。

6. 根据权利要求 1 所述的飞行控制系统，其中，第二反馈环利用汇总增益。

7. 根据权利要求 1 所述的飞行控制系统，其中，第二反馈环在前进方向选择模式中自动保持横向航路制导。

8. 根据权利要求 1 所述的飞行控制系统，其中，第三反馈环在任何飞行条件都自动搜索最优修整条件。

9. 根据权利要求 8 所述的飞行控制系统，其中，第三反馈环根据高度速率搜索最优修整条件。

10. 根据权利要求 8 所述的飞行控制系统，其中，第三反馈环基于滚转角速度搜索最优修整条件。

11. 根据权利要求 8 所述的飞行控制系统，其中，第三反馈环基于偏航速率搜索最优修整条件。

12. 根据权利要求 8 所述的飞行控制系统，其中，第三反馈环利用带有命令产生器的线性二次调整器方法来确定最优修整条件。

13. 根据权利要求 8 所述的飞行控制系统，其中，第三反馈环利用带有命令产生器的线性二次调整器方法来确定最优修整条件，该命令产生器包括带有初始修整条件的稳态修整值。

14. 根据权利要求 8 所述的飞行控制系统，其中，第三反馈环利用带有命令产生器的线性二次调整器方法来确定最优修整条件，该命令产生器包括带有初始修整条件的稳态修整值；和

其中，将当前飞行状态、稳态修整值和初始修整条件之间的差设置为跟踪误差。

15. 根据权利要求 1 所述的飞行控制系统，其中，当错过了着陆接近时自动地将横向前进方向参入进来。

16. 根据权利要求 1 所述的飞行控制系统，其中，预先编程第一、第二和第三反馈环。

17. 一种用于控制飞行器的飞行的方法，该方法包括:

解耦具有解耦的横向方程和解耦的纵向方程的模型;

利用线性二次调整器搜索方法稳定开环系统;

利用经典反馈控制规则制导飞行器；和

利用稳态修整搜索控制规则自动确定最优修整条件。

18. 一种用于控制运载工具的运动的方法，该方法包括:

解耦具有解耦的横向方程和解耦的纵向方程的模型;

在第一反馈环中将线性二次调整器搜索方法应用于第一组输入;

在第二反馈环中将经典反馈控制规则应用于第二组输入；和

应用稳态修整搜索控制规则以确定最优修整条件。

19. 一种用于控制飞行器的飞行的飞行控制系统，该系统包括:

具有解耦的横向方程和解耦的纵向方程的解耦模型;

内反馈环，该内反馈环使用线性二次调整器搜索方法或者 H 无穷控制之一;

外反馈环，该外反馈环使用线性二次调整器搜索方法、H 无穷控制或者经典反馈控制规则之一；和

第三反馈环，包括稳态修整搜索方法。

具有三个控制环设计的飞行控制系统

技术领域

本发明总体涉及用于有人（manned）和无人（unmanned）飞行器的飞行控制系统领域，具体地说，涉及配置用于鲁棒地（robustly）提高飞行性能的系统。

背景技术

已经证明使用经典反馈控制规则对诸如直升飞机之类的不稳定飞行器飞行系统进行控制是非常具有挑战性的。用于控制直升飞机的一种方法采用纯粹经典反馈控制规则，而且这种方法要求非常大量的飞行测试以调节各种增益从而确保系统的稳定性。此外，飞行质量依赖于这些增益的调节和直升飞机的固有设计（natural design）。系统性能和操纵（maneuver）的提高受到限制，并且在这种方法中能不考虑飞行控制系统的鲁棒性（robustness）。

另一种方法是带有最优增益搜索的经典反馈。对于这种方法，需要人工计算独立的最优搜索算法以将其添加到系统中。当飞行性能不令人满意时，改变这些增益需要时间，这可能延迟飞行测试并且增加工程小时。这种方法的改进性能也受到限制，而且在这种方法中不保证系统的鲁棒性。

应该注意，通过稳定整个系统，设计者需要引入许多误差校正和增益调度技术。然而，虽然试图稳定系统并且在所有操纵中都制导飞行器，但是经典反馈控制规则可能需要精细调节所有增益，使得该控制规则能够完成它们的目标。这种方法不引起足够鲁棒的控制规则的开发。

发明内容

需要提供具有三个控制环设计的改进的飞行控制系统的飞行控制系统。

因此，本发明的目的是提供具有三个控制环设计的改进的飞行控制系统的飞行控制系统。

将飞行控制系统进行配置以利用三个控制环设计来控制飞行器的飞行，从而鲁棒地增加系统性能。内环包括改进的线性二次调整器（linear quadratic

regulator, LQR）搜索方法，外环包括经典反馈汇总（summary）增益设计。第三环包括稳态修整搜索方法。

本发明包括显著的益处和优点，包括:（1）增加有人驾驶的（piloted）飞行器的操控质量和性能;（2）增加无人飞行器的鲁棒性;（3）减少飞行测试时间;（4）减少飞行控制规则开发时间;（5）提供用于无人控制的易于应用的智能部分;（6）提供工程师易于理解和实施的系统; 和（7）使用来自经典反馈和现代控制方法的所有优点并且消除它们的缺点。

附图说明

为了更加完整地理解本发明，包括其特点和优点，现在参照结合附图所进行的对本发明的详细描述，在附图中相同的附图标记表示相同的部件，其中:

图 1 是根据本发明的飞行控制系统的示意图;

图 2 是示出图 1 的系统的部分的方块图的示意图;

图 3 是示出使用 LQR 方法的系统的针对空速（airspeed）所绘制的飞行器状态的图;

图 4 是示出根据本发明的系统的针对空速所绘制的飞行器状态的图;

图 5 是示出根据本发明的 LQR 方法的流程图;

图 6 是示出不同空速的纵向运动的闭环特征值（eigenvalue）的位置的图;

图 7 是根据本发明的俯仰（pitching）角稳态修整控制规则的示意图;

图 8 是示出根据本发明的系统的针对空速所绘制的飞行器状态的图，该图示出从使用修整搜索方法中得到的放大的稳定性;

图 9 是图 1 的系统的部分的示意图;

图 10 是图 1 的系统的部分的示意图;

图 11 是图 1 的系统的部分的示意图;

图 12 是示出在使用根据本发明的系统的仿真中所使用的方形飞行航路的例子的图; 和

图 13 到图 16 是示出使用根据本发明的系统并且跟随图 12 的飞行航路的飞行器的仿真飞行的图。

具体实施方式

本发明涉及被配置来自动控制飞行器的飞行的三个控制环飞行控制系统。

本发明的一个目的是通过下列措施来使得开环的不稳定飞行器系统变得稳定：（1）首先使得系统稳定；（2）允许飞行器能够以任何需要的空速被制导到任何途中点（waypoint）；和（3）允许飞行器为可能的操纵节省控制工作量（control effort）。

本发明的三个控制环设计将鲁棒地增大飞行器控制规则的稳定性。替代于使用经典反馈控制规则，本发明通过下列措施增强系统：（1）不管经典反馈控制系统的最强的部分；和（2）引入两种其他控制规则以处理经典反馈控制规则的固有弱点。本发明节省飞行测试周期，并且缩短设计控制规则所需要的时间。使用该三个控制环已经能够不仅使得不稳定的飞行器变得稳定而且使得不稳定的飞行器被制导和导航，而纯粹经典反馈控制规则甚至不能稳定系统。

本发明应用三种控制技术来同时稳定、制导和导航飞行器。预先编程所有的控制技术。以这种方式，本发明减少从开发到飞行测试的增益搜索和调整工作量。此外，本发明通过满足特征值和阻尼（damping）比标准，以及根据快速和慢速频率的特征值和特征向量的限制，来确保飞行器具有最佳性能和操控质量。极大地提高了横向、纵向和控制功率之间的可操纵关系。通过使用稳态修整搜索控制环，从根本上减少了用于标准简单操纵的控制工作量。

通过从空气动力学分析中计算出来的一组线性模型来实施飞行器控制、制导和导航。从带有计算流体力学信息的风洞数据中产生空气动力学输入。已经证明了所产生的线性模型提供飞行测试和实时仿真之间的最接近的一致。因此，因为在仿真中已经证明该设计原理是可用非常好的操纵完全控制的，所以可以使用其来在任何速度和任何高度的情况下，将直升飞机制导到任何地方。为了根据技术经验提高飞行操纵和性能并且增加系统的鲁棒性，将经典飞行控制规则重新设计和分割为三个部分。

参照附图，图 1 是根据本发明的飞行控制系统的一种实施方式的示意图。系统 11 包括三个环：内环 13；外环 15；和稳态修整环 17。

从带有最佳相位裕度和增益裕度概念的最优现代控制概念中引入内环 13 以实现系统的稳定。为了完成最佳相位裕度和增益裕度设计，采用基于根据时域方法的特征值、特征向量和阻尼比的算法。

从经典反馈控制规则中继承外环 15。通过汇总增益设计来提高这部分，其中替代于调节单独的增益，使用汇总增益设计来缩短增益选择。该外环的主要目的是将直升飞机制导到所期望的偏航角（yaw angle）、滚转角（滚转角，roll

angle）、空速和高度。

使用稳态修整环 17 在任何飞行条件中自动搜索最佳修整条件，以节省用于其他飞行操纵的控制工作量。在稳态修整环 17 中，使用稳态修整搜索控制规则设计以在下列任何一个目标之下求解最佳飞行条件：（1）高度速率 $\dot{h}$，对于平飞（level flight）来说接近零，或者对于稳态爬升来说为恒定值；（2）滚转角速度（roll rate）p，对于平飞来来说接近零，或者对于较高空速的平转弯（level turn）来说为恒定值；和（3）偏航角 r，对于平飞来说接近零，或者对于较低空速的平转弯来说为恒定值。因此，飞行控制规则将自动抓住诸如下列之类的修整飞行：稳态平飞；稳态坐标转弯（coordinate turn）；当空速固定时的稳态爬升；和当高度固定时的稳态增加空速。通过利用本发明，系统将总是靠近其修整条件来飞行。当将稳态修整所需要的控制工作量最小化时，剩余的控制项目（control authority）允许飞行器飞行更难的操纵方式。

仿真方块图的定义

将在本发明的系统的仿真中所使用的独立方块图的名称和解释在图 2 中示出并且在下面表 I 中列出。每个方块图可以包含一个以上的控制、制导或者导航逻辑元素。

表 I：方块图定义

号码	方块名称	目的
1	AircraftSS	来自分析的飞行器状态空间运动方程
2	Sensors_Jack	飞行器的六自由度非线性运动方程
3	Climb_Formula	从 u, v 和 w 中计算直升飞机速度 U。使用 U 从俯仰角（pitch angle）θ中产生攻击角（angle of attack）α 和爬升角γ。
4	Actuators（动作器）	在该图中存在有四个动作器动态功能。它们是踏板（pedal）、横向、纵向和收敛动作器。所有动作器都带有它们的限制器。
5	Control_Switch	使用该图来人工地切换几个模式。该图就像远端驾驶员座舱站上的开关台（switch panel）。
6	Display（显示）	使用该图来显示用于仿真的所有内部状态变量。

7	NavSensors	NavSensor 与飞行器的飞行管理系统(FMS)类似。FMS 包含三个部分：飞行计划、VNAV 和途中点 NAV。
8	RollSCAS	RollSCAS 导航系统
9	RollAttd	滚转姿态保持功能
10	RollHdgHold	当滚转时保持前进方向（heading）
11	HdgSelect	该方块用于从所期望的输入中计算前进方向，以便直升飞机在较高空速期间将飞向所期望的前进方向。
12	TurnCoord	该方块用于在高于 45 节（knot）的空速上维持稳态转弯
13	RollOuter	用于确定滚转命令反馈来自何处
14	Feedback_Lat	用于稳定横向控制输入的 LQR 控制反馈
15	PitchSCAS	用于导航目的的俯仰力矩（pitch moment）命令
16	PitchATTD	需要被正确地调节使得保持 PitchATTD 的几个增益。这些增益是: Q_gain, T_q_gain, T_gain, T_fdbk_gain, T_counter_Gain, Turn_Coord_q_gain。
17	Speed（速度）	需要被正确地调节使得保持 Speed（速度）的几个增益。这些增益是: Spd_Ax_gain, Spd_udot_gain, Spd_TAS_gain, Spd_Counter_Gain, SPD_Sum_Gain, SPD_slew_Gain。
18	AltitudeVS	需要被正确地调节使得保持 Altitude_VS 的几个增益。这些增益是: Alt_q_gain, Alt_T_gain, Alt_Nz_gain, Alt_slew_Gain, Alt_slew_Gain1, Alt_Sum_Gain, Alt_Pitch_VS_Gain,

		Coll_Cmnd_VS_Gain。
19	AltitudeSel	该方块用于产生 Alt_Track 和 Alt_Capture 布尔命令，以确保所跟踪（in under tracking）的高度在± 20 英尺以内。通过该方块中的两个常数确定这些值。
20	PitchOuter	该方块用于确定系统俯仰力矩将来自于 Hover（盘旋）还是 Pitch_VS 或者 Pitch_Long。
21	Feedback_Long	LQR 用于产生必要的纵向反馈增益，以稳定 Long_motion，从而导航系统将专注于（foucus on）其自己的规则而不是系统稳定。
22	YawSCAS	该方块用于确定 YawSCAS 应该从 Yaw-Ped(偏航踏板)(低速)还是从 Roll cmnd(滚转命令)(高速)中获得必要的控制计算。
23	YawOuter	该方块用于使得直升飞机以低速转弯。需要正确地调节下列增益：Psi_Ay_gain, Psi_r_gain, Psi_r_sum_gain, Psi_CRS_gain, Psi_R_TF, Psi_Ay_TF。
24	CollOuter	用于确定收敛（collective）是否将其控制提供给盘旋或者速度或者高度。存在有来自 Coll_TF 的一个增益，其可以被用于调节从 coll_controller 产生的力。
25	Hover（盘旋）	该方块用于确定用于盘旋条件的 x、y 和 z 距离。
26	ModeLogic	用于使用所有的飞行器条件来确定哪个模式应该打开和关闭。
27	Navigation（导航）	该方块用于使得直升机转弯。
28	Interactive_Cont	像遥控杆一样被使用以使得直升机进入到所期望的前进方向、空速和高度。打开/关闭人工开关以使得直升飞机达到所期望的值。
29	Delta_H_Function	用于针对将来功能计算 u、v 和 w 之间的差。

30	Theta_Guidance	用于通过LQR方法确保θ进入到稳态值。
31	Ay_Guidance	用于通过LQR方法确保θ进入到稳态值。
32	Phi_Guidance	用于通过LQR方法确保θ进入到稳态值。
33	Psi_Guidance	用于通过LQR方法确保θ进入到稳态值。
34	w_Guidance	用于通过LQR方法确保θ进入到稳态值。
35	ss_Selection_Fdbk	使用增益调度理论来为所有导航方块提供稳态修整。因为该设计，系统将轻易地到达其稳态，同时保持控制工作量最小。

方块图（1）-（7）模拟现有技术中公知的基本飞行器系统。

方块图（8）-（13）、（15）-（20）和（22）-（24）基于经典反馈规则设计。这些图用于作为直升飞机制导系统工作。

根据线性二次调整器开发方块图（14）和（21）。在开发用于内环系统的LQR控制规则时，应用纵向和横向功能的解耦。此外，还实施了根据用于对动作器的LQR的真实空速的控制规则与增益调度控制的分离。

方块图（6）和（25）-（27）是带有用于途中点选择和导航的航空控制系统（avionics）飞行管理系统（FMS）的系统的智能部分。

方块图（28）作为远端飞行控制台工作。其将允许远端飞行员输入飞行信息，而且该图与显示图（6）的组合将形成远端地面站显示系统。

方块图（29）-（35）用于稳态修整搜索环17（图1）。基于LQR模型匹配技术产生这些图以在任何飞行条件下搜索最佳稳态修整值。

内环稳定性分析和控制

飞行器的开环特征值通常不稳定。为了避免重复地调节用于使得所有开环系统稳定的所有增益，使用LQR技术以快速地实现该目标。然而，还存在几个用于简化求解用于系统的良好控制增益的过程、使得模型能够在更大的非线性稳定域中稳定的技术。如图3所示，LQR将允许非线性直升飞机系统在紧接其开环不稳定系统的、例如小区域19、21、23中稳定。

为了将飞行器稳定性从小区域扩大到带状面，应用完整模型解耦、控制规则分离和增益调度技术，以便扩展系统的稳定性。例如，图4示出经扩展的稳

定性区域25。

由图 5 中所示的流程图表示用于扩展稳定性区域的顺序过程和计算方法。方块 27 表示从空气动力学分析和风洞数据中得出的线性模型，而方块 29 示出控制规则到用于纵向和横向分量的流动路径的分离。由方块 31 所表示的纵向运动输入传入到纵向 LQR 方块 33，然后到增益调度方块 35。类似地，由方块 37 表示的横向运动输入传入到横向 LQR 方块 39，然后到增益调度方块 41。然后将来自这些路径的每一个的输出在方块 43 中重组（regroup）。

解耦完整模型

可以从空气动力学数据中获得飞行器的线性模型，可以基于其空速开发一组线性模型。可以将这些模型表示如下：

$$\dot{X} = A_k X + B_k U \qquad Y = C_k X \qquad \text{其中 } k = 0,1,2\cdots,\text{or } j \quad (1)$$

其中 X 是状态变量 $(u, v, w, \theta, \psi, p, q, r)^T$，$U$ 是控制矢量 $(\delta_{ped}, \delta_{long}, \delta_{lat}, \delta_{coll})^T$，$Y$ 是性能输出矢量 $(X^T, \dot{u}, \dot{v}, \dot{w}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}, A_x\ A_y\ N_z)^T$。$A_0$, A_1, A_2 是分别带有针对盘旋 k = 0、针对 10 节 k = 1 和针对 20 节 k = 2 的状态矩阵。针对计算选择的总模型 j 依赖于飞行器的最大空速。B_0, B_1, B_2 是控制矩阵，而 C_0, C_1, C_2 是性能输出矩阵。请注意，A_0, A_1, A_2 的维是 8 × 8，B_0, B_1, B_2 的维是 8 × 4，而 C_0, C_1, C_2 的维是 17 × 8。由于这些矩阵较大，并且在这些矩阵内包含横向和纵向运动的耦合项，所以难于同时确定用于所有的最佳性能 LQR 模型。为了克服这些问题，首先解耦方程（1）中的完整模型。在解耦横向和纵向运动方程之后，可以将方程（1）转换为

横向运动方程：

$$\dot{X}^{lat} = A_k^{lat} X^{lat} + B_k^{lat} U^{lat} \qquad Y^{lat} = C_k^{lat} X^{lat} \qquad \text{其中 } k = 0,1,2\cdots,\text{or } j \quad (2)$$

纵向运动方程：

$$\dot{X}^{long} = A_k^{long} X^{long} + B_k^{long} U^{long} \qquad Y^{long} = C_k^{long} X^{long} \qquad \text{其中 } k = 0,1,2\cdots,\text{or } j \quad (3)$$

其中，X^{lat} 是 $(v, \varphi, p, r)^T$，X^{long} 是 $(u, w, \theta, q)^T$，U^{lat} 是 $(\delta_{ped}, \delta_{lat})^T$，而 U^{long} 是 $(\delta_{long}, \delta_{coll})^T$。$A_k^{lat}$ 和 A_k^{long} 是 4 × 4 矩阵，B_k^{lat} 和 B_k^{long} 是 4 × 2 矩阵，而将 C_k^{lat} 和 C_k^{long} 分别简化为 4 × 4 和 4 × 4 矩阵。这暗示着只使用状态变量来提供 LQR 完整状态反馈控制规则。

在将完整飞行器模型（1）解耦为横向（2）和纵向（3）运动之后，可以将

耦合横向和纵向运动之间的项的作用减小到最小，同时应用 LQR 来稳定系统。

改进的线性二次调整器（LQR）

由于已知作为最优控制规则的线性二次调整器（LQR）被用在通用动力(General Dynamics)/洛克西德马丁(Lockheed Martin)F－16 上作为其主要的反馈控制系统，所以其已经在飞行器产业中引起注意。LQR 状态调整的目的是使得任何初始条件误差变为零，因此其保证系统的稳定性。为了实现该目标，从（2）和（3）中产生的横向和纵向控制输入U^{lat}和U^{long}，应用状态反馈控制规则如下

$$U^{lat} = -K^{lat} X^{lat} \tag{4}$$

$$U^{long} = -K^{long} X^{long} \tag{5}$$

以最小化该类型的横向和纵向成本函数或者性能指数（index）

$$\min\left\{ J^{lat} = \frac{1}{2}\int_0^{\infty} (X^{lat\,T} Q_{lat} X^{lat} + U^{Lat\,T} R_{lat} U^{lat}) dt \right\} \tag{4}$$

$$\min\left\{ J^{long} = \frac{1}{2}\int_0^{\infty} (X^{long\,T} Q_{long} X^{long} + U^{Long\,T} R_{long} U^{long}) dt \right\} \tag{5}$$

其中状态加权矩阵(Q_{lat} 和 Q_{long})是对称半正定（positive semi-definite）的，而控制加权矩阵(R_{lat} 和 R_{long})是带有用于状态变量和控制输入的匹配维数的正定矩阵。

选择将同时提供用于所有控制增益的良好稳定性和时间响应的良好性能标准是非常重要的。经历和总结了下面的步骤以求解用于飞行器内环最优状态反馈控制规则的这些最佳性能指数:

a）初始地将(Q_{lat} 和 Q_{long})设置为非常小的正对角值

b）将(R_{lat} 和 R_{long})设置为单位矩阵

c）只调节(Q_{lat} 和 Q_{long})而保留(R_{lat} 和 R_{long})为单位矩阵

d）将与其角速率或者速度状态相关的加权系数设置为其角或者距离状态 10 倍的倍数；例如，$q_w = 10 \cdot q_z$ 和 $q_r = 10 \cdot q_\psi$，其中 q 是局部加权系数。

e）在设置（d）的规则以后，乘以用于加权矩阵的正恒定值以一次调节所有系数

f）检查闭合和开环系统的特征值并且确保独立的特征值移动不太大

g）在所有特征值接近所期望的值之后，精细调节独立的加权系数以获得改进性能

使用上面加权选择规则，从这些加权矩阵中产生的最优控制增益将使得系统对于独立的空速稳定，如图 3 所示。因此，可以将来自加权矩阵(Q_{lat} 和 Q_{long})和

(R_{lat} 和 R_{long})的最优状态反馈控制增益确定为

$$K^{lat} = -R_{lat}^{-1} B_{lat}^{T} P_{lat} \qquad (6)$$

$$K^{long} = -R_{long}^{-1} B_{long}^{T} P_{long} \qquad (7)$$

其中(P_{lat} 和 P_{long})是对称正定的并且满足下面代数 Riccati 方程（ARE）

$$A^{lat^T} P_{lat} + P_{lat} A^{lat} + Q_{lat} - P_{lat} B^{lat} R_{lat}^{-1} B^{lat^T} P_{lat} = 0 \qquad (8)$$

$$A^{long^T} P_{long} + P_{long} A^{long} + Q_{long} - P_{long} B^{long} R_{long}^{-1} B^{long^T} P_{long} = 0 \qquad (9)$$

带有下面约束

i）(A^{lat}, B^{lat})和(A^{long}, B^{long})是可以稳定的

ii）(A^{lat}, $Q_{lat}^{1/2}$)和(A^{long}, $Q_{long}^{1/2}$)是可以检测的

iii）(Q_{lat} 和 Q_{long})是对称半正定的，而(R_{lat} 和 R_{long})是对称正定的

注意，可以将来自上面过程的线性系统的独立特征值移动到特定的具体区域。例如，图 6 示出了针对纵向运动的、关于在盘旋、40 节、80 节和 120 节上的空速的所有特征值位置。该图清楚地示出了所有四个不同线性模型的特征值都被移动到非常接近的区域 45、47。因此，用于将飞行器指引到任何高度、空速和方向的制导系统将不需要进行增益调度。

反馈控制的分离

为了节省控制工作量同时稳定系统，应用控制规则的分离。第一控制规则被称为“内环控制”，其应用 LQR 来稳定如上所述的开环系统。在开发了用于横向和纵向运动的 LQR 状态反馈控制输入之后，通过 Actuator 图（4）反馈这些控制输入。替代通过 LQR 方法添加整个矢量，根据它们的反馈目标来分离控制。例如，(U_1^{lat}, U_2^{lat})分别用于偏航和横向控制器，而(U_1^{long}, U_2^{long})分别用于纵向和收敛控制器。这些控制器(U_1^{lat}, U_2^{lat})和(U_1^{long}, U_2^{long})是其总控制的一部分。在 Actuator 图（4）中所示的总动作器不仅允许来自 LQR 的系统控制而且允许经典反馈制导控制和稳态搜索方法。可以将总独立控制的分离分割为四个或者五个部分，如表 II 所示。

表 II: 控制的分离

控制器运动	控制名称	目的
偏航控制	Ulat_Ped	LQR 稳定
	Yaw_Act_Cmnd	经典制导系统
	Psi_Cmnd_Ped	用于ψ的稳态修整搜索

	Pedal_Trim	初始修整踏板值
滚转控制	ULat_Lat	LQR 稳定
	Roll_Act_Cmnd	经典制导系统
	Phi_Cmnd_Ped	用于φ的稳态修整搜索
	v_Cmnd_Lat	用于 v 的稳态修整搜索
	Lateral_Trim	初始修整横向值
纵向控制	ULong_Long	LQR 稳定
	Pitch_Act_Cmnd	经典制导系统
	Theta_Cmnd_Long	用于θ的稳态修整搜索
	w_Cmnd_Ped	用于 w 的稳态修整搜索
	Long_Trim	初始修整纵向值
收敛控制	Ulong_Coll	LQR 稳定
	Coll_Act_Cmnd	经典制导系统
	Theta_Cmnd_Long	用于θ的稳态修整搜索
	z_Cmnd_Long	用于 z 的稳态修整搜索
	Coll_Trim	初始修整收敛值

使用控制输入的这种分离，每个控制器具有其自身的目标。简化了飞行器控制并且特殊操纵现在是可能的。

LQR 增益调度值的算法

只使用一个反馈的固定翼飞行器或者直升飞机的稳定和制导最多是困难的，并且可能需要大量时间来求解能够在小区域中控制系统的适当反馈增益。为了避免从经典反馈控制规则中搜索根据相位裕度和增益裕度的正确增益，应用从 LQR 中所计算的增益调度方法来节省这种工作量。已经证明，从 LQR 中所产生的反馈增益总提供最佳的性能，这是因为其将能量成本函数最小化。此外，将所有特征值移动到所期望的区域，并且可以避免制导规则增益调度。关于它们的各种空速绘制各种特征值、特征向量和阻尼比将允许设计者为系统在全局区域中求解稳定的带状区域。

为了完成这种工作，系统需要被分割为几个分段。在本申请中，根据在盘

旋、10 节和 20 节等的空速，将开环系统分离为几个分段。可以根据来自上面的改进的 LQR 讨论的公式指定从这些空速中产生的 LQR 控制增益。为了确保从这些 LQR 方法中所产生的闭环特征值的所有增益调度值都在最稳定和最佳性能区域内，使用所有三种 LQR 闭环系统的特征值、特征向量和阻尼比来完成这种评估和调查。使用下面算法来完成这种搜索：

a）获得用于空速 = 0、10 和 20 节等的 LQR 反馈。

b）针对所有情况，从步骤 a）中计算闭环系统的特征值、特征向量和阻尼比。

c）检查特征值，并且确保它们都稳定。

d）检查开环特征值和封闭环特征值，并且确保闭环特征值不移动到离开它们的开环特征值太远。

e）检查特征向量，并且确保所有三个的方向相同并且在限差Δ内。将在下面的方程（10）中讨论这种限差的公式。

f）检查所有阻尼比，并且确保它们都是大于 0.5 的阻尼比。

g）如果满足步骤 a）到 f），则停止并且将这些反馈设置为增益调度值，其提供给系统的将不仅是稳定而且是非常好的性能。

h）如果满足步骤 a）到 f），则调整 LQR 加权矩阵直到满足步骤 a）到 f）为止。

步骤 e）中所示的特征向量限差Δ如下面公式：

$$\Delta_{0\to 1} = \left\| v_0 - v_1 \right\| \le \kappa \left\| \lambda_1 - \lambda_2 \right\| \qquad (10)$$

其中 v_0 和 v_1 是来自盘旋和 10 节的空速的相关独立特征向量，λ_0 和 λ_1 是其特征值，而恒定值 κ 依赖于系统的快速模式或者慢速模式。针对快速特征值，由于快速模式的绝对特征值远大于慢速模式的绝对特征值，所以将 κ 设置为 0.2 $\left\| \lambda_f \right\|$，并且针对慢速模式将 κ 设置为 0.5 $\left\| \lambda_s \right\|$。使用这些设置，将特征向量和特征值组的变化限制在所期望的路径和值内。因此，可以将这些特征向量和特征值用于增益调度以将飞行器飞行保持在所期望的性能内。

稳态修整搜索和控制规则

为了节省针对该系统的控制工作量，应用第二环，即稳态修整搜索控制规则。

假设在状态空间非线性区域中，存在一组稳态值，其将使得系统具有

（1）高度速率$\dot{h}$，对于平飞来说接近零，或者对于稳态爬升来说为恒定值。

（2）滚转角速度p，对于平飞来来说接近零，或者对于较高空速的平转弯来说为恒定值。

（3）偏航角r，对于平飞来说接近零或者对于较低空速的平转弯来说为恒定值。

稳态修整搜索控制的目标是求解一组反馈控制器，使得飞行器遵循稳态修整值以自动地抓住修整飞行。例如:

- 稳态平飞
- 稳态坐标转弯
- 稳态爬升同时空速固定
- 稳态增加空速同时保持高度

如果飞行器满足这种修整飞行，则在每个制导功能之后或者在制导功能期间的控制将总遵循稳态修整值飞行。这暗示着系统将在上述飞行期间节省其控制工作量，这是因为系统不需要浪费任何控制工作量来保持额外的力或者用于高度、空速、或者攻击角、或者滚转角、或者侧滑角等的力矩。

为了实现上述目标，应用带有命令产生器方法的LQR模型技术。然而，替代于使用差分方程作为命令产生器，在本发明中使用带有其初始修整条件的稳态修整值作为命令产生器。将当前飞行状态、稳态修整值和初始修整条件之间的差设置为跟踪误差，其在处于稳态条件时被最小化并且减小到零。

图7示出了俯仰角稳态修整控制规则。原始初始修整条件是$\theta_{0,}$，来自空气动力学分析的所期望的稳态修整值是θ_{ss}，而在系统中根据时间步骤的总俯仰角误差将是θ_{err}。注意，在该图中还包括系统扰动（disturbance）抑制设计，表示为d_0。将反馈命令产生器用于提供必要的控制工作量以将初始修整移动到稳态修整。

表示针对修整搜索控制技术评估初始修整值。将这些稳态修整值传送给基于各种空速的增益调度表，并且将示例表在表III中示出。

表III：示例直升飞机修整表

状态	空速	值	反馈控制器
v	盘旋	0	滚转动作器
	40节	-0.0690	
	80节	-0.1970	

w	盘旋	0	收敛动作器和俯仰动作器
	40 节	2.170	
	80 节	5.425	
θ	盘旋	1.5930	收敛动作器和俯仰动作器
	40 节	1.7130	
	80 节	2.3040	
φ	盘旋	-3.3630	滚转动作器
	40 节	-1.9460	
	80 节	-2.0760	
ψ	盘旋	0	偏航动作器
	40 节	0	
	80 节	0	

为了使得系统性能遵循稳态基准，跟踪误差将满足:

$$\varepsilon_\theta = (\theta_{ss} + \theta - \theta_0) + d_\theta \qquad (10)$$

当（11）的传递函数应用于命令产生器时，改进的跟踪误差方程将被转变为

$$\varepsilon_\theta = \xi_\theta - \mu_\theta \qquad (11)$$

其中ε_θ是关于俯仰角θ的改进的跟踪误差。假设命令产生器是闭环飞行器系统的形式如下

$$\begin{aligned} \dot{X}_\mu &= A_c X_\mu + B_\mu \mu \\ Z_\mu &= H_\mu X_\mu \end{aligned} \qquad (12)$$

其中X_μ和Z_μ是稳态搜索状态和输出变量。注意，θ只是性能输出的一个例子。知道与飞行器的闭环系统非常接近地选择命令产生器模型是非常重要的，其中 A_c 是重组的形式

$$A_c^{Long} = A - B_{long} R_{long}^{-1} B_{long}^T P_{long} \quad \text{and} \quad A_c^{Lat} = A - B_{lat} R_{lat}^{-1} B_{lat}^T P_{lat} \qquad (13)$$

从内环方程全部稳定（13）的闭环特征值。

状态方程和命令产生器的组合得出

$$\dot{\bar{X}} = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{X}_\mu \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_c & 0 \\ 0 & A_c \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ X_\mu \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ B_\mu \end{bmatrix} \cdot \mu = \bar{A}_c \bar{X} + \bar{B}_\mu \mu \qquad (14)$$

将命令产生器与 LQR 一起用于实现稳态环设计。假设命令产生器控制输入满足下面差分方程:

$$\dddot{\mu} + a_1 \ddot{\mu} + a_2 \dot{\mu} + a_3 \mu = 0 \qquad (15)$$

因此，其特征多项式是

$$f_\mu(s)=s^3+a_1s^2+a_2s+a_3 \qquad (16)$$

注意，将上面特征多项式的特征值预先选择为非常稳定。

将（14）乘以 $f_\mu(s)$（16）并且假设

$$\xi=f_\mu(s)\overline{X}=\dddot{\overline{X}}+a_1\ddot{\overline{X}}+a_2\dot{\overline{X}}+a_3\overline{X} \qquad (17)$$

$$\eta=f_\mu(s)\mu=\dddot{\mu}+a_1\ddot{\mu}+a_2\dot{\mu}+a_3\mu \qquad (18)$$

得出

$$\dot{\xi}=\overline{A}_c\xi+\overline{B}_\mu\eta \qquad (19)$$

因此，可以将关于（11）的改进的跟踪误差变换为

$$f_\mu(s)\cdot\varepsilon=\begin{bmatrix}-C & C\end{bmatrix}\cdot\xi=\overline{C}\xi \qquad (20)$$

其中，C 是从状态以及其修整变量中表示的矩阵，而ε是所有改进的跟踪误差。因此，可以以下面规范的形式表示该误差运动

$$\dot{\varepsilon}=\begin{bmatrix}0 & 1 & 0\\ 0 & 0 & 1\\ -a_3 & -a_2 & -a_1\end{bmatrix}\cdot\varepsilon+\begin{bmatrix}0\\ \overline{C}\end{bmatrix}\xi=F\varepsilon+G\xi$$
$$e=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\end{bmatrix}\cdot\varepsilon \qquad (21)$$

为了实现小误差制导而不使用太多的控制能量，将状态和命令产生器方程（19－29）用上面误差表示（21）增大为

$$\begin{bmatrix}\dot{\varepsilon}\\ \dot{\xi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}F & G\\ 0 & \overline{A}_c\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\varepsilon\\ \xi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0\\ \overline{B}_\mu\end{bmatrix}\cdot\eta=\hat{A}_C\begin{bmatrix}\varepsilon\\ \xi\end{bmatrix}+\hat{B}\eta \qquad (22)$$

为了将上述问题变换为 LQR 设计，将上面系统的成本函数设计为

$$J_{\varepsilon-\xi}=\frac{1}{2}\int_0^\infty\left\{\begin{bmatrix}\varepsilon & \xi\end{bmatrix}\cdot Q_{\varepsilon-\xi}\cdot\begin{bmatrix}\varepsilon\\ \xi\end{bmatrix}+\eta^T\cdot R_{\varepsilon-\varsigma}\cdot\eta\right\}dt \qquad (23)$$

其中

$$Q_{\varepsilon-\xi}=\begin{bmatrix}I & 0\\ 0 & \overline{C}\end{bmatrix}^T\begin{bmatrix}I & 0\\ 0 & \overline{C}\end{bmatrix}\ \text{和}\ R_{\varepsilon-\xi}=I \qquad (24)$$

因此，控制系统的解将具有最优跟踪误差控制器如下

$$\eta=-\hat{B}^TK_{\varepsilon-\xi}\begin{bmatrix}\varepsilon\\ \xi\end{bmatrix} \qquad (25)$$

其中 $K_{\varepsilon-\xi}$ 是下面 Riccati 方程的解

$$\hat{A}_C^TK_{\varepsilon-\xi}+K_{\varepsilon-\xi}\hat{A}_C+Q_{\varepsilon-\xi}-K_{\varepsilon-\xi}\hat{B}_{\varepsilon-\xi}R_{\varepsilon-\xi}^{-1}\hat{B}_{\varepsilon-\xi}K_{\varepsilon-\xi}=0 \qquad (26)$$

上面 Riccati 方程提供正定对称解，这是因为首先使得系统针对所有模型稳定。此外，该模型来自误差跟踪多项式的规范形式。因此，第二 LQR 不仅在稳态修

整中而且在环中的控制项目和扰动抑制中增加了系统的稳定性。将这种情况在图 8 中示出作为楔形稳定性区域 49。

注意，只要从内环中的搜索例程中确定了原始闭环系统，就可以将上面计算简单编程到软件中。因此，关于内环中的搜索例程将用于设计稳态搜索环的程序进行互连以同时执行全部，从而在计算这些的时候减少所需要的工程时间。

外环经典制导设计

本发明使用系统的外环上的经典反馈环改进飞行制导系统（FGS）的设计。考虑军用和商业需要，以及管理机关（regulatory agency），并且假设预先要求用户输入和联邦航空管理局（FAA）管理数据，并且在飞行制导控制系统的设计中应该考虑该数据。

独立控制增益的调节依赖于其相对空气动力学系数和相关联的控制增益。调整这些增益的规则不是固定的。为了正确地调节这些增益，需要几种规则，使得在经典反馈制导设计中每次不重复相同的错误。由于内环 LQR 增益调度设计已经稳定了闭环系统，所以经典反馈控制规则主要用于制导目的。当然，如果经典反馈规则将增加系统的稳定性同时执行非常好的制导功能，将考虑这种经典反馈控制规则。然而，已经观察到在高速飞行条件下，存在非常少的、将使得系统稳定而不使用 LQR 增益的控制增益。

由于闭环是稳定的，所以可以简化经典反馈增益的调节以强调增加的制导功率。已经确定了将所有它们相关的增益加在一起并且乘以汇总增益可以增加制导性能。这种实施方式通过纯粹的经典反馈控制规则可能不工作，但是这种方法是在带有当前 LQR 设计的制导系统中的一个很有作用的启发（powerful initiation）。

下面根据基于军用或者FAA要求的独立方块的重要性来分析和讨论如何调节这些增益的方法。

方向和横向制导控制

可以仅仅通过滚转姿态命令在任何传统直升飞机或者飞机的完整飞行包线（envelope）上完成横向航路控制。依赖于前进速度和偏航轴的性质，所命令的滚转高度会产生用于巡航飞行的前进方向速率或者用于盘旋或者低速飞行的侧滑（sideslip）。对于带有直接横向推力（thrust）控制能力的飞行器，通过所提出的方法将较大地增强低速制导性能。

前进方向控制

为了巡航飞行，可以通过与前进方向误差成比例的滚转姿态命令来捕获和跟踪所期望的前进方向。通常从FGS控制台上的选择器旋钮提供前进方向基准。作为来自上面LQR方法的空速或者地面速度的函数，可以避免前进方向误差调度增益。因此，将所命令的转弯速率的大致恒定的比率维持到前进方向误差的程度将变得非常容易。使用所提出的方法将不需要附加的阻尼项。前进方向选择控制系统的重要特点包括用于一致最大转弯速率（标准速率是典型的）姿态命令限制和用于最优驾乘（ride）质量的经简化的命令速率限制和过滤。

图9是YawSCAC[表i中的（22）]的图，并且示出在低速飞行期间的偏航前进方向制导控制的潜力。通过所谓Y_Attsw 51的开关来确定该图中的用于高速和低速的偏航制导。当Y_Attsw 51逻辑为真时，假设飞行器处于低空速。因此，关闭转弯协调功能。用于使得飞行器转弯的制导系统将主要从替代于滚转的偏航控制中进行贡献。换句话说，滚转命令将起作用（pick up）。

由用于RollHdgHold[表I中的（10）]的图上的、在图10中所示出的所谓Turn_Coord_On 53的信号确定该开关是打开的还是关闭的。确定Turn_Coord_On 53的打开/关闭依赖于RollHdgHold（10）图上所示的空速（TAS）逻辑。当TAS在35和40节之间时，依赖于空速是增加还是下降，该系统处在滞后（hysteresis）环上。假设低速的偏航前进方向控制，即TAS小于40节，这是指Turn_Coord_on = 0并且Y_Attsw = 1。

由于改进的LQR方法已经将所有特征值移动到了所期望的位置，所以固定在该图中所使用的控制增益，并且避免增益调度。此外，所有所使用的增益值具有1/10和1/4之间的比率。而且，这帮助设计者在飞行域中调节这些增益时节省时间。

当Y_Attsw = 1时，Yaw_Actr_Cmnd 55（图9）从Psi_plus_r 57获得其值，该值是由YawOuter[表I中的（23）]确定的值。在图11中示出YawOuter（23）的图。在YawOuter（23）图上的所有增益需要被指到正确的方向，以便在低速区域中的偏航将被制导。

这里所讨论的第一个增益值是Yaw_Ay_Gain 59。在没有Yaw_Ay_Gain 59反馈的情况下，当不使用LQR偏航反馈控制时系统将偏离（diverge）（在稳态转弯或者环绕模式期间）。很难将Ped_control的和保持在不变值（零）。通常，将该增益值设置到Psi_plus_r 57值的正1/10到1/4。

横向导航控制

通过将横向偏差（轨迹间（cross-track）误差）反馈到前进方向稳定的滚转控制环中来完成到 VOR 或者定位器（localizer）导航源的横向制导。这里，前进方向基准是要遵循的所期望的航线。应该通过 DME 或者到发射机的距离的其他适当估计的使用将角 VOR 偏差信号转换为拟线性轨迹间距离。在最大可用灵敏度依赖于传感器噪声内容的情况下，可以通过使用在滑行斜度（glideslope）是并发的任何时候的雷达高度来将定位器偏差线性化。利用本设计，使用可用的补充传感器（惯性、空气数据等）而没有补充或者最优状态过滤是非常能够被接受的。当期望导航系统飞跃（overfly）VOR 站时，系统设计应该包括用于在遇到覆盖的不确定区域(“困惑区域”)时进行接管的死区估算(dead-reckoning)模式。在横向航路制导实施中特别重要的是捕获顺序。与纯粹经典反馈系统不同，可以在前进方向选择模式中自动地保持所提出的设计。

FMS 导航控制

现成的飞行管理系统（FMS）通常提供预先处理的“复合”滚转姿态驾驶（steering）输出，其代替对 FGS 中详细控制规则实施的需要。然而，可以针对所期望的应用避免这种命令的充分性（adequacy），特别在已经将驾驶输出定制到飞行器或者速度包线的不同类别（class）的情况中更是如此。应该针对应用的适合性检查复合命令的限制和过滤特征，并且根据需要将其补充在 FGS 中。

横向 Go-Around 功能

用于横轴的横向 Go-Around(某些时候也称为错过的接近(missed approach)或者外出（egress））包括建立适当的横向航路或者用于离开着陆区域的前进方向。通常，认为维持参加（engagement）时现存的前进方向是可以接受的。通常通过飞行员选择的前进方向选择模式的参加来完成随后转到预设的错过的接近前进方向。用本发明，当错过了任务时最好自动地使得横向前进方向参入进来。

垂直制导控制

依赖于飞行制度（regime），通过俯仰姿态或者功率命令来完成诸如倾斜转子（tiltrotor）之类的直升飞机或者 VTOL 飞行器的垂直飞行航路的制导。在巡航速度上，最好通过俯仰姿态的变化来实现爬升和下降，而在低速时（在 Vy 以下），只能通过功率（垂直推力）变化来影响控制。依赖于应用和成本目标，可以自动实施推力轴，使得可以将来自横向和纵向运动的耦合效应以及扰动减小到最小。

设计垂直 FGS 以提供适当空速上的控制策略（或者如果可以应用的话，诸

如推力角之类的其他参数）之间的平滑过渡。最好被用惯性垂直速度或者加速度补充的大气压力垂直速度通常形成所有垂直航路控制模式的基础。航路误差（高度、滑行斜度等）在该内环附近，因此提供垂直速度基准或者命令。在本发明中，垂直飞行航路捕获的准确度的百分比可以达到 99.9。在帮助制导准确度时，这归结于控制规则设计的分离。

垂直速度控制

垂直速度选择/保持模式的实施需要包括基准和用于爬升和下降命令的垂直速度之间的差的垂直速度误差反馈的产生。该基准最好由位于 FGS 控制台上的选择器旋钮（或者旋轮）提供，或者通过位于将 FGS 内的基准积分器回转（slew）的控制杆把手（最好是功率杆）上的“蜂鸣”开关来提供。在与所期望的操纵限制一致的基准上设计速率和大小量限制。现存垂直速度的基准的同步将自动参加进来。通过使用本发明的方法，垂直速度同步的准确度高于 99％。

高度控制

实施高度控制模式包括产生基准高度、从现有高度中减去该基准、和将作为基准（命令）的误差提供给垂直速率控制环。高度保持模式将在参加时存在的高度值存储为基准。高度预先选择模式使用要被外部提供的基准，通常来自 FGS 控制台上的旋钮或者高度仪器来显示。用于实施预先选择控制的方法是装备（arm）该模式，并且在爬升/下降模式中继续（例如垂直速度），直到接近所选择的高度为止。自动编程渐进捕获作为高度闭合误差（altitude closure error）的函数，之后自动切换到高度保持。除了最大可允许垂直速率上的严格限制可以是适当的以外，还针对高度控制应用垂直速度模式的操纵限制规定。

垂直滑行斜度捕获

虽然最好有某种较高的跟踪增益，但是滑行斜度控制规则的实施在结构上与高度保持类似。对于提供角偏差信号的传统 ILS 系统，需要误差到线性位移的转换，通常使用雷达高度来估计到发射器的距离。由于呆在滑行斜度上需要维持下降速率，所以垂直速度命令包括基于水平速度的下命令偏移，从而将不需要稳态滑行斜度误差来实现下降。如横向导航一样，将捕获顺序设计为产生波束（beam）的渐进获取而不会过冲（overshoot）或者下冲（undershoot）。

垂直的过渡到盘旋

在垂直轴中接近到盘旋包括设置到所期望的雷达高度的受控下降。下降角依赖于操纵要求，对于直升飞机或者倾斜转子（tiltrotor）飞行器来说接近六自

由度是典型的。基于水平地面速度来计算高度速率基准以实现恒定角滑行航路，产生到地面或者水面上的所建立的高度的闭环闪耀（flare）。最终高度的捕获和跟踪与用于高度选择/保持的类似。可以用惯性垂直加速度或者速度来补充雷达高度以消除噪声信号和/或地表变化的影响。

垂直 Go-Around

垂直 go-around 模式包括建立足以用安全方式退出着陆区域的爬升速率。固定的垂直速度基准通常就足够了，750 英尺/分钟是典型的。如果在 Vy 之下的速度上使得该模式参加进来，则将需要延迟命令。然而，已经确保了可以实现并且维持所期望的爬升角而不超过将水平速度编程到系统中的功率限制。

纵向制导控制

纵向制导控制包括沿着运载工具的 x 轴控制空速或者地面速度。与垂直轴类似，依赖于飞行条件，控制通常通过俯仰姿态或者功率命令。在 Vy 以下的速速度上，通常通过命令俯仰姿态改变来完成速度控制。推力矢量角或者直接纵向推力调制（如果可以获得的话）对于低速控制也有效。在巡航时，对于维持所期望的速度来说功率调整是有效的。用垂直轴链接控制策略之间的过渡，同时针对纵向和垂直模式两者在俯仰和功率控制之间交换。

空速/地面速度控制

速度选择/保持模式的实施需要包括基准和当前速度之间的差的速度误差反馈的产生，以提供加速度或者减速度命令。对于空速控制，用惯性纵向加速度来补充飞行员得出的空速。依赖于运载工具特征，使用适度等级的加速度反馈来获得所期望的稳定性等级。该基准由位于 FGS 控制台上的选择器旋钮提供，或者通过位于将 FGS 内的基准积分器回转的控制杆把手（最好是轮转杆）上的蜂鸣开关来提供。该基准是与操纵所期望的限制一致的进行限制的速率和大小。使用这种设计，空速控制的准确度高于 99％。

纵向到盘旋的过渡

通过以预定方式控制地面速度来实施以纵轴方向自动接近到盘旋。如果该接近的终止要处于特定（地理）位置，则把到盘旋点的距离用于控制减速度启动和大小，使得以零距离同时到达零速度。在与所期望的最大减速度速率（通常 1 到 2 节/秒）一致的速率上命令速度基准。如果盘旋点不是特定的，则飞行员可以在任何时候启动该接近，因此以恒定速率将速度基准命令到零，再次与所期望的最大减速度速率一致。

纵向 Go-Around

通过将受控的减速度命令到最优爬升速度来实施纵轴中的 Go-Around。只要适合于所采用的具体接近模式，受控参数可以是地面速度或者是空速。用于速度控制和到盘旋的过渡所建立的所有控制规则参数也可以应用于 go-around。

讨论和结果

在旧的经典反馈控制规则中，不仅将比例积分导数（proportional-integral-derivative，PID）方法应用于来控制飞行器而且将其应用来稳定系统。可以针对其他性能重复使用到独立性能的反馈以实现稳定、制导和导航。由于使用积分增益，所以需要使用冲刷（washout out）函数和限制器释放逻辑以避免控制表面快速地命中（hit）它们的用于保护的制动器（detent）值。因此，在军用规范中，只要慢模式特征值的频率非常低，负阻尼比在特定值以下，系统就能够还存在于旧的经典反馈控制规则设计中。当要求精确控制时，依赖于飞行器的结构和空气动力学设计，这种控制方法的能力可能能够或者不能够实现该目标。

即使开环系统不在军用范畴之内，所提出的方法也使用来自 LQR 的其他两种帮助来允许飞行器系统实现精确控制。因此，可以将修整条件、扰动抑制和操控质量标度比率都考虑作为在该三个环控制规则设计中的要求。因此，显著改进了制导、导航和稳定性的性能。

改进的 LQR 方法

改进的 LQR 中的所提出的方法的优点:

1. 针对从 k=0，1，2....或者 j 的所有模式将所有闭环特征值和特征向量都移动到所期望的位置和方向。因此，独立状态的所有特征将类似地执行。
2. 使用搜索算法预先编程所有增益值。将减少搜索所有增益的工程时间。还缩短了用于切换到另外一组增益值的时间。
3. 将确保闭环特征值和特征向量都位于操控质量等级标度 1。
4. 由于稳定了来自改进 LQR 的所有增益，所以经简化的经典制导规则将不再需要进行更度的增益调节或者增益调度。
5. 可以将经简化的经典反馈增益用于制导模式中的所有模型。

稳态搜索方法

稳态搜索方法中的所提出的方法的优点:

1. 允许飞行器在所有时间都飞行固有修整的条件。因此，可以保留会被用于平滑修整值的附加重要控制项目。
2. 由于在扰动抑制模式的极点（pole）上没有零，所以可以实现特定程度的扰动抑制。
3. 在扰动抑制的最优性能下同时实现飞行器的制导、导航和控制。因此，显著改进制导功能的准确性。

经典制导系统

在经典反馈方法中，本发明的方法的优点：

1. 可以估计制导环中用于特定功能的反馈状态。由于 LQR 已经稳定了闭环系统，所以可以消除用于使得系统稳定的旧的经典反馈状态。这将把制导环简化得更加精确。
2. 该环将确保飞行器允许在所有必要操纵上的最佳修整条件。
3. 该环将增加用于所有其他环的重要控制项目。
4. 该环将增加稳态平飞中的飞行器稳定性。
5. 该环将帮助稳态纠错。

仿真结果

使用 UAV 仿真结果来示出本发明所提出的系统的潜力。图 12 示出了在该仿真中所使用的方形飞行航路 61。可以将这种类型的飞行航路用于营救（rescue）搜索功能或者类似任务。飞行器从位于原点 63[位于（0，0）]的途中点＃1 开始飞行，然后在返回到也位于原点 63 的途中点＃6 之前，顺序飞到在飞行航路的周长上的途中点＃2、＃3、＃4 和＃5。在该仿真中，当飞行器飞到每个途中点时，其将把其在该途中点上的飞行转变为圆周（circle）模式，直到地面站确保在该途中点附近没有需要被营救者（victim）为止。

在图 13、14、15 和 16 上针对不同搜索速度和搜索方形大小示出了 UAV 仿真结果。图 13 示出在每侧边 4 英里的飞行航路周围的 80 节的飞行的结果。图 14 示出在每个边 10 英里的飞行航路周围的 65 节的飞行的结果，图 15 是针对 4 英里方形的周围的 45 节的，而图 16 是针对 2 英里方形的周围的 25 节的。注意，对于高于 40 节的空速，将自动打开转弯坐标（coordinate）功能。因此，在每个途中点上，将执行圆周模式，直到触发了下一个途中点为止。其表明，在空速高于 40 节的全部三种情况上的全部六个突出点上，UAV 以高于 99％的途中点捕获准确度实现了其任务。而且，在每个途中点上非常好地执行圆周功能。注

意，当飞行圆周模式时，飞行器高度还上升和下降以允许版本系统在搜索区域周围探索任何角度。即使控制表面在垂直部分中改变，UAV 还示出非常正面的飞行。用于完成上述飞行的所有制导增益不是增益调度，这意味着它们不改变。因此，可以看出在制导环上避免了增益调度功能。

注意，还将扰动模型添加在仿真系统中。当在 x 和 y 方向上将风扰动移动达到 10 节时，飞行器还非常强健地运行。即使将风扰动增加到高至 25 节时，飞行器还能够完成其任务，而不需要来自其他控制算法的任何帮助。

在这种模式中，还调查纯粹的经典反馈控制规则。可以认识到，经典反馈控制规则要求用于途中点捕获的即时（immediate）注意，并且其可能非常易于丢失其飞行航路。因为所选择的飞行器模型的开环非常不稳定，所以飞行控制表面能够非常轻易地达到它们的限制。当经典反馈控制规则将

（1） 稳定系统，

（2） 进行飞行器的制导和导航，以及

（3） 维持固有飞行修整条件，

而没有增益调度时，这些功能变得不可能。此外，求解这些增益值变得耗时并且可能不成功。

所提出的方法轻易地完成该任务的原因是

1） 使用三个控制环来实现其任务

2） 每个环执行其自己的最佳能力

3） 每个环将不影响其他的性能

4） 来自改进的 LQR 方法的所有闭环特征值都彼此靠近

5） 所有闭环特征向量都具有相同的方向

6） 用于搜索环的所有修整值都来自其固有性能

7） 不存在稳态误差累积

8） 经典反馈用于制导目的

图 16 示出当直升飞机飞行慢于 35 节并且关闭转弯协调功能时的效果。在这种条件下不存在圆周功能。当要求直升飞机在每个途中点上进行搜索功能时，飞行器将把其模式转变到圆周模式或者 8 模式。然而，在飞行的任何一种模式中，飞行器维持其途中点捕获和方形搜索任务。

在本发明的替代实施方式中，替代一个 LQR 加经典反馈，利用两个 LQR、或者一个 LQR 和一个 H 无穷控制、或者两个 H 无穷控制。然而，这种替代实

施方式可能具有下面缺点：（1）增加方法的复杂度；（2）可能丢失整个系统的仿真的可视性；和（3）可能丢失独立制导控制规则。但是，保留在任何其他控制系统中没有的稳态修整控制规则。

在旋翼飞机产业内，可以将本发明用在所有无人或者有人直升飞机上，以鲁棒地增加飞行稳定性并且改进飞行质量。在旋翼飞机产业之外，也可以将本发明应用固定翼飞行器、无人航空运载工具、水下自动驾驶系统和其他控制系统。

本发明包括显著的益处和优点，包括：（1）增加用于有人驾驶的飞行器的操控质量和性能；（2）增加无人飞行器的鲁棒性；（3）减少飞行测试时间；（4）减少飞行控制规则开发时间；（5）为无人控制提供易于应用的智能部分；（6）将易于理解和实施的系统提供给工程师；和（7）使用来自经典反馈和现代控制方法的所有优点并且消除它们的缺点。

虽然已经参照示例性实施方式描述了本发明，但是不应该限制性地理解本说明书。当参照本说明书时，示例性实施方式的各种改进和组合以及本发明的其他实施方式将对于本领域的技术人员显而易见。

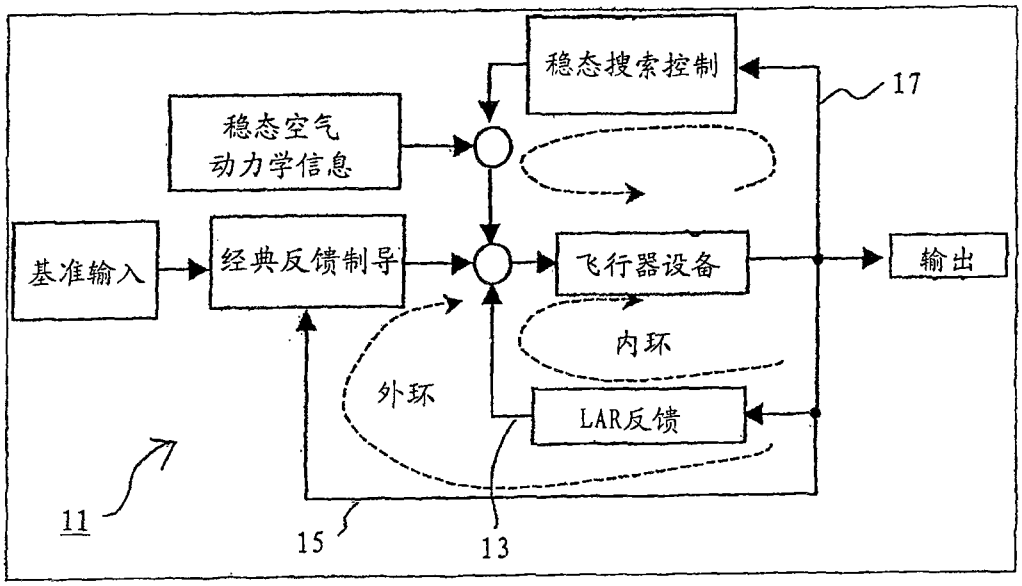


图 1

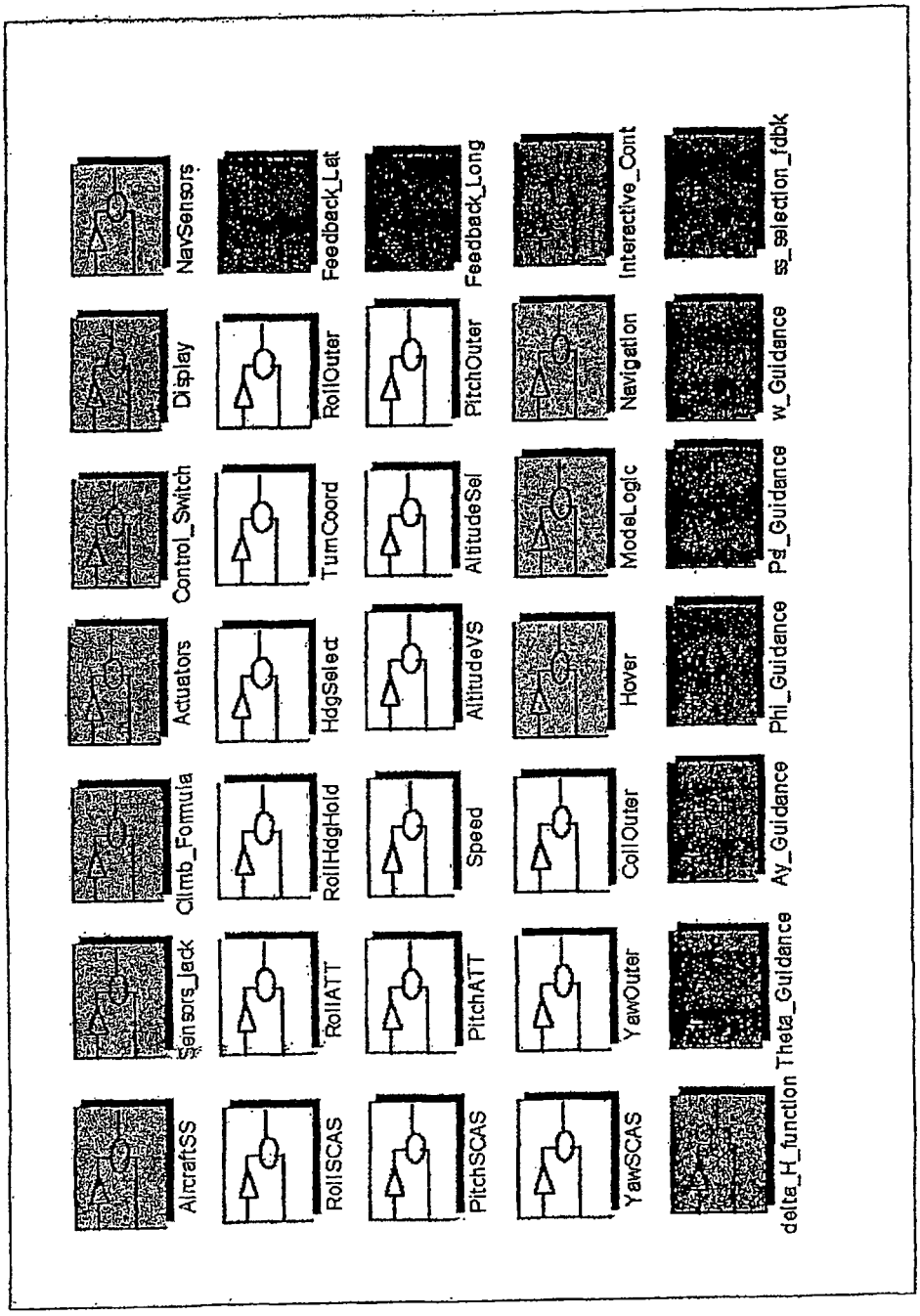

AircraftSS
RollSCAS
delta_H_function
Sensors_Jack
RollATT
Theta_Guidance
Climb_Formula
RollHdgHold
PitchATT
Actuators
HdgSelect
Speed
Control_Switch
TurnCoord
PitchSCAS
Display
RollOuter
AltitudeVS
YawOuter
NavSensors
PitchOuter
AltitudeSel
CollOuter
YawSCAS
Feedback_Lat
Hover
Ay_Guidance
Feedback_Long
ModeLogic
Phi_Guidance
Navigation
Psi_Guidance
Interactive_Cont
w_Guidance
ss_selection_fdbk

图 2

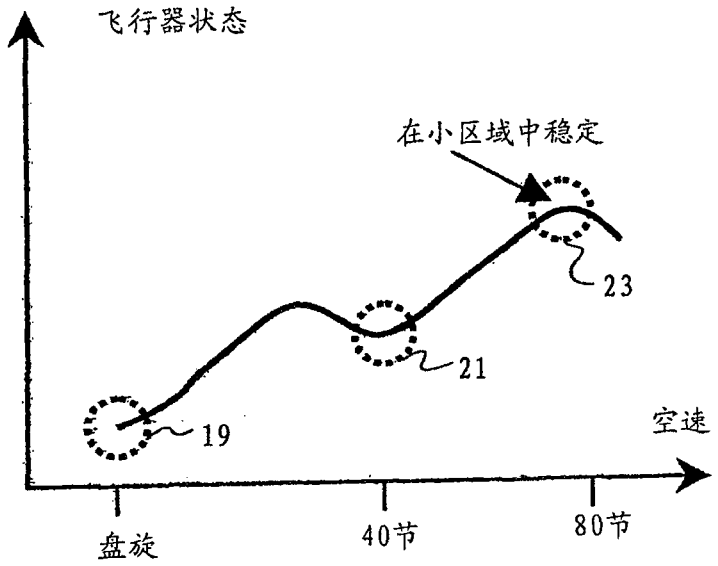

飞行器状态
在小区域中稳定
23
21
19
空速
盘旋
40节
80节

图 3

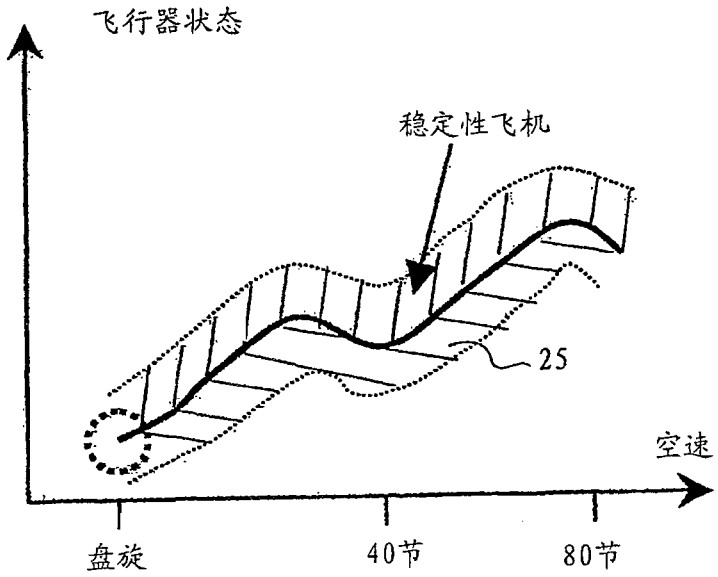

飞行器状态
稳定性飞机
25
空速
盘旋
40节
80节

图 4

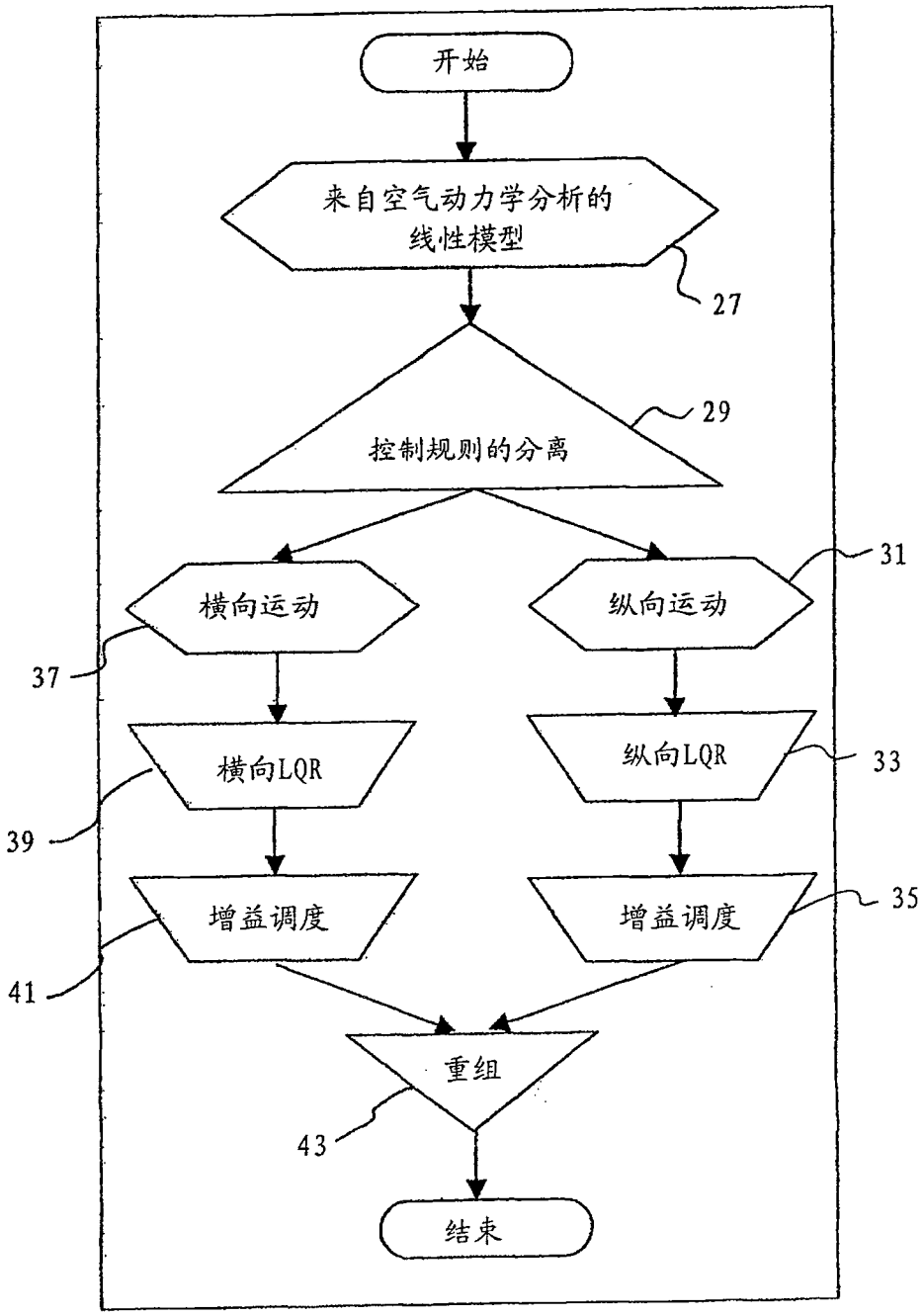

开始
来自空气动力学分析的
线性模型
27
29
控制规则的分离
31
横向运动
纵向运动
37
横向LQR
纵向LQR
33
39
增益调度
增益调度
35
41
重组
43
结束

图 5

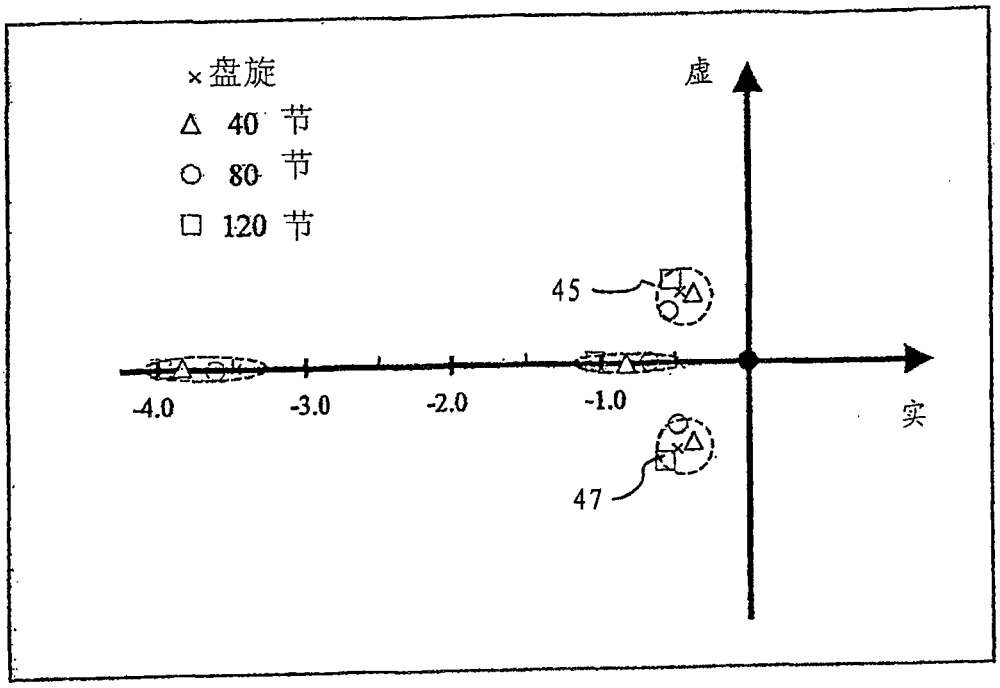

×盘旋
Δ 40 节
○ 80 节
□ 120 节
虚
45
-4.0
-3.0
-2.0
-1.0
实
47

图 6

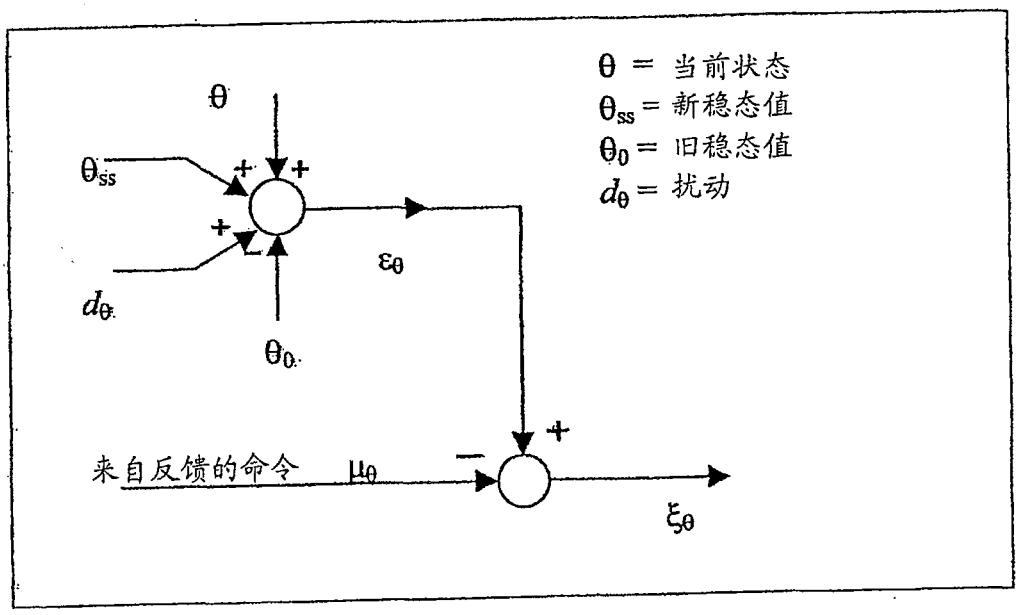

θ = 当前状态
θss = 新稳态值
θ0 = 旧稳态值
dθ = 扰动
θ
θss
+
+
+
dθ
εθ
θ0
来自反馈的命令
μθ
−
+
ξθ

图 7

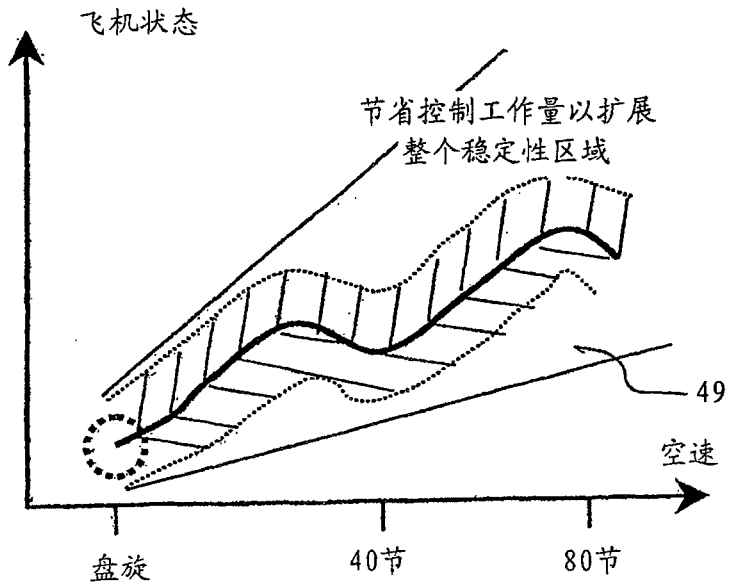


图 8

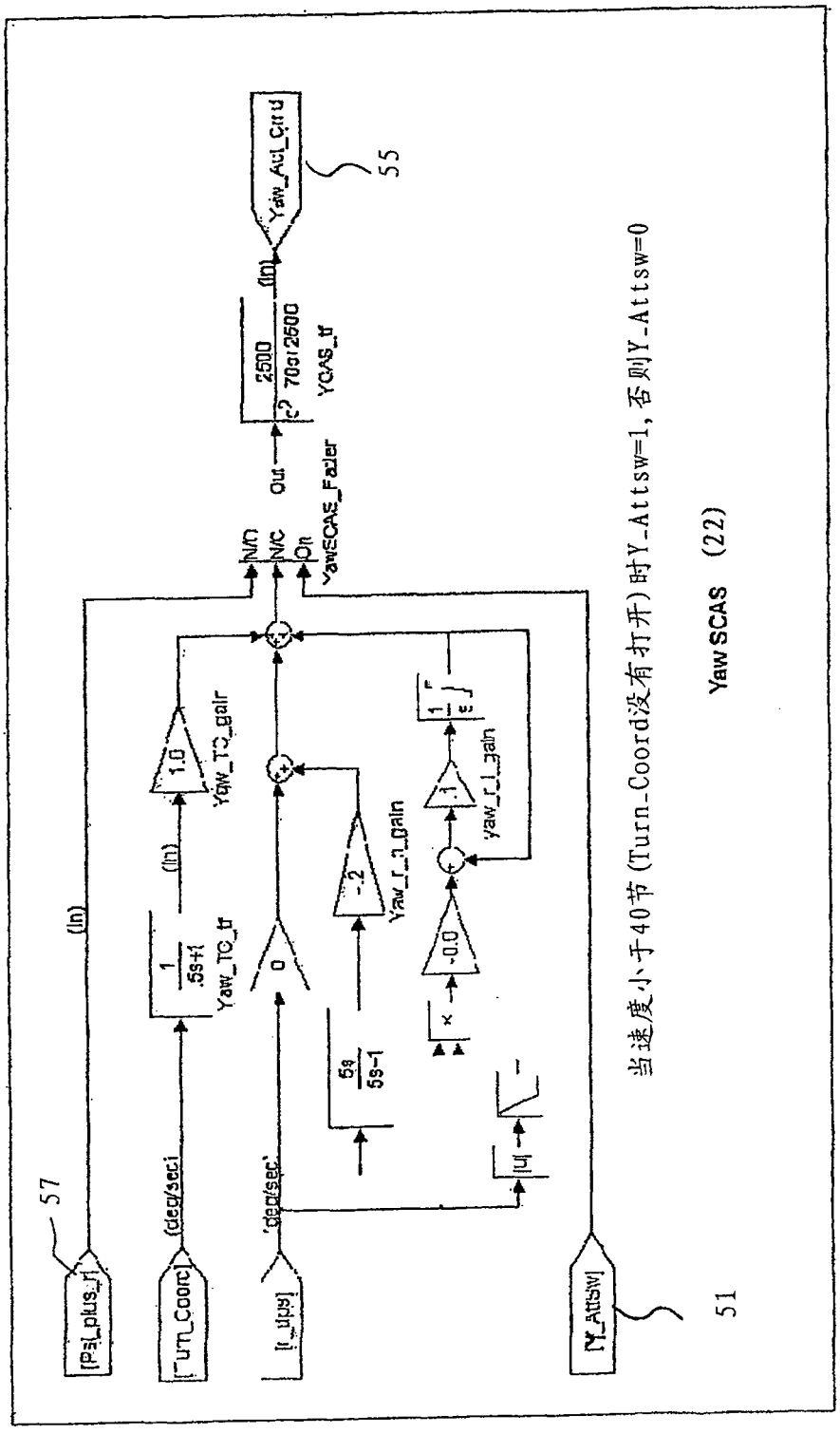

Yaw SCAS (22)
当速度小于40节(Turn_Coord没有打开)时Y_Attsw=1,否则Y_Attsw=0
51
57
55
[Psi_plus_r]
[Turn_Coord]
[r_upy]
[Y_Attsw]
(deg/sec)
'deg/sec'
(In)
Yaw_TC_tr
Yaw_TC_gain
Yaw_r_1_gain
yaw_r_i_gain
-0.0
-2
1.0
0
NVC
On
Out
YawSCAS_Fader
2500
70@2500
YCAS_tr
Yaw_Act_Cmd

图 9

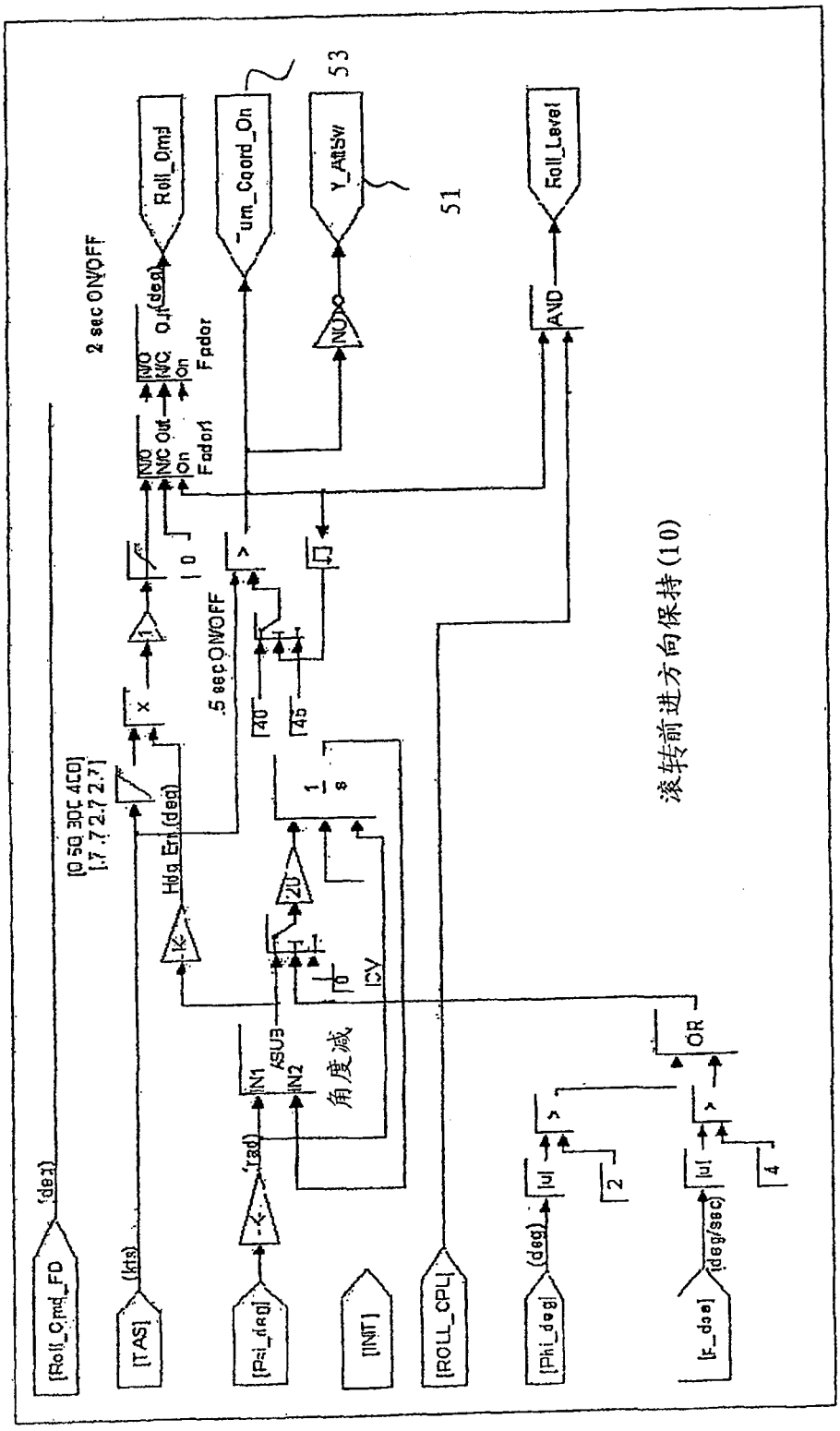

滚转前进方向保持(10)
51
53
2 sec ON/OFF
.5 sec ON/OFF
Roll_Cmd
um_Coord_On
Y_AttSw
Roll_Level
Fader
Fader1
Hdg Err (deg)
角度减
[Roll_Cmd_FD
[TAS]
[Phi_deg]
[INIT]
[ROLL_CPL]
[Phi_deg]
[r_deg]
AND
OR

图 10

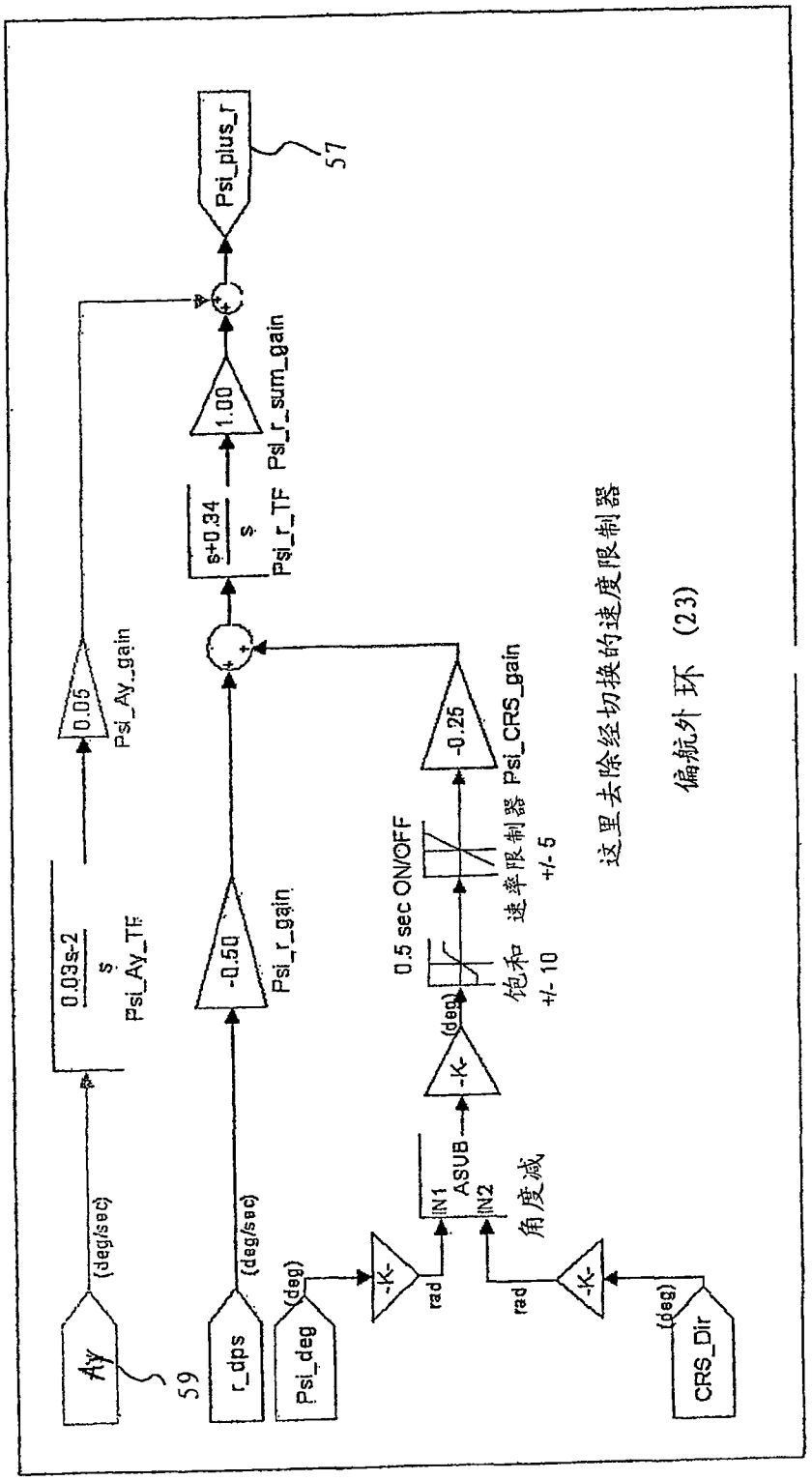

Ay
(deg/sec)
59
r_dps
(deg/sec)
Psi_deg
(deg)
-K-
rad
IN1
ASUB
IN2
角度减
rad
-K-
CRS_Dir
(deg)
-K-
(deg)
0.5 sec ON/OFF
饱和
+/- 10
速率限制器
+/- 5
Psi_CRS_gain
-0.25
0.03s-2
s
Psi_Ay_TF
0.05
Psi_Ay_gain
-0.50
Psi_r_gain
s+0.34
s
Psi_r_TF
1.00
Psi_r_sum_gain
Psi_plus_r
57
这里去除经切换的速度限制器
偏航外环 (23)

图 11

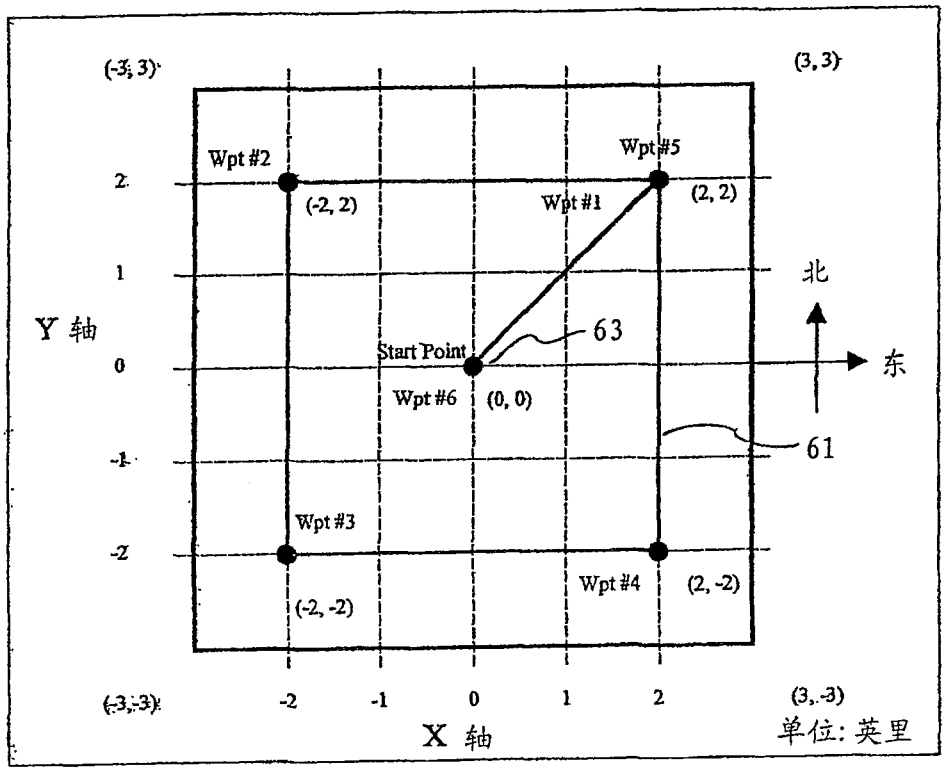

(-3, 3)
(3, 3)
Wpt #2
Wpt #5
(-2, 2)
Wpt #1
(2, 2)
北
Y 轴
Start Point
63
东
Wpt #6
(0, 0)
61
Wpt #3
Wpt #4
(2, -2)
(-2, -2)
(-3, -3)
(3, -3)
X 轴
单位: 英里

图 12

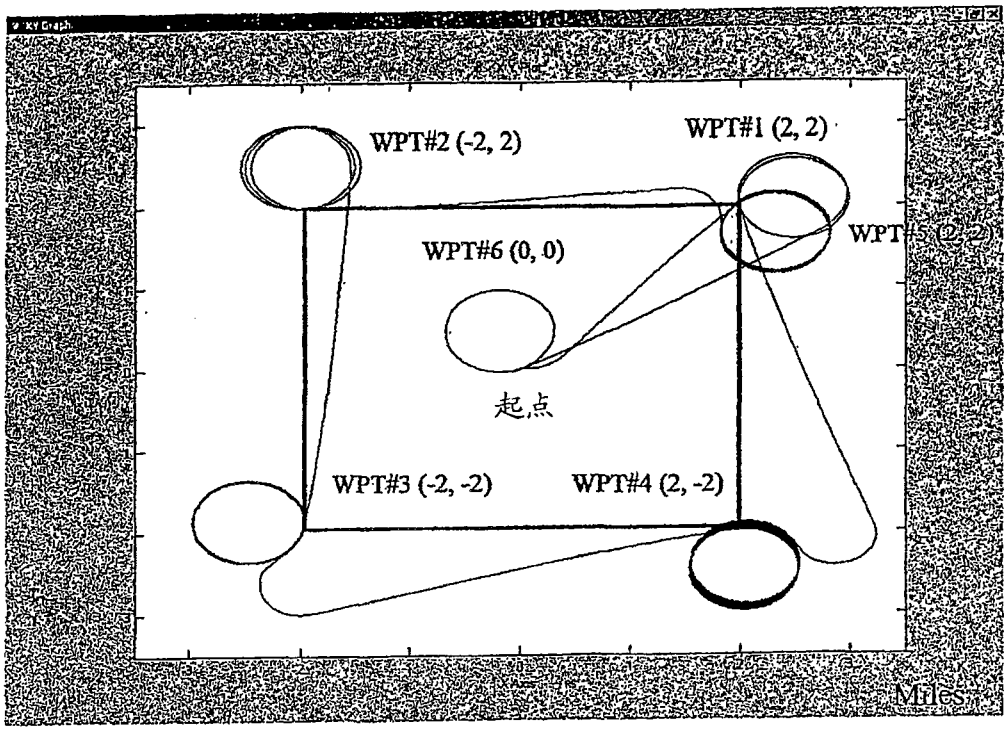


图 13

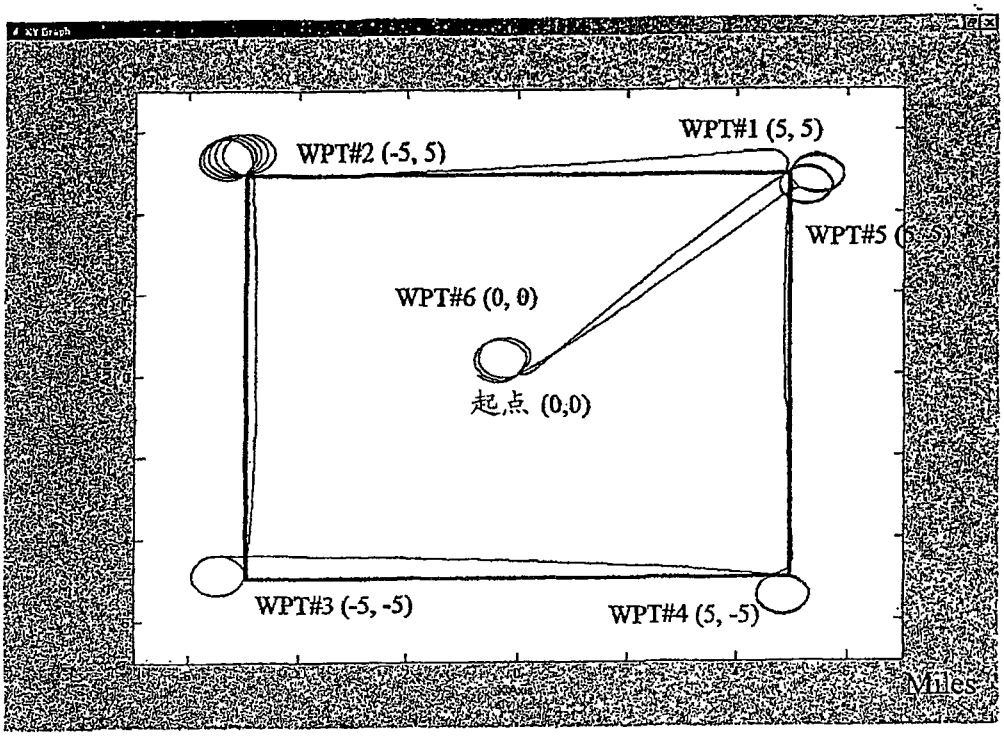

XY Graph
WPT#1 (5, 5)
WPT#2 (-5, 5)
WPT#5 (5, 5)
WPT#6 (0, 0)
起点 (0,0)
WPT#3 (-5, -5)
WPT#4 (5, -5)
Miles

图 14

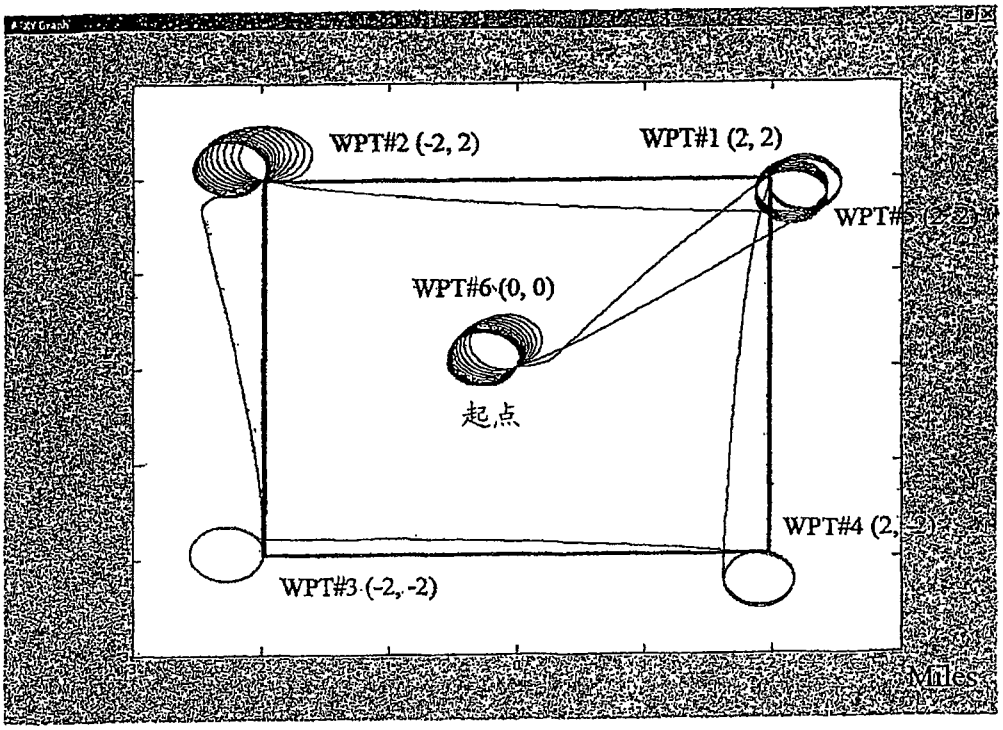


图 15

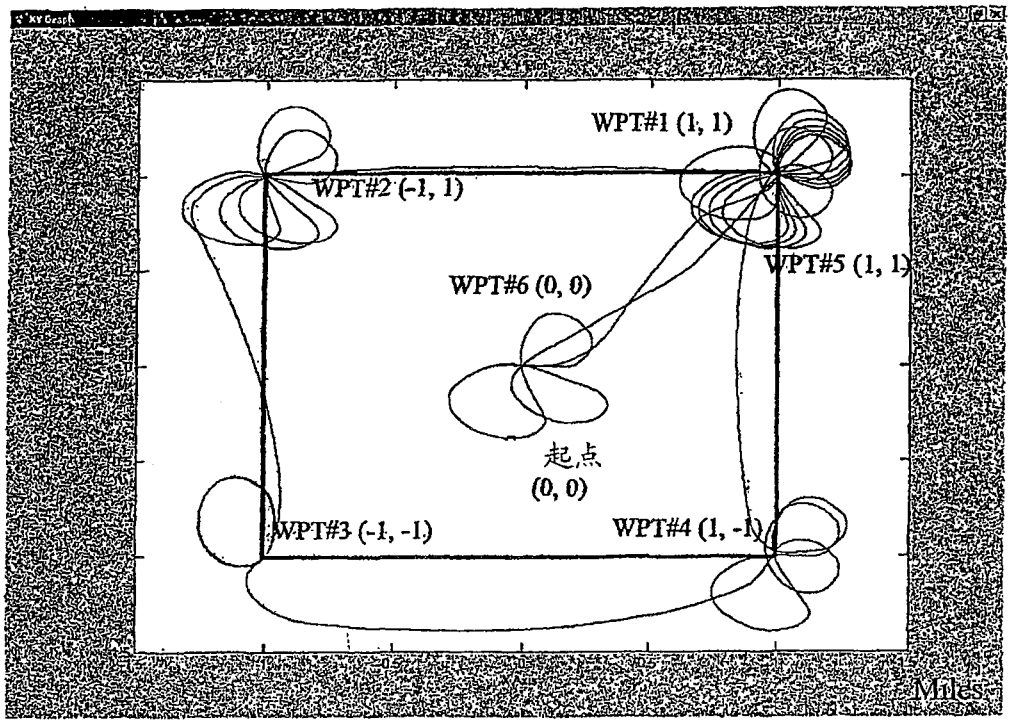


图 16