



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 96111536. X

[45] 授权公告日 2005 年 12 月 7 日

[11] 授权公告号 CN 1230721C

[22] 申请日 1996. 8. 22 [21] 申请号 96111536. X

[71] 专利权人 波音公司

地址 美国西雅图

[72] 发明人 齐奥玛斯纳玛巴第

蒙蒂·R·埃文斯

爱德华·E·科尔曼

罗伯特·J·布利格

理查德·S·布鲁豪斯

多尔·M·安德森

蒂莫西·A·尼尔森

审查员 朱 骥

[74] 专利代理机构 北京市柳沈律师事务所

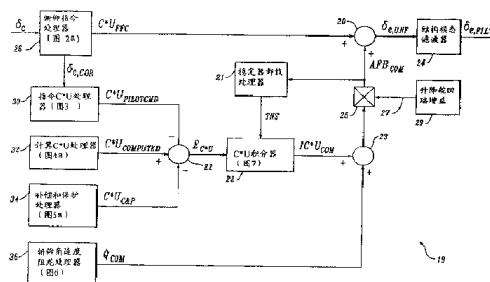
代理人 李晓舒

权利要求书 6 页 说明书 34 页 附图 16 页

[54] 发明名称 飞机俯仰增稳和指令增控系统

[57] 摘要

一种俯仰增稳和指令增控系统，其中，利用配置成接收驾驶杆输入信号并把输入信号转化为升降舵指令信号的反馈系统。系统的反馈部分处理代表当前飞机数据的信号，该信号根据以前的升降舵指令而形成。通过把驾驶杆输入信号转变为按飞行员要求的 C*U 指令信号，并且对比指令信号和在飞机当前状态基础上计算出的 C*U 指令信号，来完成系统的增稳。误差信号代表飞行员指令信号和飞机响应信号之差，误差信号积分后与升降舵指令信号相加。所以，本发明的俯仰增稳和指令增控系统实现了飞行员指令和飞行执行指令之间的零偏差。



1. 一种飞机俯仰增稳和指令控制系统，具有代表指令升降舵响应、驾驶杆位置、垂直加速度，以及飞机俯仰角速度的输入信号；这种用于改变飞机俯仰角的飞机俯仰增稳和指令控制系统呈现稳定的速度响应特性；该飞机俯仰增稳和指令控制系统包括：
- 5 (a) 一第一信号组合器，具有第一和第二输入端和一输出端；
- (b) 一俯仰角指令处理器，用于接收驾驶杆位置信号和用于提供前馈升降舵指令信号给第一信号组合器的第一输入端；
- 10 (c) 一指令 C*U 处理器，用于接收包含代表驾驶杆位置的信号的输入和用于生成包含代表指令升降舵响应的信号的输出，指令升降舵响应信号体现所需的飞行特性；
- (d) 一计算 C*U 处理器，用于接收包括代表飞机垂直加速度、飞机俯仰角速度、飞机速度和参考速度这些信号的各项输入，所述计算 C*U 处理器生成根据当前飞行状态代表计算升降舵响应的输出信号，计算升降舵响应基于至少飞机垂直加速度信号、飞机俯仰角速度信号、飞机速度信号和参考速度信号；
- 15 (e) 一第二信号组合器，用于接收计算升降舵响应信号和指令升降舵响应信号并用于生成代表计算升降舵信号与指令升降舵信号之间差值的输出信号；
- 20 (f) 一积分器，用于接收所述差值信号并用于把差值信号引向零值，积分器生成输出信号，由第二输入端接收到第一信号组合器。
2. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统，其中计算 C*U 处理器还包括第一组合装置和第二组合装置以及：
- 25 (a) 一第一增益因子 K_q ，用于施加混合增益于飞机俯仰角速度信号，然后在所述第一组合装置处组合俯仰角速度信号与速度误差信号；以及
- (b) 一第二增益因子 K_v ，用于施加速度稳定性增益于速度误差信号，然后在所述第二组合装置处组合速度误差信号与俯仰角速度信号。
3. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统，其中垂直加速度信号是地球基准垂直加速度信号，俯仰角速度信号是地球基准俯仰角速度信号。
- 30

4. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中俯仰角指令处理器包括偏压校正装置, 连接的用于接收驾驶杆位置信号并用于提供校正驾驶杆位置信号给指令 C*U 处理器作为代表驾驶杆位置的信号, 偏压校正装置用于当驾驶杆处于中性位置时减小驾驶杆位置的偏压。

5 5. 按照权利要求 4 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中偏压校正装置包括一限定装置, 用于把校正信号限定于一预定范围内的某一数值, 此范围代表驾驶杆位置信号数值。

6. 按照权利要求 4 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中偏压校正装置包括:

10 (a) 一第三组合装置, 用于组合驾驶杆位置信号与代表所需校正量的信号;

(b) 一开关, 具有致动和解动状态, 此开关当活动式驾驶杆被实际上移开中性位置时被设定于解动状态, 致动状态把校正信号设定于与驾驶杆位置信号相同的数值。

15 7. 按照权利要求 6 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中偏压校正装置还包括一平滑滤波器, 用于接收驾驶杆位置信号并当开关处于其致动状态时输出平滑的校正信号。

8. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中俯仰角指令处理器还包括一感觉指令系统, 用于提供力梯度输出信号给用于调节移动驾驶杆所需力的装置, 所述感觉指令系统当飞机接近失速速度或失速攻角时用于增大移动驾驶杆所需力。

20 9. 按照权利要求 8 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中感觉指令系统包括:

25 (a) 一第一力梯度分量信号, 具有相关于至少一种飞行数据输入信号的一预定数值;

(b) 一第四组合装置, 具有第一和第二输入端, 第一输入是速度信号或攻角信号, 第二输入是参考失速速度信号或参考振杆攻角信号, 此第四组合装置生成输出误差信号;

30 (c) 一换算装置, 用于修正输出误差信号, 以生成第二力梯度分量信号, 以及

(d) 一第五组合装置, 用于接收第一和第二力梯度分量信号的各项输出

并输出力梯度输出信号。

10. 按照权利要求 9 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中感觉指令系统换算装置包括:

(a) 一换算装置, 用于增大输出误差信号的数值; 以及

5 (b) 一限定器, 用于限定可接受的输出误差信号数值的范围。

11. 按照权利要求 10 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中感觉指令系统还包括一角速度限制器, 用于消除第二力梯度分量信号的剧烈变化。

12. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中指令
10 C*U 处理器包括一整形滤波器, 该整形滤波器具有一输入端和一输出端, 代表驾驶杆位置的信号被提供给输入端, 整形滤波器用于转换代表驾驶杆位置的信号为具有所需特性的指令升降舵响应信号。

13. 按照权利要求 12 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中指令
15 C*U 处理器还包括一换算装置, 用于调度指令升降舵响应信号以造成遍及飞行包线的协调一致的每克的杆力。

14. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中计算
C*U 处理器还包括一速度稳定性处理器, 它包括:

(a) 一第一组合装置, 用于组合代表参考速度的信号与代表飞机速度的
信号, 以生成代表它们之间差值的速度误差信号; 以及

20 (b) 一倍增装置, 用于施加力增益于速度误差信号。

15. 按照权利要求 14 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中速度
稳定性处理器还包括一第二组合装置, 用于组合起伏阻尼反馈信号与增益
修正的速度误差信号。

16. 按照权利要求 14 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 其中速度
25 稳定性处理器还包括一第二组合装置, 用于组合一直接配平信号与增益修正的速度误差信号, 直接配平信号提供补充的升降舵指令, 以便模拟各升降舵对于配平装置致动的即时响应。

17. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 还包括一补
30 偿和保护处理器, 用于当飞机速度低于预定数值时生成欠速信号, 欠速信号被提供给第二信号组合器的一输入端, 作为一误差信号分量。

18. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统, 还包括一补

偿和保护处理器，用于当飞机速度正在预定操作范围以外被操作时生成超速信号，超速信号被提供给第二信号组合器的一输入端，作为一误差信号分量。

19. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统，还包括：

5 (a) 一俯仰角速度阻尼处理器，用于阻尼升降舵指令短周期响应并调节短周期频率，此俯仰角速度阻尼处理器生成一俯仰角速度阻尼指令信号；

(b) 一第三信号组合器，连接的用于接收俯仰角速度阻尼指令信号和积分器输出信号，用于提供此组合给对于第一信号组合器的第二输入端。

10 20. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统，还包括一升降舵回路增益装置，用于由一升降舵回路增益来修正积分器输出信号，以便保护相对于各抖动模态的飞机升降舵响应的稳定性。

21. 按照权利要求 1 所述的飞机俯仰增稳和指令控制系统，还包括一结构模态滤波器，用于修正第一信号组合器的输出，以便保护相对于飞机各结构模态的飞机升降舵响应的稳定性。

15 22. 一种用于生成呈现稳定速度响应特性的升降舵指令信号的方法，包括如下步骤：

(a) 生成代表所需俯仰角响应的指令升降舵响应信号；

(b) 生成代表在当前状态下预期俯仰角响应的计算升降舵响应信号，包括如下步骤：

20 (i) 组合代表参考速度的信号与代表飞机速度的信号以生成代表速度误差的信号，以及

(ii) 组合代表垂直加速度的信号、代表俯仰角速度的信号，以及速度误差信号，以形成计算升降舵响应信号；

25 (c) 组合指令升降舵响应信号与计算升降舵响应信号，以生成代表它们的差值的输出信号；以及

(d) 利用输出信号来修正升降舵指令信号。

23. 一项对于利用 C* 准则的飞机俯仰角控制系统的改进方法，包括：

(a) 检测速度稳定性信号，用于使飞机回复到其配平速度，速度稳定性信号包括：

30 (i) 检测代表飞机速度的信号和代表参考速度的信号；以及

(ii) 通过一第一组合装置组合飞机速度输入与参考速度输入以生成速

度误差信号，速度误差信号被用以生成速度稳定性信号；以及

(b) 通过一第二组合装置组合速度稳定性信号与 C* 准则。

24. 按照权利要求 23 所述的对于利用 C* 准则的飞机俯仰角控制系统的改进方法，还包括通过一积分器将速度误差信号引向零值。

5 25. 一种用于生成具有速度稳定性的升降舵指令信号的方法，包括如下各步骤：

(a) 从代表驾驶杆位置的信号中生成前馈升降舵指令信号；

(b) 生成代表所需升降舵响应的指令升降舵响应；

(c) 生成代表基于当前状态飞机升降舵响应的计算升降舵响应信号，生

10 成计算升降舵响应包含如下步骤：

(i) 组合参考速度信号与飞机速度信号，以生成速度误差信号；以及

(ii) 组合垂直加速度输入信号、俯仰角速度信号与速度误差信号，以形成计算升降舵响应信号；

(d) 组合指令升降舵响应信号与计算升降舵响应信号，以形成输出差值
15 信号；以及

(e) 利用输出差值信号来修正升降舵指令信号。

26. 按照权利要求 25 所述的方法，还包括生成失速保护信号的步骤，其中组合指令升降舵响应信号与计算升降舵响应信号的步骤包括补充失速保护信号。

20 27. 按照权利要求 26 所述的方法，其中失速保护信号是飞机振杆速度的函数。

28. 按照权利要求 26 所述的方法，其中失速保护信号是飞机振杆攻角的函数。

29. 按照权利要求 25 所述的方法，还包括生成超速保护信号的步骤；
25 其中组合指令升降舵响应信号与计算升降舵响应信号的步骤包含补充超速保护信号。

30. 按照权利要求 25 所述的方法，还包括生成欠速保护信号的步骤，其中组合指令升降舵响应信号与计算升降舵响应信号的步骤包含补充欠速度保护信号。

30 31. 一种感觉指令系统，用于具有驾驶杆的飞机之中，感觉指令系统用于提供力梯度输出信号给用于调节移动驾驶杆所需力的装置，感觉指令系

统用于当飞机接近失速速度或失速攻角时增大移动驾驶杆所需力，感觉指令系统包括：

(a) 一第一力梯度分量信号，具有相关于至少一个飞行数据输入信号的一预定数值；

5 (b) 一第四组合装置，具有第一和第二输入端，第一输入是速度信号或攻角信号，第二输入是参考振杆攻角信号或参考失速速度信号，第四组合装置生成误差输出信号；

(c) 一换算装置，用于修正误差输出信号以形成第二力梯度分量信号；以及

10 (d) 一第五组合装置，接收第一和第二力梯度分量信号以生成力梯度输出信号。

32. 按照权利要求 31 所述的感觉指令系统，其中换算装置包括：

(a) 一换算装置，用于增大误差输出信号的数值；以及

(b) 一限定装置，用于限定可接受的误差输出信号数值的范围。

15 33. 按照权利要求 31 所述的感觉指令系统，其中修正装置还包括角速度限制器，用于消除第二力梯度分量信号之中的剧烈变化。

34. 一种偏压校正系统，用在具有驾驶杆和俯仰角控制系统的飞机之中，驾驶杆的位置由驾驶杆位置信号代表，偏压校正系统用于当驾驶杆处于中性位置时抑制任何驾驶杆偏压，偏压校正系统包括：

20 (a) 一第三组合装置，用于组合驾驶杆位置信号与校正信号；

(b) 一开关，具有致动和解动状态，开关当驾驶杆实际上移开其中性位置时被设定到解动状态，解动状态允许校正信号保留在其最后数值处，致动状态允许校正信号等于驾驶杆位置信号。

25 35. 按照权利要求 34 所述的偏压校正系统，还包括平滑滤波器，其为传统的延迟滤波器，用于接收驾驶杆位置信号并当开关处在致动状态时输出平滑的校正信号。

36. 按照权利要求 35 所述的偏压校正系统，还包括限定装置，用于把校正信号限定于一限定的预定范围之内的一些驾驶杆位置信号数值。

飞机俯仰增稳和指令增控系统

5 技术领域

本发明一般涉及飞机飞行控制系统，特别涉及利用俯仰增稳和指令增控系统进行飞机升降舵指令控制的仪器及方法。

背景技术

10 一些新飞机已经有目的地放宽了对飞机静稳定性的要求，包括飞机具有中性静稳定性的飞机实例。这种系统由于可以减小所需尾翼尺寸，在提高燃油效率、减轻重量和减小阻力方面可以获得显著好处。虽然，具有放宽的静稳定性的飞机可能会有一些不希望有的和无法接受的操纵品质特性。

15 一个特性就是中性稳定飞机在俯仰姿态改变后无法自动回到以前的飞行速度。在一架配平的正静稳定性飞机上，俯仰姿态随驾驶员向前推驾驶杆或向后拉驾驶杆而变化。当飞行员松开驾驶杆时，飞机短时间内将继续沿着新俯仰角飞行。随着飞机飞行速度的变化，飞机有抬头或低头的自然趋势，并回到以前的配平速度。这种趋势是常规商用飞机的一种可预期的操纵品质，飞行员驾驶飞机时自然而然地会做出反应。

20 中性稳定飞机在俯仰角调整后没有回到配平位置和飞行速度的趋势。这些飞机在保持俯仰角变化的同时飞行速度也相应改变。俯仰角变大时，飞行速度减小；俯仰角变小时，飞行速度增加。为了使飞机回到配平位置和配平速度，飞行员必须使用驾驶杆重新定位升降舵，使飞机回到配平俯
25 仰角。

还有一个对具有或不具有放宽的静稳定性的飞机都很普遍地特性是，完成某一俯仰角所需的升降舵输入量对重量变化和重心位置相对于平均气动中心的变化很敏感。重量轻且重心接近平均气动中心的飞机，只需升降舵攻角的小改变就产生飞机俯仰角的大改变。反之，一架重而且有前置重心
30 心的飞机要产生同样的俯仰角改变，就需要更大的升降舵偏度。如果没有控制增强，为得到和重量轻的飞机同样的俯仰角响应，飞行员在驾驶重量

重的飞机时必须更大地移动驾驶杆。由于这种情况需要飞行员以飞机重量和重心位置为基础调整驾驶杆输入量，而这些都是无法很快得到的信息，因而这是一种不希望有的特性。

第三种特性虽然与放宽稳定性的飞机无关，但它涉及飞行员移动驾驶杆时希望飞机做出反应的方式。众所周知，在低飞行速度时飞行员希望移动驾驶杆会产生俯仰角速度的改变。在高飞行速度时飞行员则希望移动驾驶杆会产生垂直加速度的改变。这种情况早在六十年代就认识到了，并研制了把最优飞机响应作为考虑因素的 C^* 准则。下面将详细讨论 C^* 准则。

这样，就需要有能改进飞机控制特性和操纵特性的优良的俯仰姿态控制系统。从最优角度来说，为了减少所需飞行技术的变化量，这种俯仰姿态控制系统应为飞机提供类似于正静稳定性的理想常规飞机的操纵特性(根据飞行员的观点)。这种理想控制系统应通过满足飞行员有关飞机对升降舵指令的短期响应和长期响应的期望并通过以相同的方式对飞行员的俯仰指令做出反应而不考虑飞行重量或重心移动来达到这项要求。该理想控制系统应进一步适应飞行员在低飞行速度操纵时控制俯仰角速度的期望以及在高飞行速度操纵时控制垂直加速度的期望。通过阅读下述说明，可看出本发明将直接提供这种优良的俯仰姿态控制系统。

发明内容

本发明提供增控飞机升降舵指令用的俯仰增稳和指令系统。本发明使用此处称为 C^*U 准则的准则，以提供飞机理想俯仰响应特性和俯仰轴长周期速度稳定性。该 C^*U 准则通过优化飞机俯仰角速度和垂直加速度响应以及提供常规飞机的好速度稳定性特性来完成本发明前面提到的目的。

本发明利用配置成接收驾驶杆输入信号并把输入信号转化为升降舵指令信号的反馈系统。系统的反馈部分处理代表当前飞机数据的信号，该信号根据以前的升降舵指令而形成。通过把驾驶杆输入信号转变为按飞行员要求的 C^*U 指令信号，并且对比指令信号和在飞机当前状态基础上计算出的 C^*U 指令信号，来完成系统的增稳。误差信号代表飞行员指令信号和飞机响应信号之差，误差信号积分后与升降舵指令信号相加。所以，本发明的俯仰增稳和指令增控系统实现了飞行员指令和飞机执行指令之间的零偏差。

根据本发明，俯仰增稳和指令增控系统包括一个把驾驶杆输入信号转变为前馈指令信号的俯仰指令处理器，而该信号是产生升降舵俯仰指令的两个信号之一。下面讨论第二信号分量。指令处理器还能为指令 C*U 处理器提供修正的驾驶杆位置信号，指令 C*U 处理器把修正驾驶杆位置转变为代表要求俯仰角变化的驾驶杆移动的 C*U 俯仰指令信号。

根据本发明的另一方面，计算 C*U 处理器在飞机当前状态的基础上形成计算 C*U 信号。当前优选实施例的计算 C*U 信号至少包括三个组分：垂直加速度信号，俯仰角速度信号及速度误差信号。在优选实施例中，垂直加速度信号和俯仰角速度信号都是以地球作参照，并分别由垂直加速度互补滤波器及俯仰角速度互补滤波器提供。

速度误差信号由速度稳定性处理器提供。速度稳定性处理器在形成速度误差信号时包含起伏运动阻尼。速度稳定性处理器进一步实现了允许飞行员利用配平装置设定参考飞行速度的方法。

根据本发明的其它方面，提供三个 C*U 补偿和保护信号来进一步增强飞机的操纵特性和响应特性。欠速度保护信号由失速保护处理器提供，该处理器包括建立最小参考飞行速度的附加装置，低于此速度时飞行员将无法配平，该处理器在飞机欠速度操作期间还能增强飞机响应特性和操纵特性。拉平补偿信号由拉平补偿处理器提供，以使飞机产生类似着陆期间遇到地面影响时的动作。超速度保护处理器提供超速度保护信号来指令升降舵使飞机抬头，只要飞机正处于超速度状态操作中。提供了组合装置把失速保护信号、拉平补偿信号及超速度保护信号组合形成一个 C*U 补偿和保护信号。飞行员通过移动驾驶杆产生抵消俯仰信号就可以优先于欠速度保护信号和过速度保护信号控制飞机。这样，通过有意识的选择，飞机就可以保持在欠速度或超速度状态。另外，还包括了配置改变时能减少飞行员工作负荷的配置补偿装置。

根据本发明的又一些方面，提供了另一个组合装置来组合飞行员要求的 C*U 指令信号的减法输入信号，计算出的 C*U 信号的加法输入信号以及 C*U 补偿保护信号的减法输入信号。得到的误差信号提供给积分器并输出一个积分误差信号。另一个组合装置接收积分误差信号作为加法输入信号，并把它和代表俯仰角速度阻尼指令的信号相加。提供了俯仰角速度阻尼指令信号来抑制短周期响应并调整周期频率。组合装置的输出信号作为具有

另一个前馈指令加法输入信号的组合装置的加法输入信号。这样得到的信号即 C^*U 增稳升降舵指令信号。

根据本发明的再一个方面，提供了结构模态滤波器以滤去升降舵指令信号中的频率含量。提供了稳定卸载功能来调整稳定器以便在整个飞行过程中保持升降舵控制。

本发明提供一种飞机俯仰增稳和指令控制系统，具有代表指令升降舵响应、驾驶杆位置、垂直加速度，以及飞机俯仰角速度的输入信号；这种用于改变飞机俯仰角的飞机俯仰增稳和指令控制系统呈现稳定的速度响应特性；该飞机俯仰增稳和指令控制系统包括：

- 10 (a) 一第一信号组合器，具有第一和第二输入端和一输出端；
- (b) 一俯仰角指令处理器，用于接收驾驶杆位置信号和用于提供前馈升降舵指令信号给第一信号组合器的第一输入端；
- (c) 一指令 C^*U 处理器，用于接收包含代表驾驶杆位置的信号的输入和用于生成包含代表指令升降舵响应的信号的输出，指令升降舵响应信号
- 15 体现所需的飞行特性；
- (d) 一计算 C^*U 处理器，用于接收包括代表飞机垂直加速度、飞机俯仰角速度、飞机速度和参考速度这些信号的各项输入，所述计算 C^*U 处理器生成根据当前飞行状态代表计算升降舵响应的输出信号，计算升降舵响应基于至少飞机垂直加速度信号、飞机俯仰角速度信号、飞机速度信号和
- 20 参考速度信号；
- (e) 一第二信号组合器，用于接收计算升降舵响应信号和指令升降舵响应信号并用于生成代表计算升降舵信号与指令升降舵信号之间差值的输出信号；
- (f) 一积分器，用于接收所述差值信号并用于把差值信号引向大约零
- 25 值，积分器生成输出信号，由第二输入端接收到第一信号组合器。

本发明还一种用于生成呈现稳定速度响应特性的升降舵指令信号的方法，包括如下步骤：

- (a) 生成代表所需俯仰角响应的指令升降舵响应信号；
- (b) 生成代表在当前状态下预期俯仰角响应的计算升降舵响应信号，包
- 30 括如下步骤：
 - (i) 组合代表参考速度的信号与代表飞机速度的信号以生成代表速度

误差的信号，以及

(ii) 组合代表垂直加速度的信号、代表俯仰角速度的信号，以及速度误差信号，以形成计算升降舵响应信号；

5 (c) 组合指令升降舵响应信号与计算升降舵响应信号，以生成代表它们的差值的输出信号；以及

(d) 利用输出信号来修正升降舵指令信号。

本发明另提供一项对于利用 C*准则的飞机俯仰角控制系统的改进方法，包括：

10 (a) 速度稳定性信号，用于使飞机回复到其配平速度，速度稳定性信号包括：

(i) 代表飞机速度的信号和代表参考速度的信号；以及

(ii) 一第一组合装置，用于组合飞机速度输入与参考速度输入以生成速度误差信号，速度误差信号被用以生成速度稳定性信号；以及

(b) 一第二组合装置，用于组合速度稳定性信号与 C*准则。

15 本发明又提供一种用于生成具有速度稳定性的升降舵指令信号的方法，包括如下各步骤：

(a) 从代表驾驶杆位置的信号中生成前馈升降舵指令信号；

(b) 生成代表所需升降舵响应的指令升降舵响应；

20 (c) 生成代表基于当前状态飞机升降舵响应的计算升降舵响应信号，生成计算升降舵响应包含如下步骤：

(i) 组合参考速度信号与飞机速度信号，以生成速度误差信号；以及

(ii) 组合垂直加速度输入信号、俯仰角速度信号与速度误差信号，以形成计算升降舵响应信号；

25 (d) 组合指令升降舵响应信号与计算升降舵响应信号，以形成输出差值信号；以及

(e) 利用输出差值信号来修正升降舵指令信号。

30 本发明再提供一种感觉指令系统，用于具有驾驶杆的飞机之中，感觉指令系统用于提供力梯度输出信号给用于调节移动驾驶杆所需力的装置，感觉指令系统用于当飞机接近失速速度或失速攻角时增大移动驾驶杆所需力，感觉指令系统包括：

(a) 一第一力梯度分量信号，具有相关于至少一个飞行数据输入信号的

一预定数值;

(b) 一第四组合装置, 具有第一和第二输入端, 第一输入是速度信号或攻角信号, 第二输入是参考振杆攻角信号或参考失速速度信号, 第四组合装置生成误差输出信号;

5 (c) 一换算装置, 用于修正误差输出信号以形成第二力梯度分量信号:
以及

(d) 一第五组合装置, 接收第一和第二力梯度分量信号以生成力梯度输出信号。

10 本发明还提供一种偏压校正系统, 用在具有驾驶杆和俯仰角控制系统的飞机之中, 驾驶杆的位置由驾驶杆位置信号代表. 偏压校正系统用于当驾驶杆处于中性位置时抑制任何驾驶杆偏压, 偏压校正系统包括:

(a) 一第三组合装置, 用于组合驾驶杆位置信号与校正信号;

15 (b) 一开关, 具有致动和解动状态, 开关当驾驶杆实际上移开其中性位置时被设定到解动状态, 解动状态允许校正信号保留在其最后数值处, 致动状态允许校正信号大致上等于驾驶杆位置信号。

附图说明

结合附图参考下述详细说明可以更容易地理解本发明的上述各个方面及其伴随的优点, 附图中:

20 图 1 是根据本发明说明形成的整个俯仰增稳指令增控系统的控制图:

图 2a 为图 1 中俯仰指令处理器的控制图;

图 2b 为图 2a 中感觉指令系统的控制图;

图 2c 为图 2a 中驾驶杆零偏差抑制器的控制图;

图 3 为图 1 中指令 C*U 处理器的控制图;

25 图 4a 为图 1 中计算 C*U 处理器的控制图;

图 4b 为转弯补偿处理器的控制图;

图 4c 为俯仰角速度互补滤波器的控制图;

图 4d 为垂直加速度互补滤波器的控制图;

图 4e 为图 4a 中速度稳定处理器的控制图;

30 图 5a 为图 1 中补偿和保护处理器的控制图;

图 5b 为图 5a 中失速保护处理器的控制图;

图 5c 为图 5a 中拉平补偿处理器的控制图；
 图 5d 为图 5a 中超速度保护处理器的控制图；
 图 6 为图 1 中俯仰角速度阻尼处理器的控制图；
 图 7 为图 1 中 C*U 积分器的控制图。

5

具体实施方式

本发明旨在提供一种可为任何飞机提供良好控制面响应的俯仰稳定和指令系统，包括飞行员驾驶时具有良好操纵特性的具有放宽稳定性的飞机。本发明提出一种称为 C*U(读作 C 星号 U)准则的新概念来实现这些要求。本文所定义的 C*U 准则是以六十年代中期发展的 C*准则为基础的，下面将简

10

述之。

通用 C*准则

在六十年代中期之前，飞机任一特定纵向机动的操纵特性通常是通过对比驾驶杆输入信号产生的俯仰角速度响应和飞行员获取的可接受俯仰角速度响应的定界来评估的。如果响应是在一定的包线内，就认为是可接受的。这类分析用来评估飞机在高速和低速状态下的性能。然而已证实在高速状态下对飞行员来说最显著的运动信号提示是飞机的垂直加速度。因此，需要找到一种方法来表示同时考虑俯仰角速度和垂直加速度响应的可接受的飞机性能。

15

六十年代，C*分析法被发展为一种评估全部纵向飞机响应和考虑了低速和高速状态下主驾驶员运动信号提示的操纵特性的方法。C*是一种用于短周期飞行操纵品质评估的方法。C*变量定义为俯仰角速度和垂直加速度之和。

20

$$C^* = N_z + K_q q \quad (1)$$

25

其中 N_z 为机体垂直加速度， K_q 为混合增益， q 为机体俯仰角速度。

30

C*变量是评估飞机纵向动态响应特性好坏的标志。选择俯仰角速度和垂直加速度的原因是它们分别是飞行员在低速和高速状态下的最显著的运动信号指示。使用 C*准则时，分析者应把在任意特定高速或低速纵向机动状态下算出的 C*值与飞行员获取的可接受 C*值的定界作对比。如果响应在包线范围内，就认为具有可接受的操纵特性。

自从发展了 C*准则以来，一些商用飞机和军用飞机已经把 C*准则作为

纵向控制系统的基础。单独建立在 C^* 概念基础上的控制系统能把飞行员指令转变为 C^* 指令。因此，在低飞行速度下，飞行员指令被看成是不同俯仰角速度的要求，而在高飞行速度下，飞行员指令被看成是不同垂直加速度的要求。单独建立在 C^* 变量基础上的控制系统提供了飞机的中性速度稳定特性(即，如果飞机速度改变了，飞机就没有回到配平速度的趋势)。中性速度稳定性是许多早期飞机都存在的一种特性。对于具有中性速度稳定性的飞机而言，飞机员工作负荷得到减少的同时，飞行员通过驾驶杆上的力来感觉飞机飞行速度的意识已经削弱了。

本发明使用一个新变量 C^*U ， C^*U 定义为上述 C^* 准则和一个速度稳定性项的组合，因而叫做 C^*U (U 代表速度稳定性)。 C^*U 变量可以确定如下：

$$C^*U \equiv C^* - K_V U_{\text{ERROR}} \quad (2)$$

其中 C^* 为方程(1)中定义所示， K_V 为速度稳定性增益， U_{ERROR} 为飞机纵向速度和 C^*U 参考速度之间的误差。 U_{ERROR} 定义为：

$$U_{\text{ERROR}} \equiv V_{\text{CAS}} - V_{\text{REF}} \quad (3)$$

其中 V_{CAS} 为飞机校准飞行速度， V_{REF} 为一参考速度。有关的 U_{ERROR} 可以根据等效飞行速度、实际飞行速度，指示飞行速度，以及/或马赫数计算出来，在这些情况下 K_V 的数值将跟这里叙述的不同。

在简化项中，本发明的控制律接收了一个驾驶杆输入信号并产生了一个前馈 C^*U 升降舵指令。此外，根据飞机理想的响应计算飞行员输入的 C^*U 指令。在飞机的当前气动特性基础上，根据方程(2)中的各项计算得出计算 C^*U 信号。计算 C^*U 信号与飞行员输入的指令进行对比就得出了误差信号。积分该误差信号，并把它和前馈 C^*U 升降舵指令及俯仰角速度阻尼指令组合就形成了升降舵俯仰指令的输出信号。这一点将在下面的第一部分详细解释。

正如从下述说明可以更好地理解，虽然本发明被设计成供放宽稳定性飞机控制系统使用，而且说明时与这样一种系统相联系，但可以理解，如果需要的说，本发明也能够适用于其它类型的飞机控制系统。其次，根据惯例，虽然本发明的例示和说明采取包含设计完成特定功能的分立框的控制律的形式，但可以理解，本发明实际上可以用各种不同方法完成。例如，所述控制律的不同功能可由适当编程的数字式计算机系统完成。另一种方法是，这些功能可以由数字电路或模拟电路完成。

下面将分成七个部分进行详细说明。第一部分讨论整体增强俯仰控制系统和它的主要部件。其它部分分别详细讨论各主要部件。

1. 俯仰增稳和指令增控系统的讨论

图 1 表示根据本发明的俯仰增稳和指令增控系统 19 的控制图。俯仰增稳和指令增控系统 19 的输出信号是升降舵指令 $\delta_{c, \text{FILT}}$ ，它最终送到升降舵伺服机构指令它和调整升降舵。图 1 是一个简化图，因而设有包括所有的输入信号。其余的图将给出更多信息。

升降舵指令信号 $\delta_{c, \text{FILT}}$ 在被俯仰增稳和指令增控系统 19 送出前，先由结构模态滤波器 24 滤波，而结构模态滤波器 24 的输入信号是由第一组合装置 20 形成的未滤波的升降舵指令信号 $\delta_{c, \text{UNF}}$ 。结构模态滤波器 24 试图滤去未滤波的升降舵指令信号 $\delta_{c, \text{UNF}}$ 中可能干扰飞机结构模态的频率含量。这样做是为了避免不良和/或不稳定飞行特性以及避免在特定控制机动时引起飞机振动或共振。优选的结构模态滤波器 24 取决于飞机的特定结构频率。使该滤波器包含在指令系统 19 中还可以有很多方式。它可以放在指令系统 19 的任一处，或者可以分离成不同部分并放在不同位置上。

第一组合装置 20 使 C^*U 前馈指令 C^*U_{FFC} 与增稳反馈指令 AFB_{COM} 组合。前馈指令 C^*U_{FFC} 以由 C^*U 俯仰指令处理器 26 修正的飞行员驾驶杆输入信号 δ_c 为基础。 C^*U 前馈指令 C^*U_{FFC} 最好是相关驾驶杆的运动，但本发明包含使用由自动驾驶仪或其它控制源来的指令升降舵位置输入信号，来代替飞行员驾驶杆输入信号 δ_c 。

优选地，操作俯仰指令处理器 26 以完成多重任务，包括管理驾驶杆的“感觉”，连接外部操纵系统，消除驾驶杆零偏差，形成 C^*U 前馈指令 C^*U_{FFC} 以及在适当时机开通自动驾驶仪输入信号模式。俯仰指令处理器 26 还计算出一个修正的驾驶杆位置信号 $\delta_{c, \text{COR}}$ 供俯仰增稳和指令增控系统 19 的其它部分使用。当然，对一具体应用而言，并非所有这些功能都适宜。俯仰指令处理器 26 的主要任务是把飞行员驾驶杆输入信号 δ_c 转变为 C^*U 升降舵位置(这里 C^*U_{FFC} 最好以度为单位)以及转变为修正的驾驶杆位置信号 $\delta_{c, \text{COR}}$ 供指令 C^*U 处理器 30 使用。俯仰指令处理器 26 将在下面第 2 部分详细讨论，并如图 2a、图 2b 及图 2c 所示。指令 C^*U 处理器 30 将在第 3 部分详细讨论，并如图 3 所示。

增稳反馈指令 AFB_{COM} 通常是通过在乘法器 25 中用升降舵回路增益系数 29 来修正 C^*U 积分指令 IC^*U_{COM} 和俯仰角速度阻尼指令 Q_{COM} 的组合而形成。 C^*U 积分指令 IC^*U_{COM} 代表 C^*U 误差信号的积分, C^*U 如上面方程(2)所定义。俯仰角速度阻尼指令 Q_{COM} 为短周期响应和短周期频率的调整提供阻尼。俯仰角速度阻尼指令 Q_{COM} 将在下面第 6 部分中详细讨论, 并如图 6 所示。 IC^*U 和 Q_{COM} 的组合由组合装置 23 完成。组合修正由乘法器 25 处理。升降舵回路增益系数 29 用于为颤振模态提供足够的稳定裕度。它是飞行速度的函数(即马赫数或校准飞行速度)。根据本发明所要应用的具体情况和实施例, 并非这里所讨论的所有这类因素都必要。同样地, 可以用任何希望的方式修改因素以产生升降舵指令信号 $\delta_{c, FILT}$ 。本发明包括所有此类改变。

正如从图 1 所观察到的, 本发明的优选实施例还通过稳定器卸载处理器 21 利用增稳反馈指令 AFB_{COM} 来产生一个配平消除信号 TNS。稳定器卸载处理器 21 调整稳定器以保证在整个飞行过程中可以得到升降舵控制。一旦增稳反馈信号指令 AFB_{COM} 超出某一阈值位置, 稳定器就开始移动。随着稳定器的移动, 稳定器位置传感器(未示出)感知稳定器卸载处理器 21 的位置, 在那里把它与增益相乘后再微分以形成配平否定信号 TNS, 把信号 TNS 提供给积分器 28 再加入到积分 C^*U 指令上。以这种方式, 稳定器运动给升降舵以附加控制, 使升降舵卸载还有助于减少飞机上的阻力负担。适当的稳定器卸载处理器 21 是已知的, 可在本发明中得到使用。例如, 配平否定指令一般自动飞行系统提供。本发明的新颖性包括把稳定器卸载处理器 21 定位在俯仰增稳和指令增控系统 19 的那一部分, 它只代表升降舵俯仰指令信号 $\delta_{c, FILT}$ 的增稳部分。这一点很重要, 因为在短周期机动状态下不希望移动稳定器。

C^*U 积分指令 IC^*U_{COM} 代表俯仰增稳和指令增控系统 19 的反馈部分, 在没有飞行员输入信号时, 它指令升降舵回到配平状态。在有飞行员驾驶杆输入信号 δ_C 时, C^*U 积分指令 IC^*U_{COM} 确保飞机的响应满足飞行员的要求。 C^*U 积分指令 IC^*U_{COM} 由 C^*U 误差信号 E_{C^*U} 通过 C^*U 积分器 28 积分形成。 C^*U 积分器 28 将在下面第 7 部分详细讨论。误差信号 E_{C^*U} 的积分可使俯仰增稳和指令增控系统 19 在飞行员要求的 C^*U 指令 $C^*U_{pilotCmd}$ 与计算的 C^*U 信号 $C^*U_{computed}$ 和补偿保护信号 $C^*U_{C\&P}$ 的和之间不断地尝试消除任何差别。

飞行员要求的 C*U 指令 C^*U_{pilotcmd} 在基本功能是把修正驾驶杆位置信号 $\delta_{C.COR}$ 转化为 C*U 形式的指令 C^*U 处理器 30 中形成，因而被称为飞行员要求的 C*U 指令 C^*U_{pilotcmd} 。指令 C^*U 处理器 30 将在下面第 3 部分详细讨论。计算 C*U 信号 C^*U_{computd} 根据方程(2)在计算 C*U 处理器 32 中形成，
5 并将在下面第 4 部分讨论。C*U 补偿保护信号 $C^*U_{C\&P}$ 在补偿保护处理器 34 中形成，并将在下面第 5 部分讨论。

本发明中为完成任务要求的控制回路的变化可能是很广泛的。因此这里所解释的整个结构应被看作是示范性的，而不是限制性的。虽然这里给出了优选实施例，然而仍然可以理解，某些应用可能并不需要包括所有的
10 因素。同样地，为了获得所需特定结果可以加上一些已知的控制因素，即使不是本文已经给出的或论述过的因素。

另外，在优选实施例中描述的本发明的系统及方法的过程中，在系统的一些点上使用了增益和传递函数的概念。这里使用传递函数的概念广泛地解释为包括时间滞后或超前、放大(线性或非线性)、衰减、积分等方面。
15 这样，定义包括了增益的概念。各种形式的传递函数在数学上常以拉普拉斯变换符号表示，并能够通过模拟形式或数字形式实现。模拟装置的实例包括线性放大器、电容器、电感器、电阻器及包括一部分或所有这些装置的网络。数字装置的例子包括二进制加法器-减法器、比较器、反向器、
控制换算器及顺序处理数字编码数据的数字处理器。

20 这里所用的“组合装置”这个词有广泛解释，包括数字式二进制意义上的信号组合，因此包括加法、减法、乘法及除法。这些组合装置可以包括模拟装置，比如加法放大或晶体管，也可以包括数字式装置，比如二进制加法器、减法器、比较器或中央处理装置的算术逻辑装置中的移位寄存器。

25 2. 俯仰指令处理器 26 的讨论

2a. 俯仰指令处理器 26

图 2a 是俯仰指令处理器 26 的框图，对它相对于图 1 中整个系统安排作简要说明。如前所述，俯仰指令处理器 26 的基本功能是把飞行员驾驶杆输入信号 δ_C 转变为升降舵指令 $\delta_{C.FILT}$ 的前馈指令 C^*U_{FFC} 部分，并生成修正
30 的驾驶杆位置信号 $\delta_{e.COR}$ 供图 1 中指令 C^*U 处理器 30 所用。在图 2a 所述的安排中，飞行员驾驶杆输入信号 δ_C 耦合到感觉系统 56。正如所知，感觉系

统在驾驶杆上建立了机械力,在移动驾驶杆比中线位置(卡停位置)超前或向后时这种力必须克服。正如所知,感觉系统所建立的力随驾驶杆偏移的增加而增加,并且驾驶杆力的特性随飞机飞行速度的改变而改变(低速飞行时需要较小的力,高速飞行时需要较大的力)。

5 虽然本发明使用了对现有技术(由图 2a 中感觉系统 56 提供)来说很普通的力的关系,但本发明以如下方式补充了各种力的关系来改变驾驶杆力的特性:(1)提醒飞行员欠速度状态和超速度状态;(2)着陆时为飞行员提供预期的驾驶杆拉平响应;(3)飞机攻角达到和/或超出失速值(α_{ss})时能使驾驶杆力迅速增大。本发明构成的这种方法及在欠速度状态、超速度状态和着陆
10 拉平状态下操作的这种方法将参照图 5a~图 5c 进行说明。当飞机接近或处于失速状态时本发明能够迅速增大指令驾驶杆力的特性由图 2a 中感觉指令系统 52 所示,并将参照图 2b 进行说明。

继续说明图 2a,感觉系统 56 提供指令驾驶杆位移信号 58 并把它耦合到驾驶杆零偏差抑制器 60 上。驾驶杆零偏差抑制器 60 接收指示指令驾驶
15 杆相对中线位置(卡停位置)偏移的线性变量微分变换器或其它传感器的输出信号(由图 2a 中箭头 58 所示)。参照图 2c 所述,驾驶杆零偏差抑制器 60 补偿了驾驶杆位置传感器输出信号中存在的信号偏移或偏差(例如指令驾驶杆处于卡停位置时传感器提供的非零信号)。当指令驾驶杆处于卡停位置时,本发明的驾驶杆零偏差抑制特性可以确保飞机处于配平状态(例如在飞行速
20 度等于 C^*U 参考速度 V_{REF} 时)。

修正的驾驶杆位置信号 $\delta_{C,COR}$ 由图 2a 中驾驶杆零偏差抑制器 60 形成,把它提供给图 2a 的传递装置 64,并且如图 1 所示,它还带提供给了指令 C^*U 处理器 30,这一点将参照图 3 进行说明。

图 2a 中的传递装置 64 把由驾驶杆零偏差抑制器 60 提供的修正的驾驶
25 杆位置信号 $\delta_{C,COR}$ 转变为信号 C^*U_{FFC} ,信号 C^*U_{FFC} 是升降舵指令信号 δ_e,UXF 的一部分。正如所知,传递装置 64 进行的信号转换由所用的特定感觉系统 56 和飞机的其它特性支配。正如所知,由传递装置 64 进行的信号变换可以被列为飞行速度的函数,也可以被安排用于显示任何需要或希望的频率响应。

30 由图 2a 中的开关 66 所示,飞机没有使用自动驾驶仪时,由传递装置 64 提供的信号被耦合到图 1 中的加法装置 20 上并作为 C^*U 前馈指令信号

C^*U_{FFC} 。当使用自动驾驶仪时，信号被提供给开关 66，自动驾驶仪 68 提供它自己的 C^*U 前馈指令 $C^*U_{A/P, FFC}$ 型式。另外，如前所述，自动驾驶仪可以产生等效 δ_C 或者移动驾驶杆。在这些状态下，开关 66 保持图 2a 中所示状态。

5 2b. 感觉指令系统 52

图 2b 中所示的感觉指令系统 52 组合图 2a 中感觉系统 56 使用的两个信号分量 103, 97, 用于产生适当的指令驾驶杆力梯度。第一感觉指令信号分量 103 对应常规飞机感觉系统使用的感觉指令类型。特别是，按照图 2b 的安排，代表一个或几个飞行数据参数的信号(用箭头 102 指示)提供给查阅表 100, 或者在另一种安排下，把飞行数据信号转变为显示作为飞机飞行速度和诸如飞机俯仰角速度等其它参数的函数的所需力梯度的感觉指令信号。根据图 2b 的安排，由查阅表 100 提供的感觉指令信号 103 并不直接提供给飞机感觉系统(例如图 1 中的感觉系统 56)，相反地，它被提供给组合装置 98, 在那里它与第二感觉指令信号分量 97 组合在一起。

15 依据本发明和如下所述，在低飞行速度状态(或高攻角状态)下第二感觉指令信号分量能显著改变飞行员保持或移动处于卡停位置之后的驾驶杆时(抬头指令)所需的力。根据图 2b 的安排，代表飞机滤波攻角(或者也可以说是滤波飞行速度)(由箭头 50 所示)的信号提供给组合装置 90 作为加法输入信号。加到组合装置 90 的减法输入信号是一种代表攻角轻微超过飞机振杆攻角时代表的信号(由图 2b 中箭头 104 所示)(或者是代表飞行速度略低于振杆飞行速度时的信号)。正如所知，代表振杆攻角或振杆飞行速度的信号可以从诸如告警电子系统或其它能提供失速警告的系统中获得。

25 组合装置 90 的输出信号提供给具有一个增益因子的换算装置 92, 这个增益因子可能是常数或者可能根据飞机襟翼设置和/或指示飞机飞行速度的一个或几个飞行数据信号算出。换算装置 92 确定了力梯度，当飞机处于振杆攻角之处(或低于振杆飞行速度)操作时，力梯度被加到标称感觉指令力梯度上。根据襟翼和/或飞行数据调节换算装置 92 的增益在多数情况下并无必要，但是可以被包括，以便获得对作为飞行速度函数的驾驶杆力的变化的精确控制。

30 由换算装置 92 提供的信号代表滤波后的攻角和略超出振杆攻角的合适值之间的差值(或滤波后的飞行速度和略低于振杆速度的合适的飞行速度之

间的差值),并把它提供给限制器 94。当滤波后的攻角不高于振杆攻角(减去小裕度)时,或者当滤波后的飞行速度不低于振杆飞行速度(加上小裕度)时,限制器 94 有一个零上限值来消除产生的信号。当飞机超出振杆攻角(或低于振杆飞行速度)时,限制器 94 的下限被选择为确定图 2b 给出的能确定驾驶杆是否在卡销停止位置后部的最大力。

继续讨论图 2b 的布局,由限制器 94 提供的信号通过速度限制器 96 提供给组合装置 98 的第二加法输入信号。速度限制器 96 滤波或校平信号后提供给组合装置 98 来消除可能发生在代表飞机攻角和滤波后飞行速度的飞机信号中的信号高度突变。正如所知,其它不同的布局如后滞滤波器也可以被用来以类似于图 2b 中速度限制器 96 的方式“校平”信号。正如前面提到过的,由图 2b 中组合装置 98 提供的信号作为系统感觉指令信号 54 提供给飞机感觉系统(图 2a 中的 56)。

2c. 驾驶杆零偏差抑制器 60

图 2a 中的驾驶杆零偏差抑制器 60 用的目前优先使用的控制律由图 2c 示出。参照图 2a 的描述,本发明采用驾驶杆位置零偏差修正来补偿偏移式偏差分量,当相关指令驾驶杆处于中线位置(卡停位置)时,这些偏移式偏差分量可能出现在由指令驾驶杆位置传感器提供的信号中。

在图 2c 所述的布局中,由指令驾驶杆线性变量微分转换器(或其它传感器)提供的信号(用箭头 58 指示)被提供为组合装置 82 的加法输入信号,组合装置 82 的输出信号为修正驾驶杆位置信号 $\delta_{C, COR}$ 。由本发明提供的补偿或修正信号 81 提供给组合装置 82 的减法输入端。

如图 2c 所示,由本发明提供的修正信号 81 由积分器 80 提供,积分器 80 也和组合装置 72 的减法输入信号相连。组合装置 72 的加法输入信号由指令驾驶杆位置传感器信号(箭头 58)通过限制器 70 提供。组合装置 72 的输出信号通过换算装置 74 的增益因子 K_1 来调节,并提供给开关 78 的一端。开关滑片与积分器 80 的输入信号相连。如框 76 所示,当开关 78 没有接通时(例如处于图 2c 所示位置),积分器 80 就没有输入信号。

图 2c 的布局操作如下。当没有使用飞机自动驾驶仪并且驾驶杆相对卡停位置有很小位移或没有位移时,开关 78 接通而使积分器 80 的输入和换算装置 74 的输出相联。这样,当开关 78 接通时,由指令驾驶杆传感器提供的信号通过限制器 70、组合装置 72 及换算装置 74 与积分器 80 的输入相

联,同时由积分器 80 提供的输出信号被反馈到组合装置 72 的减法输入端。如该技术的专业人员所知,这种反馈安排符合常规后滞滤波器的安排。这样,除短时间延迟外,提供给组合装置 82 的减法输入的零偏差修正信号 81 与由指令驾驶杆传感器提供的信号相等(只要指令驾驶杆传感器信号处于限制器 70 的范围之内)。因此,当驾驶杆保持在卡停位置或中线位置且驾驶杆传感器信号处于限制器 70 范围内时,由组合装置 82 提供的修正的驾驶杆控制信号实际上等于零。在这方面,设置限制器 70 的范围使典型的指令驾驶杆传感器偏差式偏移信号处于限制器范围之内,但对更大的信号则不然。

当飞行员用力移动驾驶杆脱离卡停位置时,开关 78 断开,致使积分器 80 没有信号输入(框 76 所示)。当没有信号输入给积分器 80 时,其输出信号保持不变。这样,提供给组合装置 82 减法输入的信号将与指令驾驶杆传感器的偏移或偏差分量保持相等。这意味着指令驾驶杆传感器信号的偏差或偏移分量将不会出现在由组合装置 82 提供的修正的驾驶杆位置信号中。

当操纵力不足或力传感器指示力失效或出错时,开关 78 被起动。这就允许零偏差抑制器即使在驾驶杆力传感器信号失效状态下也能很好地起作用,并且当飞行员从卡停位置移动驾驶杆时能使开关 78 保持接通状态。特别是,在这样一种失效状态下,包括组合装置 72、换算装置 74 及积分器 80 在内的信号路线将继续作为后滞滤波器而起作用。然而,由于提供给组合装置 72 加法输入的输入信号不可能超出限制器 70 的范围,因而只会有少量指令驾驶杆位置信号损失。特别是,本发明所采用的线性变量微分变换器及其它位置传感器的偏移或偏差信号通常不大于最大驾驶杆偏度信号的百分之几。基于此,当指令驾驶杆离开卡停位置时,如果开关 78 保持接通就对飞机俯仰控制所需的飞行员指令驾驶杆几乎没有影响或没有值得注意的影响。而且当指令驾驶杆实际上处于卡停位置时,这种安排会继续提供实际为零的输出信号。

3. 指令 C^*U 处理器 30 的讨论

正如根据图 1 所讨论的那样,在图 2 中由驾驶杆零偏差抑制器 60 所提供的修正的驾驶杆位置信号又提供给指令 C^*U 处理器 30,该处理器又将修正的驾驶杆位置信号转变成代表飞行员输入的 C^*U 俯仰指令信号(即图 1 中的 C^*U_{pilotcmd} 信号)。同样正如在图 1 中所讨论的那样,飞行员 C^*U 俯仰指令信号被提供给组合装置 22,并且在那里它又与 C^*U 补偿保护信号 $C^*U_{C\&P}$ (在

图 5a 至图 5d 中讨论)和 C*U 俯仰指令的计算值 C^*U_{computed} (将在图 4 中讨论)组合。

在图 3 所示的指令 C*U 处理器 30 中,修正的控制驾驶杆位置信号 $\delta_{C.COR}$ 提供给滤波器 110 或另一个等效装置,该装置能以可将修正的驾驶杆位置信号 $\delta_{C.COR}$ 转变成具有所需特性的俯仰控制信号的方式提供信号形成(例如,控制驾驶杆位移与俯仰姿态指令之间的所需关系)。箭头 120 所示代表冲击压力(或其他代表飞行速度的飞行数据信号)的信号提供给换算装置 112。换算装置 112 建立了一个增益周期以使图 3 装置所提供的输出信号最终成为在整个飞行包线范围内显示相对一致的每克的杆力的 C*U 信号。倍增器 116 将换算装置 112 输出的信号与滤波器 110 提供的信号相加而输出一个飞行员所要的 C*U 指令 C^*U_{pilotsmd} 。如开关 118 所示,无论自动驾驶仪(图 3 中 68)开关与否,倍增器 116 所输出的信号都输入到图 1 中的加法装置 22。如果自动驾驶仪接通,由自动驾驶仪产生的 C*U 指令信号 $C^*U_{\text{AP.CMD}}$ 通过开关 118 输入到图 1 中的加法装置 22。在自动驾驶仪指令以驾驶杆指令出现的情况下,开关 118 将保持在图 3 所示位置。

4. 计算 C*U 处理器 32 的讨论

4a. 计算 C*U 处理器 32

计算 C*U 处理器 32 是俯仰增稳和指令增控系统用于确定以当前(这里指的是反馈)值为基础的 C*U 的部分。结合方程(1)和(2)产生如下判别式准则:

$$C^*U = N_z + k_q q - K_V (V_{\text{CAS}} - V_{\text{REF}}) \quad (4)$$

由计算 C*U 处理器 32 进行的信号处理过程实现这个过程。

正如将在第 4c 部分和第 4d 部分说明的,在目前优选的实施例的 C*U 的执行中,垂直加速 N_z 和飞机俯仰角速度 q 是以地球而不是以飞机机身参照的。

方程(4)中的 C*部分由图 4a 中的组合装置 132 产生,组合装置 132 有一个垂直加速度信号 N_z 作为加法输入信号。俯仰角速度信号 q 由换算装置 140 的增益因子 K_q 调节。换算装置 140 的输出信号提供给组合装置 132 作为第二加法输入信号。组合装置 132 提供 C*准则,输入信号 N_z 和 q 最好如图 4b、4c 及 4d 中所述地形成,其中垂直加速度信号 N_z 最好是一个相对于地球参照系的转弯补偿垂直加速度信号(基于图 4c 中的符号 Z_{EST})。同样地,俯仰

角速度信号 q 最好是一相对于地球参照系的转弯补偿俯仰角速度信号(基于图 4d 中的符号 θ_{EST})。用于形成 Z_{EST} 和 θ_{EST} 的处理器将在下面第 4c 部分和 4d 部分进行讨论。

方程(4)的第二部分速度稳定性信号 $K_V(V_{CAS}-V_{REF})$ 在速度稳定性处理器 5 151 中形成。 C^* 准则作为输入信号输入到组合装置 134, 速度稳定性信号 $K_V(V_{CAS}-V_{REF})$ 也输入组合装置 134。组合装置 134 提供整个计算 C^*U 信号 $C^*U_{computed}$ 给图 1 中的组合装置 22 来生成上面第 1 部分所述的误差信号 E_{C^*U} 。

在计算 C^*U 信号处理器 32 的优选实施例中, 只有使用自动驾驶仪时开关 154 才允许速度稳定性处理器 151 提供速度稳定性信号 $K_V(V_{CAS}-V_{REF})$ 。10 当使用自动驾驶仪时, 开关接通并接收零输入信号。本发明当前优选实施例中所用的自动驾驶仪包括控制飞行速度的仪器。如果本发明的特定应用中没有使用自动驾驶仪, 或者使用中也没有飞行速度控制, 那么这个特定开关 154 就没有必要。

根据经典 C^* 准则, 俯仰角速度增益 $K_q = 0.217$ 。可以根据飞行员的喜好15 选择不同值。但是, 这个值应该在飞行速度为 400 英尺/秒时有益于 C^* 的产生, 产生的 C^* 中, N_z 和 q 都有同样的贡献。这个用于形成 N_z 、 q 及 $K_V(V_{CAS}-V_{REF})$ 的值建立在飞机垂直加速度、俯仰角速度及速度误差的基础上。下面将讨论这些项的形成。

4b. 转弯补偿处理器 200

20 图 4b 显示的转弯补偿处理器 200 用于生成用在计算 C^*U 处理器 32 和速度稳定性处理器 151 中的垂直加速度信号 N_z 和俯仰角速度信号 q 。转弯补偿处理器 200 在稳定性和控制系统设计技术方面是已知的, 因而这里只作一般论述。当飞机倾斜时, 作用在飞机上的升力仍垂直于翼面。这引起垂直作用于地球表面的升力的减少, 进而使飞机高度损失。为继续沿飞机25 未倾斜时的高度飞行, 飞行必须增加升力来补偿升力垂直于地球表面方向的减少。

因此提供转弯补偿用于增加升降舵俯仰角来补偿维持飞行高度所需增加的升力, 且不需要飞行员所需的额外驾驶杆输入信号 δ_C 。转弯补偿处理器 200 的输入信号包括滚转姿态信号 170、俯仰姿态信号 172、参考机身的垂直30 加速度信号 174、参考机身的俯仰角速度 176、飞行路线垂直加速度信号 150 及俯仰姿态速度信号 152。转弯补偿处理器 200 的输出信号包括转弯补

偿垂直加速度信号 N_z 和转弯补偿俯仰角速度信号 q 。在本发明的当前实施例中，转弯补偿仅当倾斜角小于 30 度时提供，高倾斜角时则逐渐撤去。

本发明通过使用代表以地球为参照而不是以惯性为参照的飞行路线垂直加速度信号 150 和俯仰姿态速度信号 152 的改进输入信号来改进前面的补偿安排。以地球为参照的飞行路线垂直加速度信号 150 的形成将在第 4c 部分讨论并如图 4c 所示。以地球为参照的俯仰姿态速度信号 152 的信号将在第 4d 部分讨论并如图 4d 所示。

4c. 垂直加速度互补滤波器 264

垂直加速度互补滤波器 264 产生以地球为参照的飞行路线垂直加速度信号 150，后者转而生成为以地球为参照的垂直加速度信号 N_z 。通常，垂直加速度 N_z 是关于惯性参照系的飞机加速度。本发明的俯仰增稳和指令增控系统 19 试图控制以地球为参照系而不是以飞机为参照系的飞机加速度。使用以地球为参照系而不是以惯性为参照系的垂直加速度会带来能够以不变垂直速度(包括零垂直速度)绕地飞行的良好操纵特性(例如飞机没有俯仰输入指令时也能绕地球飞行)。控制以惯性为参照系的垂直加速度就不会象以地球为参照系那样使飞机以不变垂直速度飞行。

以地球为参照的垂直的速度 Z 微分后得到以地球为参照的垂直加速度 \dot{Z} ，但是， \dot{Z} 微分时会产生不需要的并非不明显的噪音量。如图 4c 所示，本发明使用互补式滤波器来组合产生的垂直加速度信号 Z_{MFTD} 和 Z 来形成以地球为参照的飞行路线垂直加速度估计信号 Z_{EST} ，后者可以用于替代转弯补偿处理器 200 中的飞行路线垂直加速度信号 150。这就导致了转弯处理器 200 应提供一个转弯补偿的以地球为参照的垂直加速度信号 $N_{z,c}$ 。信号 $N_{z,c}$ 比通常的垂直加速度信号 N_z 更好，因为它允许飞机在没有飞行员输入信号的情况下也能绕地飞行。以地球为参照的垂直加速度 $N_{z,c}$ 可以替代垂直加速度信号 N_z 提供给计算 C^*U 处理器 30 及俯仰增稳和指令增控系统 19 的其它部分。

垂直加速度信号 Z_{MFTD} 的产生是通过在以地球为参照的 Z 轴上映射以机身为参照的加速度而实现的。这一过程在飞机稳定性和控制系统设计技术方面是已知的，并通过加速度处理器 272 指示在图 4c 中。以地球为参照的垂直速度 Z 通常是从具有惯性参照系的飞行数据系统接收到的。

如图 4c 所示，以地球为参照的飞行路线垂直加速度估计信号 Z_{EST} 由具

有两个加法输入信号的组合装置 282 提供。第一个信号是在 z-y 平面中生成的垂直加速度信号的一部分 $Z_{N_{zy}}$ 。第二个信号是由已乘以增益因子 K_{E_z} 的换算装置 270 提供的垂直速度误差 E_z 。换算装置 270 的输入信号由具有以地球为参照的垂直速度 Z 和由组合装置 278 提供的信号积分的输入的组合装置 254 提供，积分是在图 4c 中的积分器 268 上完成的。由组合装置 278 提供的信号是由以地球为参照的飞行路线垂直加速度估计信号 Z_{EST} 和沿飞机纵轴方向生成的垂直加速度信号的一部分 Z_{N_x} 的加法输入形成的。

正如所知，垂直加速度互补滤波器 264 利用以地球为参照的垂直速度 Z 来驱动以地球为参照的飞行路线垂直加速度估计信号 Z_{EST} 的稳态特性。以地球为参照的飞行路线垂直加速度估计信号 Z_{EST} 用于 C^*U 计算处理器及 C^* 和/或 C^*U 过程中。转弯补偿的以地球为参照的垂直加速度信号 N_z ，优先用于计算 C^*U 处理器，虽然也可以使用转弯被补偿的以惯性为参照的未补偿垂直加速度估计信号 Z_{EST} 或未补偿的以惯性为参照的垂直加速度信号 150。

4d. 俯仰角速度互补滤波器

俯仰角速度互补滤波器产生相对于局部水平面的俯仰姿态速度信号 152。虽然，俯仰姿态速度通常是相对于惯性参照系的飞机角速度，本发明的俯仰增稳和指令增控系统 19 却参照地球控制飞机的俯仰姿态速度。使用以地球为参照的俯仰角速度比以惯性为参照的俯仰角速度有利，因为它能提供绕地飞行时保持飞行高度不变的能力。控制以机身为参照的俯仰角速度无法使飞机自身绕地飞行，需要飞行员进行修正。

以地球为参照的俯仰姿态 θ 微分后得到以地球为参照的俯仰角速度 $\dot{\theta}$ ，微分 θ 时会带来一部分不需要的并非不明显的噪音量。如图 4d 所示，本发明使用一个互补滤波器组合生成的俯仰姿态速度信号 θ_{MFTD} 和 θ 来形成以地球为参照的俯仰姿态速度估计信号 θ_{EST} ， θ_{EST} 可以用来替代转弯补偿处理器 200 的俯仰姿态速度信号 152。这导致了转弯处理器 200 提供一个转弯补偿的以地球为参照的俯仰姿态速度信号 q_e 。这个信号 q_e 优于通常的俯仰姿态速度 q ，因为它提供了有利的长期飞机响应。以地球为参照的俯仰姿态速度信号 q_e 可以代替提供给计算 C^*U 处理器 30 以及俯仰增稳和指令增控系统 19 的其它部分的俯仰姿态速度 q 。

生成的俯仰姿态速度信号 θ_{MFTD} 通过在地球参照系上映射惯性参照的俯仰速度 q 、滚转速度 γ 及偏航速度 p 而形成。这项任务在飞机稳定性和控

制系统设计技术方面已知的，并通过俯仰速度处理器 330 由图 4d 所示。以地球为参照的俯仰姿态 θ 通常是从具有惯性参照系的飞行数据系统接收到的。

如图 4d 所示，以地球为参照的俯仰姿态速度估计信号 θ_{EST} 是由具有两个加法输入信号的组合装置 332 提供的。第一个信号是由俯仰速度处理器 330 提供的俯仰姿态速度信号 θ_{MFTD} 。第二个信号是俯仰姿态误差信号 E_0 ，由具有增益因子 KE_0 的换算装置 324 提供。换算装置 332 的输入信号由组合装置 314 提供。组合装置 314 有一个以地球为参照的俯仰姿态信号 θ 作为加法输入信号和一个以地球为参照的俯仰姿态速度估计信号 θ_{EST} 的积分作为减法输入信号。

积分在图 4d 中的积分器 328 上完成。

正如所知，俯仰角速度互补滤波器使用以地球为参照的俯仰姿态 θ 来获得以地球为参照的俯仰姿态速度估计信号 θ_{EST} 的稳定特性。转弯补偿的以地球为参照的俯仰姿态速度信号 q_c 优先用于计算 C^*U 处理器，虽然也可以使用转弯补偿的以惯性为参照的俯仰角速度 q 、以地球为参照的未补偿的俯仰角速度估计 θ_{EST} 或未补偿的以惯性为参照的俯仰姿态速度信号 152。

4e. 速度稳定性处理器 151

速度稳定性处理器 151 提供一个包括直接配平信号 372 和起伏阻尼反馈信号 400 的速度稳定性反馈信号 $K_V U_{error}$ 。而且，速度稳定性处理器 151 唯一地确定以俯仰配平位置 354 的当前位置为基础的 C^*U 参考速度 V_{REF} 。

在所描述的配置中，参考速度 V_{REF} 由俯仰配平装置 354 建立，例如手拧开关或过道竖杆，它们有三个位置，使配平装置 354 的正常位置(未接通)产生等于零的俯仰配平信号 364。

当飞行员调整俯仰配平装置 354 时，产生代表 -1 或 +1 的俯仰配平信号 364，这取决于飞行员是在配平抬头还是低头。俯仰配平信号 364 乘以乘法器 370 处的增益 k_1 ，再转化为参考飞行速度的变化率(信号 378)。只要飞行员在调整俯仰配平装置 354，就继续在积分器 376 处对参考飞行速度 378 的变化率进行积分，这样就形成了一个新的参考速度信号 382。如有需要， k_1 值可以是飞行数据的函数。

图 4e 中的 374、375 及 380 项与 V_{REF} 的初始值的设定有关。374 项是具有一个输出信号触发器 375 的初始化和同步化活动处理器，当输出信号

触发器 375 设定为真时它的输出信号作为积分器 376 的输入信号，此时，滤波后的飞行速度 V_{cas} 如图 4e 中的虚线 380 所示。当输出信号触发器 375 设定为假时，积分器 376 使用上述的参考飞行速度信号 378 的变化率。

5 初始化和同步化活动处理器 374 所用逻辑将在下列任一种状态下优先设定输出信号触发器 375 为真，即：(1)在预定的时间 T 内只要飞机的纵向加速度没有减少到低于给定时间内的预选值，那么在起飞后的预定时间 T 内输出信号触发器 375 设定为真；(2)当飞行速度差 U_{error} 处于预先确定的范围内且此时配平装置回到零值时，输出信号触发器 375 设定为真。第一个条件为起飞后提供一个初始参考速度。第二个条件是为了减少飞行员完成
10 配平飞机所需的工作负荷。

初始参考速度信号 382 为具有最大和最小速度限制的限制器 384 所限制。这些限制建立在由飞机特定构型确定的飞行包线的基础上。最小限制由第 5 部分的失速保护处理器部分所述。使用最大速度限制是为了使形成的参考速度 V_{REF} 及相应的参考马赫数等于或低于最大操作速度 V_{MO} 及最大
15 操作 c 马赫数 M_{MO} 。

虽然飞行员可以通过俯仰配平装置 354 调整参考速度 V_{REF} ，但是想配平飞机超出限制器 384 提供的速度范围之外的速度是不可能的。这一特点是符合需要的，因为当飞机以欠速度或超速度飞行时它要求飞行员把驾驶杆保持在非中线位置，因而警告飞行员飞机正处于欠速度状态或超速度状
20 态。

形成的参考速度 V_{REF} 然后在组合装置 398 处和当前滤波后的校准飞行速度 V_{CAS} 组合在一起形成飞行速度差 U_{ERROR} 。滤波后的校准飞行速度以 V_{CAS} 为基础并通过飞行数据装置提供给速度稳定性处理器 151。 V_{CAS} 在送到处理器 151 之前应该充分地滤波以排除由于干扰带来的信号含量。假如
25 建立了适当的相关增益和计划，如有需要也可以使用其它飞行速度信号，如马赫数或未滤波的标定飞行速度。

在组合装置 396 处， U_{ERROR} 与直接配平信号 372 组合形成加强 U_{ERROR} (信号 404)。直接配平信号 372 由直接配平信号处理器 356 计算出来。直接配平信号 372 的作用是提供附加升降舵指令以便仿真与配平装置接通相关的
30 常规飞机升降舵的直接响应。飞行速度的飞行数据或襟翼位置用于生成直接配平信号 372，而直接配平信号 372 依赖于输入信号 364 所显示的飞机是

否正用向上俯仰或向下俯仰被配平来输入适当的信号。

加强 U_{ERROR} 信号 404 与乘法器 406 的飞行速度增益 K_V 相乘。这导致了初始速度稳定性反馈信号 408。飞行速度增益 K_V 用于设定当飞行速度相对参考速度有偏差时所需的以磅/节计算的驾驶杆上的操纵力。如果需要, K_V 值可以是飞行数据的函数。

最后, 组合装置 410 把初始速度稳定反馈信号 408 和从起伏运动阻尼反馈处理器 344 接收到的起伏运动阻尼反馈信号 400 组合在一起。在速度稳定性反馈信号 $K_V U_{\text{ERROR}}$ 中包含起伏运动阻尼的目的是为起伏运动模态提供足够的阻尼。这样的处理器 344 在飞机稳定性和控制系统设计技术中是已知的。导致的信号是速度稳定性反馈信号 $K_V U_{\text{ERROR}}$ 并用于上述计算 C^*U 处理器 32。在 U_{ERROR} 上可以设置死区以便仅仅当 U_{ERROR} 大于预定值时才提供速度稳定性。这样的死区将为包括配平速度的一定速度范围提供中性的速度稳定性。

5. 补偿保护处理器 34 的讨论

参照图 1 所提到的, 本发明包括一个补偿保护处理器(图 1 中的 34), 提供了补偿保护信号 $C^*U_{\text{C\&P}}$, 它与在计算 C^*U 信号 C^*U_{computd} 和飞行员指令 C^*U 俯仰指令 C^*U_{pilotcmd} 之间的差组合在一起产生 C^*U 误差信号 E_{C^*U} 。

参照图 5a, 本发明当前优选实施例中的补偿保护处理器 34 包括一个提供 C^*U 欠速保护信号(C^*U_{US})的失速保护处理器 416; 一个提供了 C^*U 拉平补偿信号(C^*U_{FL})的拉平补偿处理器 414; 一个提供了 C^*U 超速保护信号(C^*U_{OS})的超速保护处理器 412。由失速保护处理器 416、拉平补偿处理器 414 及超速保护 412 提供的信号分别通过信号路线 422、420 及 418 提供给组合装置的输入端。根据所述安排, 组合装置 424 的输出信号提供给开关 428。开关 428 可以被飞机自动驾驶仪接通信号接通, 也可以不接通, 取决于系统设计选择。

5a. 失速保护处理器 416

失速保护处理器 416 功能如下: (1)建立了可由飞机驾驶员设定的参考速度的下限值; (2)在欠速操作时增大了系统速度稳定性反馈, 并提供了更大的低头修正指令和使飞行员意识到欠速度状态。

如图 5b 所示本实施例的失速保护处理器 416 有两种操作模态。第一种操作模态是仅在飞机起飞操作的初始阶段提供了欠速度保护信号 C^*U_{US} 和

C*U 参考速度的下限, $V_{REF(MIN)}$, 的起飞模态。具体地说, 在初始起飞阶段, C*U 欠速度保护信号和 C*U 参考速度最小值都用于提供允许飞行员在发动机失效时采取适当行动的俯仰性能特性。图 5b 所示失速保护处理器的第二操作模态是起飞后操作模态, 此时处理器提供了 C*U 欠速保护信号和 C*U 参考速度最小值来适应飞机在正常飞行区域中的操作。在两种操作模态中, 欠速保护信号值和 C*U 参考速度最小值都是根据通常被称为“黄色区域顶点”的低速黄色区域值来设定的。正如该技术中所知道的, 黄色区域顶点对应着飞机可以执行攻角没有达到“振杆”或开始抖振时的 40 度倾斜转弯时的速度, 也就是, 没有达到飞机机组人员被警告即将失速开始抖振的飞行状态。

图 5b 的配置在起飞前模态和起飞后模态之间会自动切换, 相关信号的切换由表示成减少配平限制模态的常规开关 S1-A、S1-B、S1-C 所示。在本发明实施例中, 起飞后模态操作的切换仅在三种条件同时满足时才发生。具体地说, 切换发生在: (1) 如果从起飞起已过去了一段预定时间(例如 15 秒); 且(2)飞机飞行速度大于黄色区域顶点一个预定量(例如 4 节); 且(3)由飞行机组人员设定的 C*U 参考速度 C^*U_{REF} 超出黄色区域顶点一个预定量(例如 4 节)。

当开关 S1-A、S1-B、S1-C 处于如图 5b 所示位置时(起飞模态)C*U 参考速度的下限 $V_{REF(MIN)}$ 建立在一个低于黄色区域顶点的值。具体地说, 在图 5b 中, 代表振杆的信号 V_{SS} 由飞机电子预警系统或其它类似来源提供给终端 434。在框 436 处, V_{SS} 由常数 KV_{S1} 调节而提供一个比黄色区域顶点低所需量(例如黄色区速度值的一半)的信号给开关 S1-A 的一端。信号通过开关 S1-A 后被滤波(由速度限制器或后滞滤波器 438)以消除振杆速度信号 V_{SS} 的任何突变, 而本发明的当前优选实施例所用速度限制约为 4 节/秒。系统处于减小配平限制模态时, 由速度限制器(或后滞滤波器)438 提供的信号 435 通过开关 S1-B 被转化为 C*U 最小参考速度 $V_{REF(MIN)}$ 。这样可以注意到, 在起飞的最初阶段, 最小 C*U 参考速度低于黄色区域顶点, 而这种特性允许飞行员在低于黄色区顶点时进行配平, 也就是, 设定一个低于黄色区顶点的 C*U 参考速度。这一特性仅当状态不佳的发动机的近似速度落在黄色区之内时才是必需的。

继续参考图 5b, 在所述失速保护处理器处于减小配平限制模态操作期

间, 由速度限制器 438 提供的信号 435 同时形成失速保护欠速度参考信号 439, 失速保护欠速度参考信号通过开关 S1-C 与组合装置 440 的减法输入端相联。组合装置 440 从代表飞机滤波后的飞行速度的信号中减去失速保护欠速度参考信号 439, 而代表飞机滤波后的飞行速度的信号被提供给图 5b 中的终端 442 并与组合装置 440 的加法输入相连。这样组合装置 440 的输出信号就代表了滤波后的飞行速度信号和为欠速度设定的失速保护设定速度信号之间的差别。这个由组合装置 440 提供的速度信号由框 444 处的增益因子 KV_{S3} 调节并提供给组合装置 446 的加法输入。

当飞机飞行速度低于欠速度参考信号也就是当飞机飞行速度低于选定的欠速度参考信号时, 增益因子 KV_{S3} 被选择以获得要求的移动或保持驾驶杆在中线位置(卡停位置)后部的所需力的变化。例如, 参照图 4e 的描述, 本发明的速度稳定性反馈特性建立了预定的驾驶杆力梯度, 驾驶杆力梯度为了维持低于或高于参考速度(V_{REF})的飞行速度需要飞行员施加额外的驾驶杆指令。在本发明的当前优选实施例中, 以高于或低于 C^*U 参考速度的速度飞行时所要求的驾驶杆力梯度是 3 磅/节。在这些实施例中, 所述的欠速度保护配置的增益因子 KV_{S3} 增加一个附加的 12 磅/节的力梯度, 当飞机速度低于选定的欠速度值时它会起作用(依照图 5b 的配置, 起飞模态操作时近似为黄色区顶点的 0.5 倍, 处于起飞后模态操作时为黄色区顶点)。驾驶杆力的增加是为了提醒飞行员注意欠速度状态, 但不会妨碍有意识地决定以低速操纵飞机。

重新回到图 5b 的配置, 组合装置 446 提供了作为飞机俯仰角速度转弯补偿的函数的 C^*U 欠速度信号 C^*U_{US} 的阻尼。在图 5b 的配置中, 代表俯仰角速度转弯补偿的信号提供给了终端 448; 经一适当增益因子 KV_{S2} (框 450 所示)调节; 并提供给组合装置 446 的减法输入端。由组合装置 446 提供的信号然后被限制器 452 处理并作为减小的配平限制模态 C^*U 欠速度指令信号 C^*U_{US} 输出。限制器 452 的上限制最好取为零。即, 在本发明的优选实施例中, 无论何时, 当滤波后的飞行速度大于失速保护欠速度参考, 就不提供 C^*U 欠速度信号(即等于零)。这样, 当飞机速度高于预定值时(对本发明实施例来说处于起飞模态操作时近似为黄色区顶点的 0.5 倍, 处于起飞后模态操作时为琥珀区顶点), 失速保护处理器 416 对 C^*U 保护补偿信号就没有作用。

限制器 452 的下限确定了可由欠速度保护处理器提供的低头俯仰信号的最大值。根据本发明, 上限值的设定应防止产生不能为飞行员用力操纵驾驶杆来超控的欠速度保护向下俯仰指令信号。

正如前面提到过的, 当不再需要允许飞行员在低于黄色区顶点时坚持速度配平(设定 C^*U 参考速度 V_{REF})时, 图 5b 中的失速保护处理器在起飞过程中会自动改变其操作模态。当图 5b 的配置切换而脱离了减小配平限制模态(即, 转向起飞后模态)时, 代表琥珀区顶点的信号通过终端 437 和开关 S1-A 提供给速度限制器 438 的输入端。就象系统在减小配平限制模态中所用的振杆速度信号一样, 代表黄色区顶点的信号可以从电子预警系统或类似来源中获得。而且, 代表黄色区顶点的信号可以从振杆速度中获得, 反之也然, 没有或几乎没有系统性能的损失。关于这一点, 开关 S1-A 的输入信号或者以黄色区顶点为基础, 或者以振杆器速度为基础, 或者以它们二者为基础(经载荷因子补偿过)。

可以注意到, 当图 5b 的配置处于起飞后模态时, 提供给组合装置 440 的减法输入端的欠速度参考信号 439 并不等于由速度限制器 438 提供的信号 435。这就是说, 在起飞后模态操作时, 由速度限制器 438 提供的信号 435 与欠速度反馈参考因子(框 456 所示)相乘(框 454 所示), 而由乘法器 454 提供的输出信号通过开关 S1-C 提供给组合装置 440 的减法输入端。欠速度反馈参考增益 456 是飞行速度(比如马赫数)的函数, 它应使欠速度参考信号 439 在相对低的飞行速度下相对不变(例如等于一)并在较高飞行速度时减小。

调节作为飞行速度的函数的欠速度反馈参考增益的目的是为了部分抵消速度增加时由图 2a 中的飞机感觉系统所确定的增加的驾驶杆操纵力信号。特定的目的是为了获得振杆攻角(α_{ss})要求的驾驶杆操纵力, 振杆攻角在本发明当前优选实施例中的所有飞行状态(所需范围为 15~25 磅)下都保持相对一致。

参照起飞模态操作所述, 组合装置 440 产生了一个在 442 端代表飞机滤波后的飞行速度和欠速度参考信号 439 之间差别的信号。速度差别信号由框 444 处的 KVS3 调节来获得在速度低于欠速度参考时需要增加的指令驾驶杆力梯度; 俯仰角速度转弯补偿阻尼在组合装置 446 处实现; 导致的信号受到限制(被限制器 452), 并作为 C^*U 欠速度保护信号而被提供, 如果

没有飞行员超控的话, C*U 欠速度保护系统将导致低头俯仰指令信号。

当图 5b 的欠速度保护配置处于起飞后模态操作时, 最小 C*U 参考速度信号 $V_{REF(MIN)}$ 并不直接从速度限制器 438 的输出信号提供。相反, 如图 5b 所示, 由速度限制器 438 提供的信号 435 被乘上(在乘法器 458 处)一个马赫数速度配平抑制增益(460 所示), 得到的信号通过开关 S1-B 变成最小参考速度 $V_{REF(MIN)}$ 。就像前面所述的欠速度反馈参考增益一样, 马赫数速度配平抑制增益作为飞机飞行速度的函数来调节; 在低速范围内显示一个大体上恒定的增益(比如一), 在速度高于预定的马赫数(比如马赫数为 0.6)时该恒定的增益减小。这样, 由图 5b 的配置在起飞后模态操作时确定的最小 C*U 参考速度在飞机速度低于预定马赫数时近似等于黄色区顶点, 而在飞机速度为较高马赫数时会减小。这种关系的确立是为了补充欠速度反馈增益的增益变化以在大体上所有飞行条件下获得 α_{ss} 要求的相对一致的指令驾驶杆的操纵力。

5c. 拉平补偿处理器 414

图 5c 示意地例示本发明当前优选实施例的拉平补偿配置。在图 5c 的配置中, 代表起落架离地高度的信号提供给与查阅表 462 相连的端子 460 或其它装置, 该装置产生一个随飞机起落架高度的改变(增加)而改变的拉平指令信号 461(向下俯仰)。用于提供飞机起落高度指示的各种信号在技术中是已知的, 它们通常是从飞机无线电高度表中获得的。代表起落架高度的信号最好经过滤波和处理以修正飞机俯仰姿态。

查阅表 462 在飞机起落架高度和输出的拉平指令信号之间建立了一种关系, 输出的拉平指令信号事实上在飞机着陆时仿真了飞机遇到的地面影响。由拉平补偿处理器提供的地面影响仿真使得 C*U 系统提供了类似那些未增稳飞机的拉平操纵特性。

继续参照图 5c, 由查阅表 462 提供的拉平补偿信号 461 通过开关 466 提供给限制器 467, 只要有效起落架高度信号正提供给拉平补偿处理器, 开关 466 就把拉平补偿信号提供给限制器 467。限制器 467 下限为零(以确定保抬头补偿信号未被拉平补偿处理器提供), 上限(在本发明当前实施例中为 0.54g)被确定等于触地时所需的拉平指令。由限制器 467 提供的输出信号通过开关 468 作为 C*U 拉平补偿信号 C^*U_{FL} 输出。

仅当飞机处于接近模态且达到了能开始拉平操纵的起落架高度时, 开

关 468 才被接通并提供与由限制器 467 提供的信号相等的 C^*U 拉平补偿信号 C^*U_{FL} 。在本发明的当前优选实施例中, 接通开关 468 所用的逻辑要求为:
(1)飞机已经至少飞行了 60 秒(为了在起飞时防止拉平补偿); (2)飞机襟翼已展开; (3)起落架高度信号至少有 1 秒显示起落架高度低于 50 英尺; (4)起落架高度信号是有效的(也就是正被提供给拉平补偿处理器中的终端 460)。(或者, 在上述条件中增加起落架向下开关)。如果上述条件有任何一条不满足, 开关 468 不会接通, 而且如框 470 所示, C^*U 拉平补偿信号 C^*U_{FL} 被设定为零(没有补偿)。然而, 一旦开关 468 接通, 即使失去起落架高度信号或者起落架高度信号失效, 它将仍然保持接通状态。如下所述, 当拉平补偿已生成时, 即使起落架高度信号失效, 这种方法仍允许拉平补偿处理器以不会导致拉平补偿信号突变的方式进行操作。

图 5c 的配置还包括一个速度限制器 472, 当拉平补偿处理器正提供一个补偿信号时, 即使起落架高度信号的无线电高度表或其它来源失效, 速度限制 472 也能控制拉平补偿处理器的操作。在这点上, 如果一个替代拉平补偿接通信号提供给拉平补偿处理器(图 5c 中框 474 所示)的话, 速度限制器 472 作为拉平补偿信号的一个替代来源, 其由速度限制器 472 提供的输出信号通过开关 466 提供给限制器 467。替代拉平补偿触发器信号(虚线 475)可以是指示无线电高度表信号失效的一个信号, 或者是指示起落架高度信号被认为不可靠的一些其它可利用的信号。

在正常的操作中(也就是开关 466 处于图示位置), 由限制器 467 提供的 C^*U 拉平补偿信号与速度限制器 472 相连来建立一个初始值或偏差等级。如果替代拉平补偿系统的触发信号 475 接通了开关 466, 由限制器 472 提供的信号当前值就被确立为速度限制器 467 的输入信号(初始状态), 假如飞机没有执行复飞过程, 那么代表接地时拉平补偿信号的信号 476 就通过开关 474 提供给限制器 472。由于限制器 472 的输出信号那时将作为时间的函数而线性增加直到达到最大限度(本实施例中为 0.54gs), 因而实际上速度限制器 472 模仿了由查阅表 462 正常提供的拉平指令信号(操作时是时间的函数, 而不是起落架高度的函数)。

如果在起落架高度信号损失以前复飞就已开始的话, 开关 474 被接通并确立速度限制器 472 的下限为零(如框 478 所示)。在复飞操纵时确立速度限制器 472 的下限为零意味着如果起落架高度信号失效且正提供拉平补偿

信号时，速度限制器 472 将提供一个线性递减为零的 C^*U 拉平补偿信号。

5 该技术的专业人员将会认识到，不用图 5c 所示的拉平补偿处理器的其它配置也可以产生满意的 C^*U 拉平补偿信号。例如，图 5c 中的查阅表 462 可以由一个回路或其它装置代替，当飞机高度低于 50 英尺时该电路或其它装置被触发并产生一个作为时间(而不是起落架高度)函数的拉平指令信号。其次，如果正常提供给限制器 467 的信号被中断或者有效性成问题时，速度限制器 472 可以被能使提供给限制器 467 的信号平滑地减少到适当的限制值的其它装置所代替。

5d. 超速保护处理器 412

10 图 5d 例示由当前优选的超速保护处理器实现的控制律(图 5a 中的 412)。图 5d 的配置最后产生了一个 C^*U 的超速保护信号 C^*U_{OS} ，除非在超控状态下，否则，无论飞机处于何种超速条件下，该装置都会产生一个抬头俯仰指令信号。作为 C^*U 超速信号产生的结果，飞行员必须在指令驾驶杆上维持高于平常的向前力以保持或增加超速。按照本发明，建立 C^*U 超速俯仰指令信号值的目的是，为维持超速状态所需的向前的指令驾驶杆力能充分地提醒驾驶员飞机处于超速状态，如果需要，驾驶员可以有意识地选择飞机处于超控状态。

20 由于第一超速保护信号 507 以飞机的校准速度为基础而第二超速保护信号 509 以马赫速度为基础，因而基本上，图 5d 装置确定超速的存在和程度。而后将两个超速信号相比较，确定其中较大的一个，并把它加以限制，以便防止低头姿态指令信号的产生并把它限制在一个恰当的值以供补偿滚转姿态所需。受到限制的信号又作为 C^*U 超速保护信号 C^*U_{OS} 被输入给图 5a 中的加法装置 424。

25 更具体地说，按照图 5d，代表飞机滤波后飞行速度的信号通过端子 502 被加到组合装置 500 的加法端。与组合装置 500 的减法输入端相连的是以方框 501 表示的代表略高于飞机最大操作飞行速度(V_{MO})的飞行速度的信号。在本发明的当前优选实施例中，输入到组合装置 500 的减法输入端的信号比 V_{MO} 高 6 节。组合装置 500 的输出代表了飞机滤波后飞行速度与增加了标识裕度的 V_{MO} 速度之间的差别，该输出经换算装置 504 所产生的恒定增益系数调节后，用来相对于代表极端最大马赫速度的超速信号的量值
30 控制以极端 V_{MO} 为基础的任何合成超速信号的量值。

框 504 中提供的换算后飞行速度差别信号输入到组合装置 506 的加法端。输入第二个加法端的信号代表飞机滤波后的飞行速度速率(也就是滤波后飞行速度变化的时间速率), 该信号加到端子 508 并由换算装置 510 通过恒定增益系数换算。换算装置 510 的增益系数是这样设定的, 使得当飞机接近或超过 V_{MO} 而且飞行速度在增加时, 适当增加由加法装置 506 所产生的超速保护计算飞行速度指令。也即, 换算装置 510 的增益系数是根据换算装置 504 的增益系数而设立的, 用以控制代表飞行超速的信号(由组合装置 500 提供)和做为加速度项的代表飞行速度速率的信号的相对贡献。

在图 5d 的配置中, 超速保护马赫指令信号 509 由组合装置 512 提供。它的产生方式类似于超速保护计算飞行速度指令信号 507。具体地说, 代表滤波后飞机马赫速度的信号输入到加法装置 520 的加法端(通过端子 514), 组合装置 520 的减法输入端接收的信号是代表加上了理想裕度(如 0.01)后的飞机最大飞行马赫速度(MMO)(如框 516 所示)。组合装置 520 输出的信号被换算后(通过框 518)输送到组合装置 512 的加法输入端。连接到组合装置 512 另一个加法输入端的是经框 522 乘上适当系数换算后代表马赫速度的信号(供给端子 524)。

图 5d 中, 比较器 526 将加法装置 506 产生的超速保护校准飞行速度指令信号 507 与组合装置 512 供给的超速保护马赫指令信号 509 相比较。两者中大的被输入到限制器 528。如框 530 所示, 限制器 528 的最小值为零。但是, 限制器 528 的最大值不是常数, 而是根据飞机滚转姿态而定。

更具体地说, 代表飞机滚转姿态(单位为度)的信号被传递到端子 532。信号值(绝对值)经框 534 确定合成信号又经过换算, 装置的换算在框 536 处显示该类型的增益-滚转姿态关系。特别是, 当飞机滚转姿态的绝对值介于 $0 \sim 30^\circ$ 并且在滚转角 30° 到 60° 范围内线性递减到 0 时, 换算装置 536 的增益系数大体上等于一。换算装置 536 的输出信号经过一个建立了最大指令驾驶杆力梯度的常数的调节(在框 538 处), 该梯度可由图示的超速保护处理器生成。也就是, 框 538 所用的换算系数对所示配置所产生的 C^*U 超速保护信号值设定了一个上限, 形成一个向上俯仰姿态指令的最大量, 如果选用飞机超速状态, 飞行员可超控该量。

建立限制器 528 的下限为零是为了确保超速保护处理器不产生低头姿态指令信号, 否则该指令会使飞机速度进一步增大。按上述方式调节限制

器 528 的最大限制值可减少飞机在高速盘旋时超速保护指令信号的大小，此情况下滚转姿态的绝对值介于 $30^{\circ} \sim 60^{\circ}$ 之间。如果飞机的滚转姿态达到或超过 60° ，那么换算装置 536 的输出信号成为零，从而将限制器 528 的最大限制值建立在零处。因此，在大角度倾斜时没有超速保护信号产生。

5 在超速条件下当飞机在典型的滚转范围内飞行时，由限制器 528 所供给的信号通过框 540 调节后生成一个适当高度的 C^*U 超速保护信号 C^*U_{OS} (例如，将限制器 528 产生的代表每磅单位的 C^*U 信号转变成代表每 g 单位的 C^*U 的信号)。

可以注意到，以上说明的 C^*U 超速保护系统以增大为了保持飞机超速飞行而必需的向前驾驶杆力气方式使机组人员增加对超速的警觉性。还有，象前面讨论的保护和补偿处理器一样，所述的配置建立了指令驾驶杆力与信号之间的关系，使飞行员可充分地维持指令驾驶杆的压力以克服本发明所生成的保护及补偿信号。关于这一点，在本发明当前优选的实施例中，飞机在接近最大设计速度和在接近最大设计马赫速度的飞行速度时，要超
15 控超速保护，最大杆力大约为 40 磅左右。

6. 俯仰角速度阻尼处理器 36 的讨论

俯仰角速度阻尼处理器 36 的作用是产生俯仰角速度阻尼指令 Q_{COM} ，当该指令被加到 C^*U 积分指令 IC^*U_{COM} 上时，它就会衰减舵面指令的短期响应并调节短期频率。本发明所优选的俯仰角速度阻尼处理器 36 有两个基本特点：其一，它具有一个切断乘法器 631；其二，它有一个组合装置 630，
20 该装置用于组合后滞俯仰角速度反馈信号 628 和比例俯仰角速度反馈信号 626。

当飞机停在地面时，切断乘法器 631 切断俯仰角阻尼增量。切断乘法器 631 按照计算装置 638 提供的值，将一个以 0.0 到 1.0 范围内的值与俯仰角速度阻尼指令 Q_{COM} 相乘。计算装置 638 从空/地状态确定处理器(图中未示)接收一个地面信号。该优选处理器公开在美国的专利 No 08/441,282 中，发明人为 EVans 等，该发明的名称是“为飞机飞行控制系统提供空/地信号的系
25 统”，授权日为 1998 年 10 月 27 日，并参考包括于此。从地面状态开始并过渡到空中状态，地面信号将由“假”切换为“真”。这使计算装置 638 由输出值为零变成输出值为 1。然而，优选的计算装置 638 在一个相当短的时间里(名义上小于 10 秒)使输出值呈倾斜状而不是台阶状。相反条
30

件则使计算装置 638 的输出信号以倾斜状由 1 变成零。通过倾斜输出值使俯仰角速度阻尼指令 Q_{COM} 逐渐减小。这使得从增稳系统向非增稳系统的转变变得平滑而没有显著突变。

后滞俯仰角速度反馈信号 628 和比例俯仰角速度反馈信号 626 分别与组合装置 630 的加法输入端相连。组合装置 630 的输出信号在由上述切断乘法器 631 倍增前对应于俯仰角速度阻尼指令 Q_{COM} 。俯仰角速度阻尼指令 Q_{COM} 由信号 626 和信号 628 合并而成。

后滞滤波器 618 生成后滞俯仰角速度反馈信号 628，后滞滤波器 618 具有 $K_{q1}/(\tau S + 1)$ 形式的转变功能，其中 K_{q1} 和 τ 来自框 614 所示图表。滤波器 618 的输入是转弯补偿俯仰角速度信号 q 或图 4d 的 θ_{EST} 。 K_{q1} 与 τ 的值最好根据襟翼位置或飞行速度而定，襟翼收起时 $K_{q1} = 1.0$ 而 $\tau = 1.5$ ，当襟翼放下时 $K_{q1} = 1.5$ 而 $\tau = 1.0$ 。这种数值在襟翼收起与襟翼放下之间的转变是在预定时间内逐渐变化的(名义上 10~30 秒)。后滞滤波器 618 的设置作用是在转弯补偿俯仰角速度信号 q 的基础上生成一个后滞俯仰角速度反馈信号 628，其中 q 的作用是作为反馈来调整短期频率。

比例俯仰角速度反馈信号 626 由整形滤波器 624 生成。整形滤波器 624 具有除去会妨碍飞机自然状态的俯仰角速度信号的频率含量的转变功能。整形滤波器 624 的输入信号是由增益 620 修正的已乘过增益阻尼系数 K_q 的转弯补偿俯仰角速度信号 q 或 θ_{EST} 。其中 K_q 由图示框 619 提供。如图 6 所示， K_q 项最好依据襟翼位置而定，当襟翼抬起时 $K_q = 1.0$ ，当襟翼放下时 $K_q = 1.35$ 。按襟翼装置命令在高速和低速飞行时，增益阻尼系数 K_q 产生了充分的短期阻尼。再次，在襟翼收起与襟翼放下的增益值之间的转变是相当渐进的。优选实施例中，襟翼装置用来确定 K_{q1} 和 K_q 值，襟翼放下状态首先由飞行速度数据确定。使用襟翼装置来确定 K_{q1} 和 K_q 值的目的是为了预防增益随着错误的飞行数据而变化，有时当遇到火山灰云时会出现这种错误，而使用飞行速度在襟翼数据错误时可防止增益增大。除襟翼位置外的触发机构也可用于确定 K_{q1} 和 K_q ，这取决于可用的数据和设计者的爱好(如，使用襟翼位置和/或飞行速度的其它逻辑组合)。

基本上，转弯补偿俯仰角速度信号 q 输入到俯仰角速度阻尼处理器 36，并与取决于襟翼装置的增益阻尼系数 K_q 相乘，得出的信号又经整形滤波 624 整形后被加到后滞俯仰角速度反馈信号 628 上，该反馈信号由与接收转弯

补偿俯仰角速度信号 q 相连的后滞滤波器 618 提供。

可以注意到，俯仰角速度阻尼处理器 36 可以基于俯仰姿态信号 θ ，来代替转弯补偿俯仰角速度信号 q ，或与后者结合。这种变化要求增益 620 和 618 及滤波器 624 做适当修改。优选的输入信号为上面第 4 部分已讨论过的且如图 4b 所示的地面参考转弯补偿俯仰角速度信号 q 。

7. C^*U 积分器 28

C^*U 积分器 28 对误差信号 E_{C^*U} 积分并把误差信号 E_{C^*U} 的一部分连续加到升降舵俯仰指令 $\delta_{e, \text{FILT}}$ 上。最终， C^*U 积分器 28 将淘汰误差信号 E_{C^*U} 。这是由于升降舵俯仰指令 $\delta_{e, \text{FILT}}$ 将使升降舵移动，这会使输入到计算 C^*U 信号 C^*U_{computed} 的信号发生改变，因而使飞行员要求的 C^*U 指令 C^*U_{pilotcmd} 与计算 C^*U 信号 C^*U_{computed} 和补偿保护 C^*U 信号 $C^*U\delta$ 之和之间的差别为零。

目前所采用的 C^*U 积分器 28 的优选形式有六个装置：增益 K_i 、切断乘法器 642，防卷紧装置 648、衰退增益装置 666，组合装置 654 及积分器 662。每种装置都可对俯仰增稳和指令增控系统进行所需要的改进，虽然，只有积分器 662 是必不可少的装置。 C^*U 积分器 28 的基本构造是：误差信号 E_{C^*U} 和配平否定信号 TNS 作为组合装置 654 的加法输入信号，组合装置 654 的输出信号再提供给积分器 662。所得到的信号是第 1 部分中讨论的积分 C^*U 指令 IC^*U_{COM} 。在误差信号 E_{C^*U} 输入组合装置 654 之前，可能会存在一些条件使得另外一些值进入了组合装置 654 而不是误差信号 E_{C^*U} 。下面将讨论这些条件。

根据框 631 所示图表，误差信号通过积分增益系数 K_i 在增益 632 处进行换算。由 K_i 调节误差信号 E_{C^*U} 为高速和低速条件提供了良好的短期响应（如框 631 所示襟翼位置指示）。框 631 在收上襟翼时设定 $K_i = 5$ ，在放下襟翼时设定 $K_i = 8$ ，在放下襟翼和收上襟翼之间值可以渐近过渡。如有需要，其它的装置如飞行数据可以用于确定高速或低速条件。在 632 处的增益 K_i 变化后的误差信号 E_{C^*U} 作为信号 634 示于图 7 中。

C^*U 积分器 28 的第二个装置是切断乘法器 642（或增益抑制器），当飞机在地面上时，切断乘法器 642 切断 C^*U 增稳，切断乘法器 642 把增益 632 的输出信号与和由计算装置 638 提供的在 0.0 ~ 1.0 范围内的数值相乘。计算装置 638 基本上以倾斜的方式转换乘法器 642 所用的在 0.0 ~ 1.0 之间变化的数值。计算装置 638 在上面第 6 部分中已经说明过。 C^*U 增稳随着输出

值的倾斜而逐渐降低。这使得由增稳系统到非增稳系统的过滤是一个平滑的不显著的变化过程。

C^*U 积分器 28 的第三个装置是防卷紧逻辑装置 646, 当升降舵(或飞机)不能或不需作出响应时, 防卷紧逻辑装置 646 能防止积分器增加升降舵俯仰指令 $\delta_{c, \text{FILT}}$ 增大信号。在 C^*U 积分器 28 中设置了切换开关 648, 当它处于正常关闭位置时不会干扰乘法器 642 的输出信号。开关一般是关闭的, 除非遇到一系列特定判据。确定开关 648 何时打开的逻辑如图 7 所示并由装置 646 提供。当满足下述条件之一时, 装置 646 的优选逻辑打开开关, 即: (1)飞机在地面上; (2)飞机尾翼靠近地面且误差信号 E_{C^*U} 要求更大的抬头; (3)飞机处于大攻角状态且误差信号 E_{C^*U} 要求更大的抬头; (4)升降舵达到应用范围最大值且误差信号 E_{C^*U} 要求升降舵在限制方向上有更大位移。在这些条件中任何一个条件下, 最好不要允许积分器进行工作, 因为对更大俯仰的要求没有产生或者不允许产生俯仰姿态的更大改变。打开开关 648 导致把 0.0 值输送到组合装置 662 的加法输入端, 代替乘法器 642 的输出。

第四个装置是组合装置 654, 用于组合前面第 1 部分讨论过的并如图 1 所示的误差信号 E_{C^*U} (或开关 648 打开时为零)及配平否定信号 TNS 的加法输入信号。所用的配平否定信号可以从稳定器位置变化率(转化为每秒升降舵角度)中获得, 这种方法在美国专利 No.08/441,682 中得到说明, 发明人为 E.E.Coleman 等, 题目为“自动配平飞机稳定器的方法及设备”, 授权于 1997 年 12 月 2 日, 并参考包括于此。配平否定信号可以由目前可得到的自动驾驶仪系统的操作中产生。在卸载操作期间, 把配平否定信号 TNS 加到乘法器 642 的输出信号上, 可以使升降舵朝着关于稳定器的适当位置移动, 而且不会产生显著的飞机响应。

C^*U 积分器 28 的第 5 个装置是衰退增益装置 666, 它包括一个衰减增益系数 k_d 并在预定周期内使积分器 662 的输出信号渐渐衰减为零。当飞机处于地面上时, 衰退增益装置 666 渐渐消除增稳。这是一种良好的特性, 因为在下一次飞行前积分 C^*U 指令信号 IC^*U_{COM} 应被设定为零。最好在短周期时间内且在飞机着地后短时间衰减后就完成这种衰减。图 7 中, 衰退增益装置 666 被提供给积分 C^*U 指令 IC^*U_{COM} 信号, 并把该信号与衰减增益 k_d 相乘。当飞机处于地面上并把衰退增益装置 666 的输出信号提供给组合装置 654 时, 位于衰退增益装置 666 的输出信号路线上的开关 652 会打

开。优选的衰减增益 k_d 小于 q 。

第 6 个装置是积分器 662。积分器 662 计算了误差信号 E_{C^*U} 的一部分并且提供第 1 部分讨论的已使用的积分 C^*U 指令 IC^*U_{COM} 。概括地说，提供给 C^*U 积分器 28 的误差信号 E_{C^*U} 由积分增益 K 变化后与配平否定信号 TNS 5 组合，然后积分而产生 C^*U 积分指令 IC^*U_{COM} 。

虽然已经图示和说明了本发明的优选实施例，但可以理解，在不偏离本发明的精神实质和范围的情况下，可以进行各种改变。 C^*U 控制律是新颖的，且是为放宽静稳定飞机而研制的。然而可以理解，其它非放宽静稳定飞机也可以从本发明中获益。

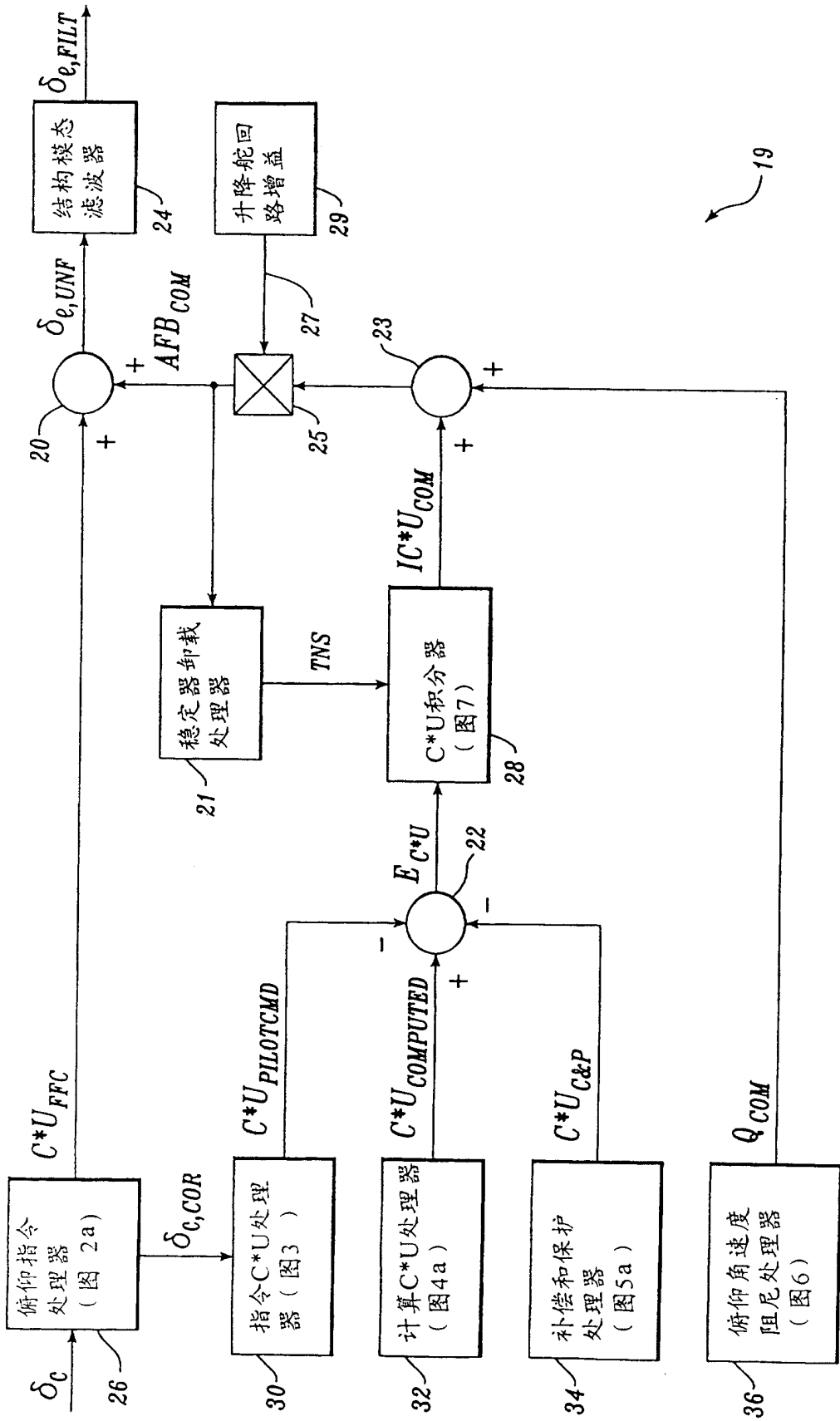


图 1

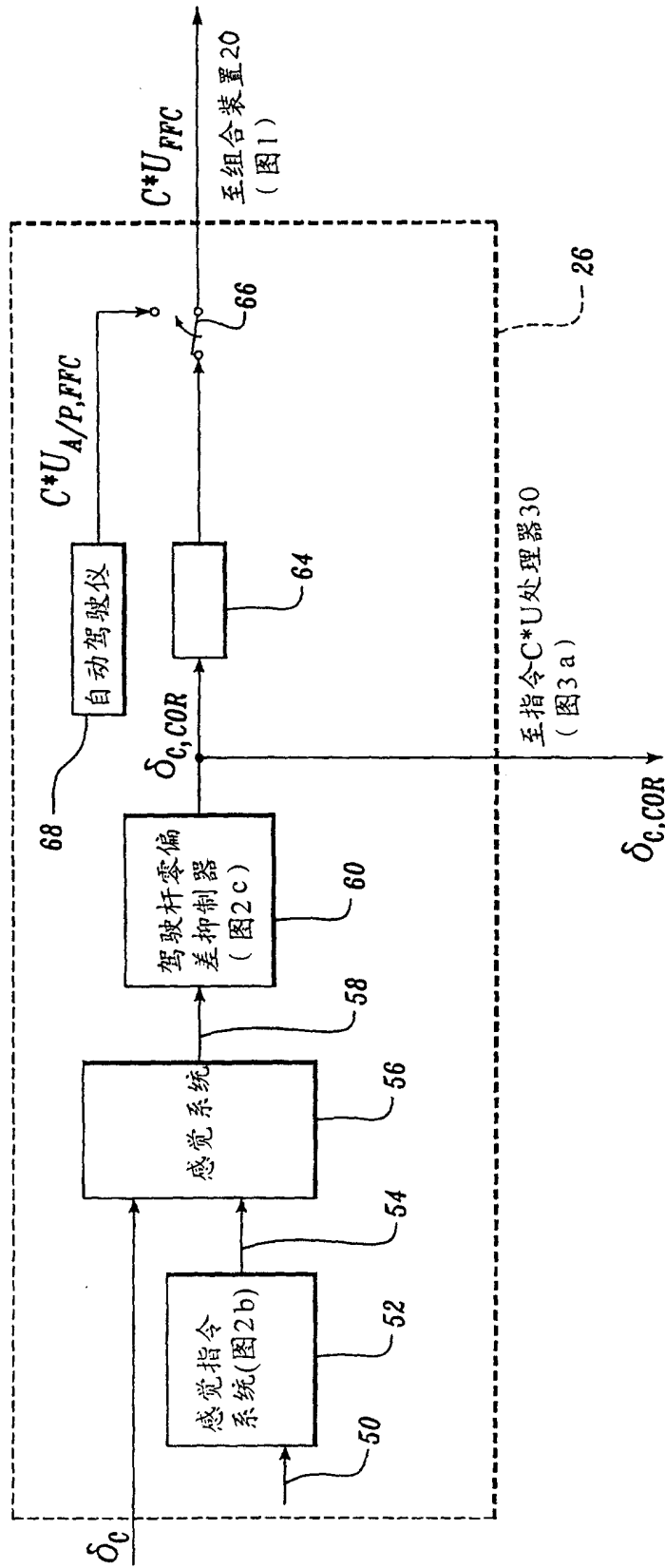


图 2a

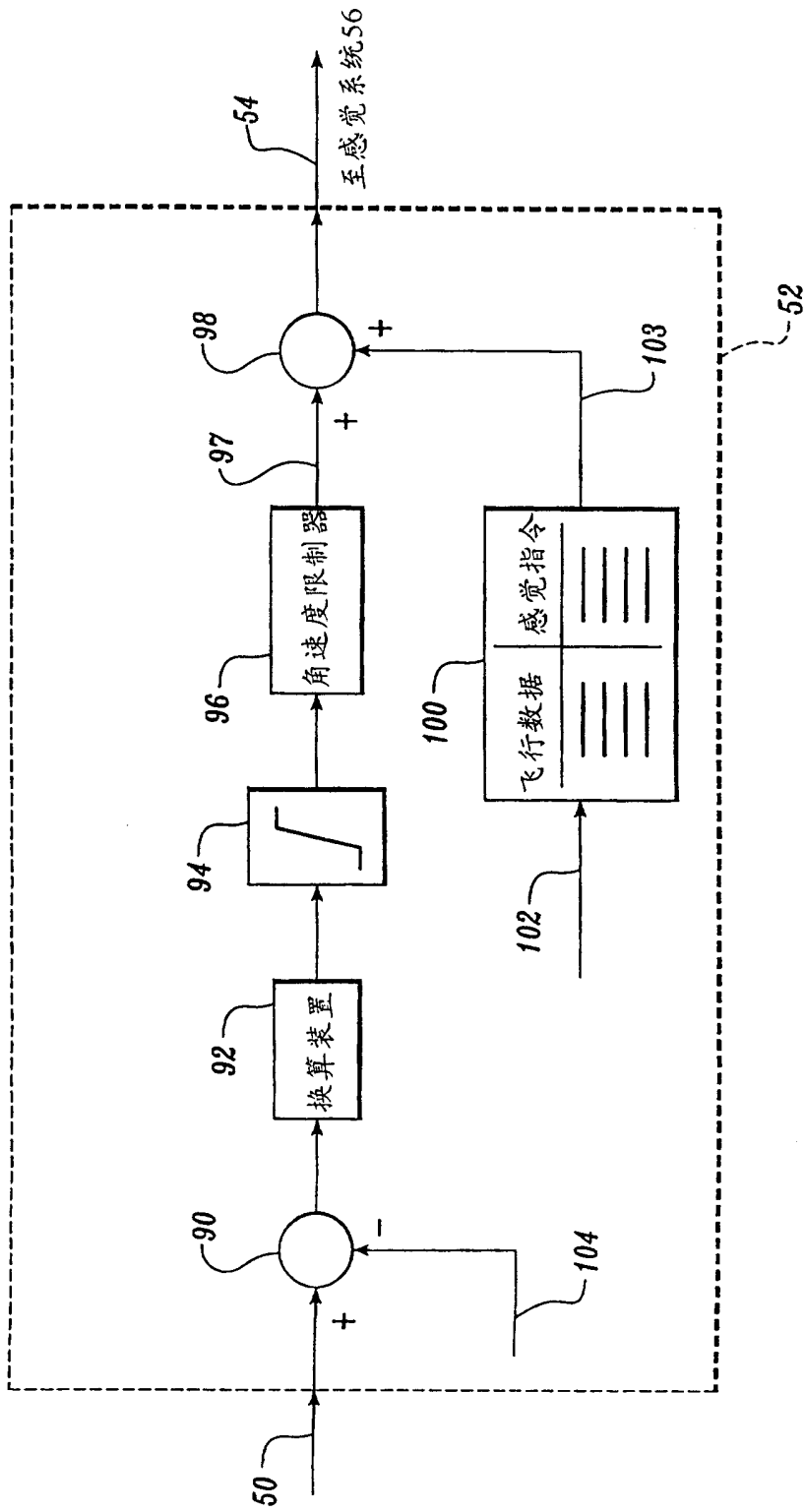


图 2b

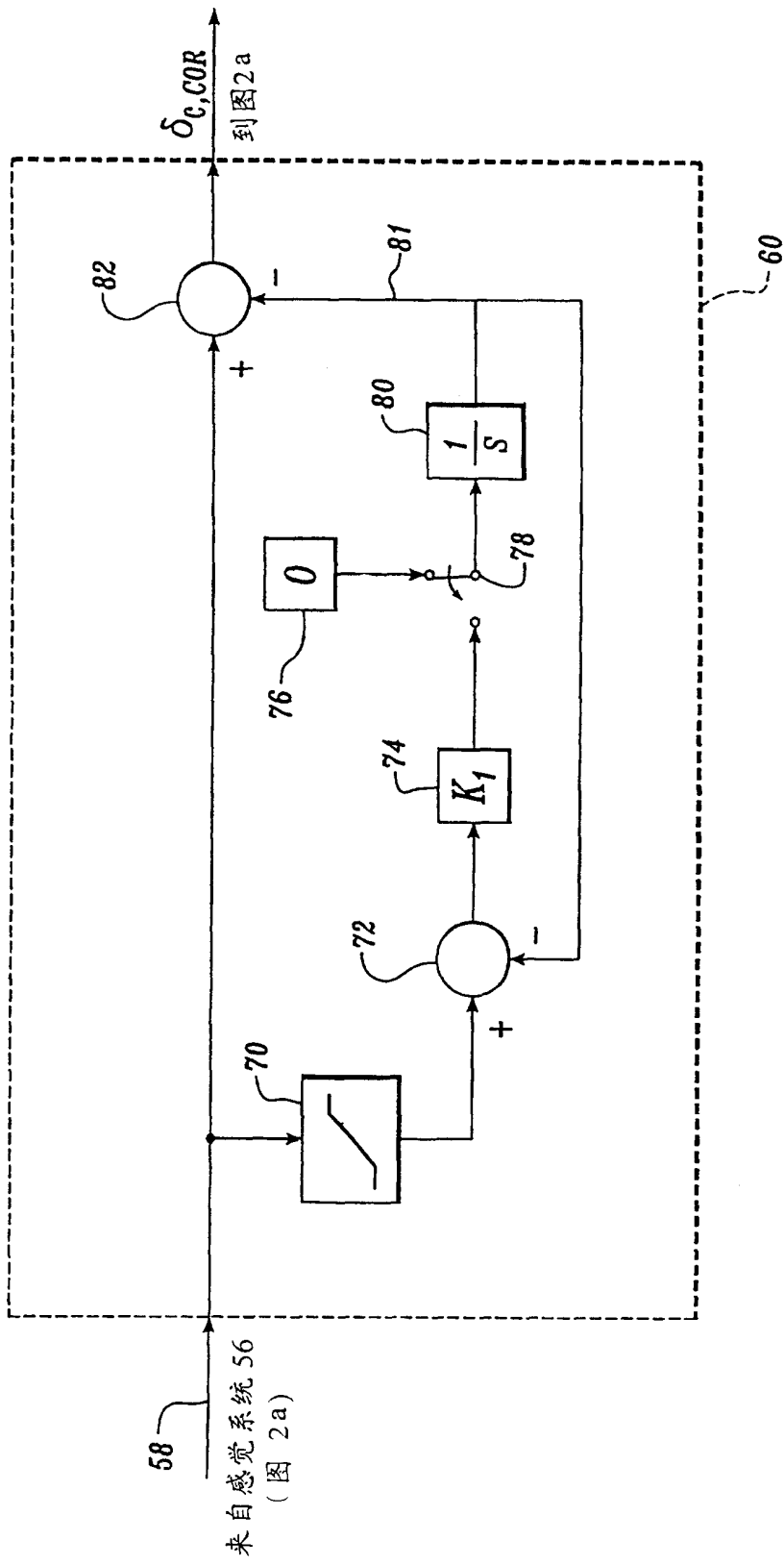


图 2c

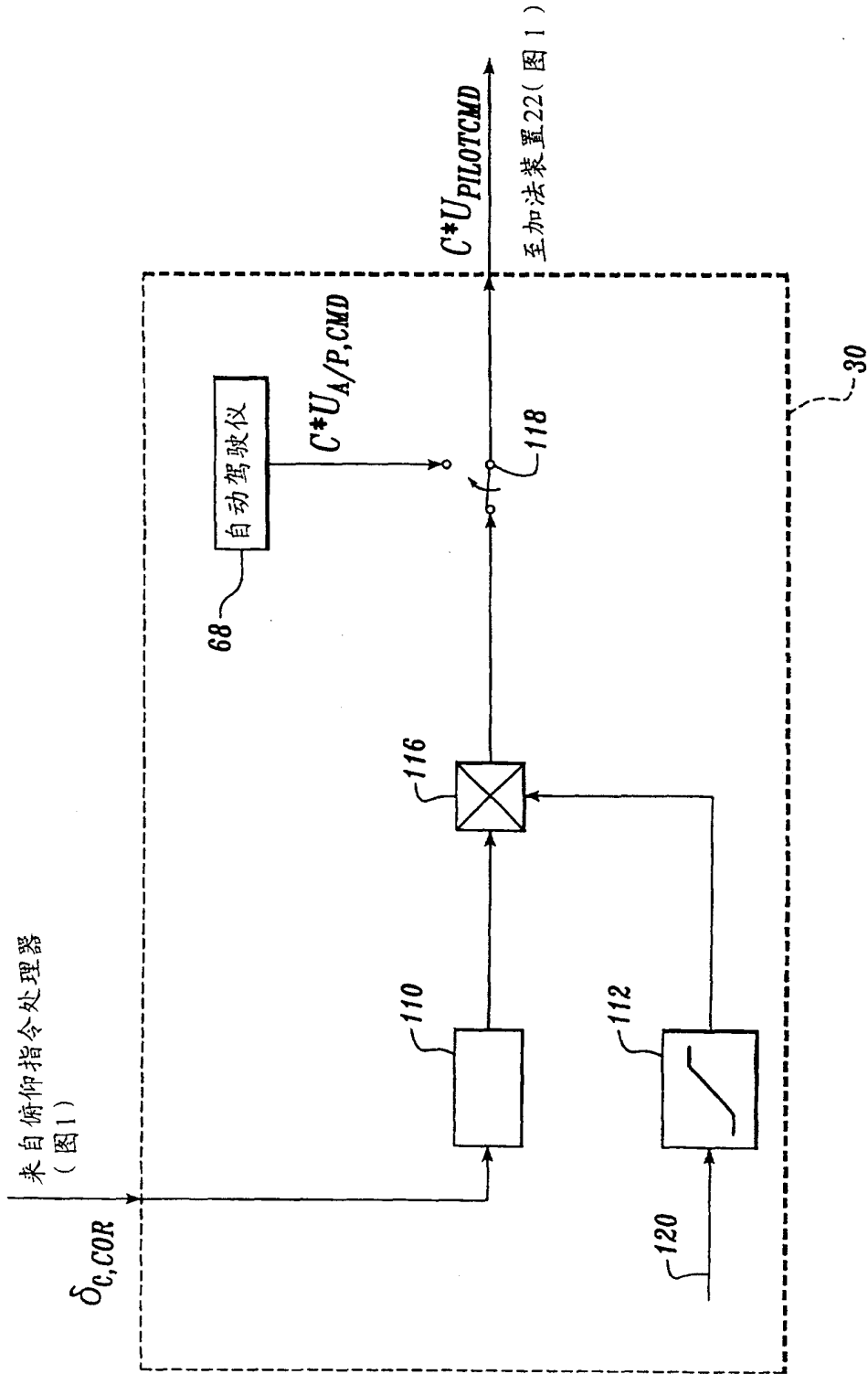


图 3

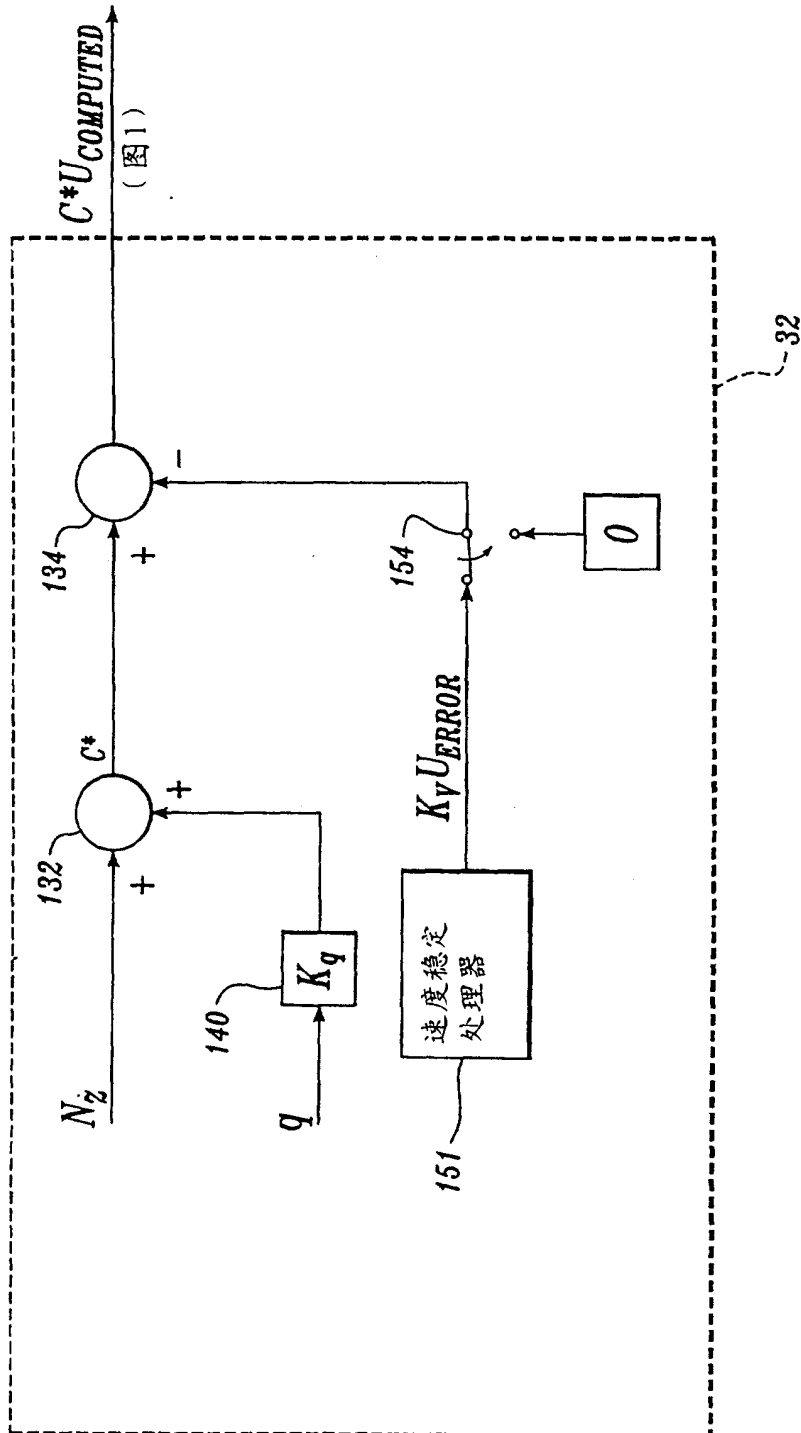


图 4a

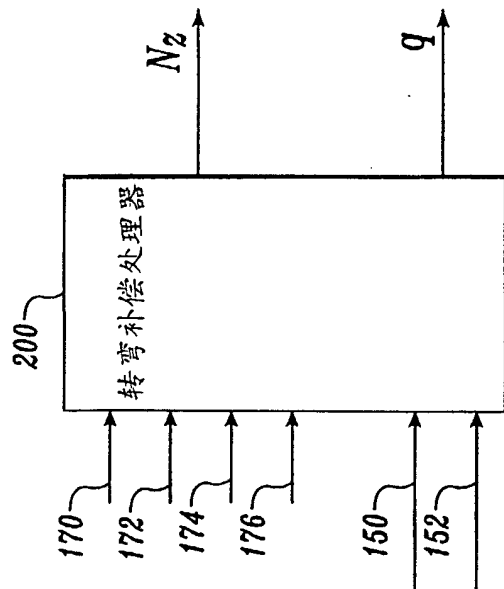


图 4 b

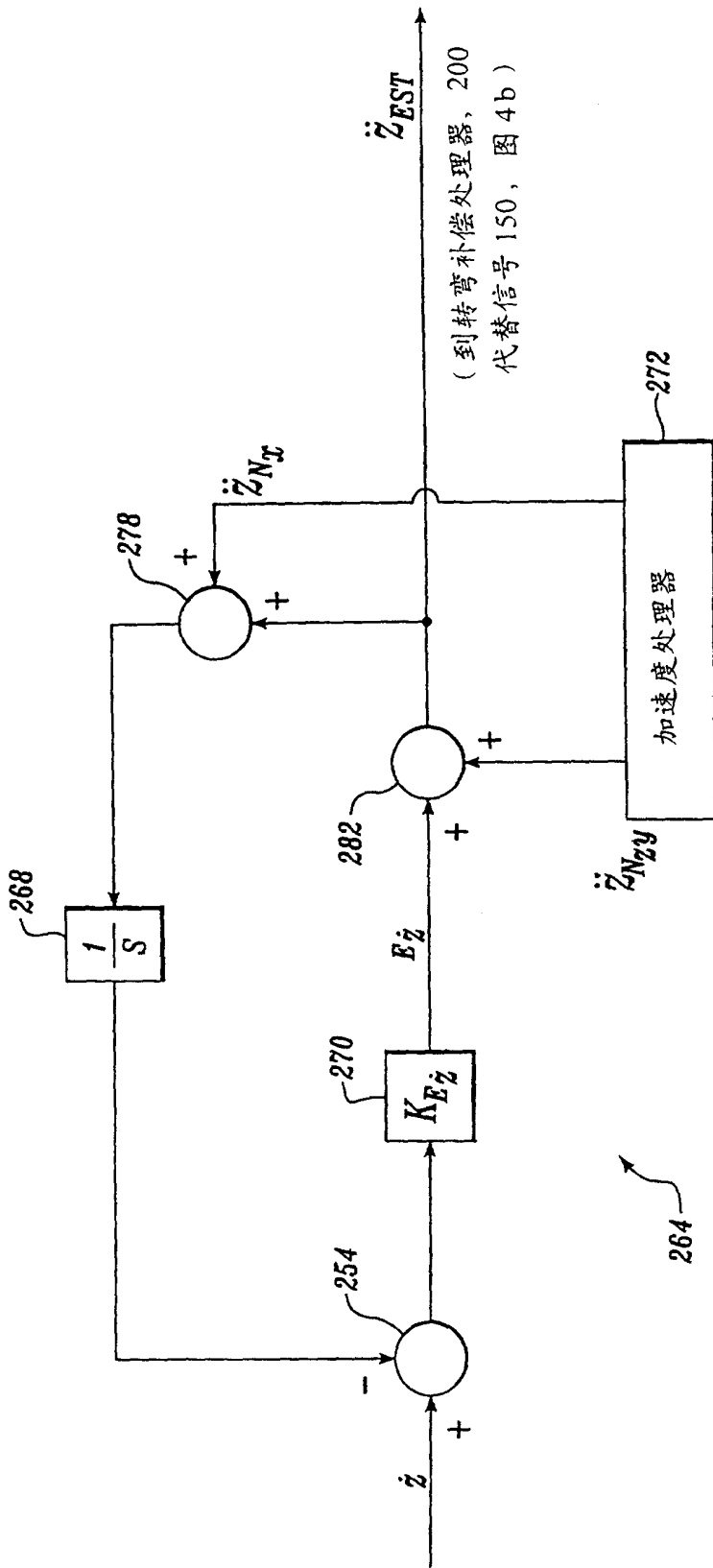


图 4 C

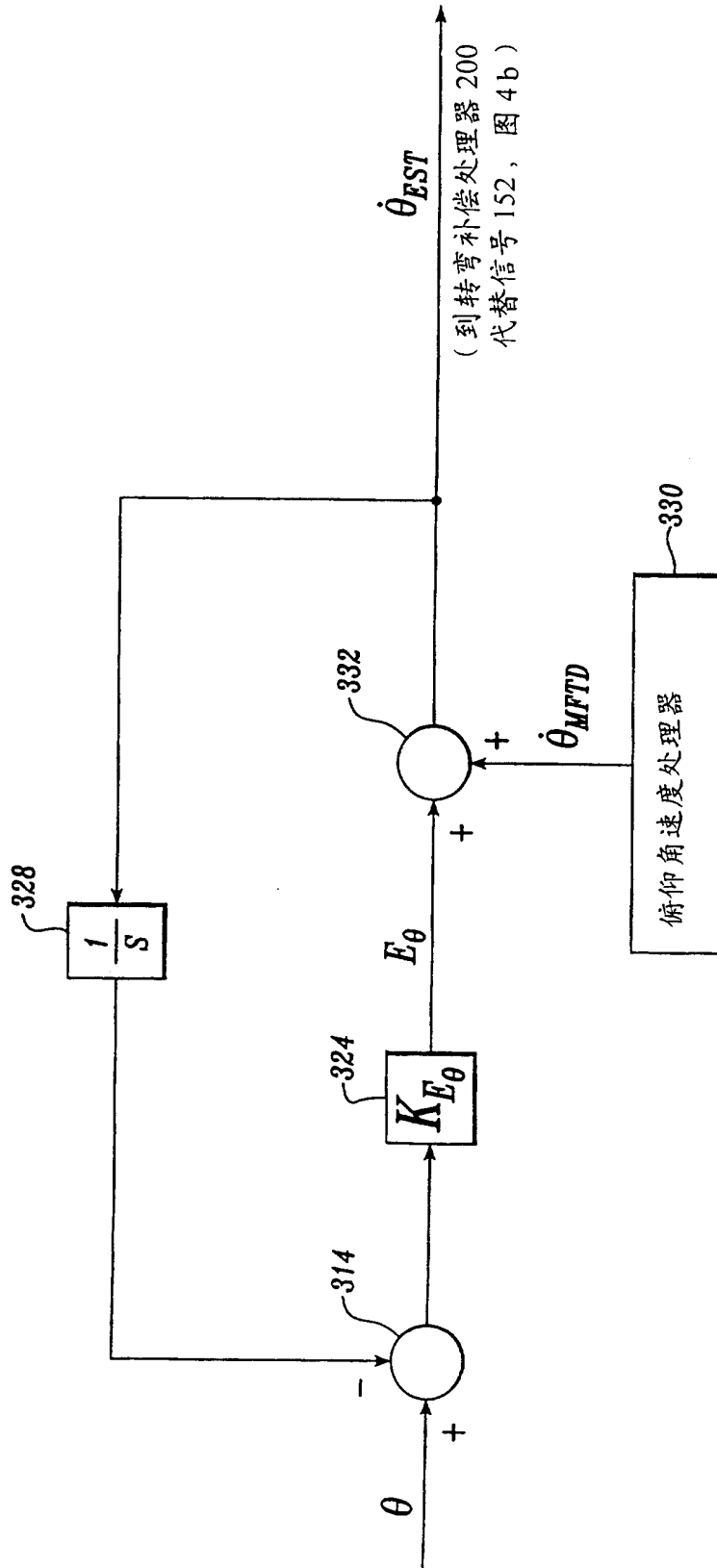


图 4 d

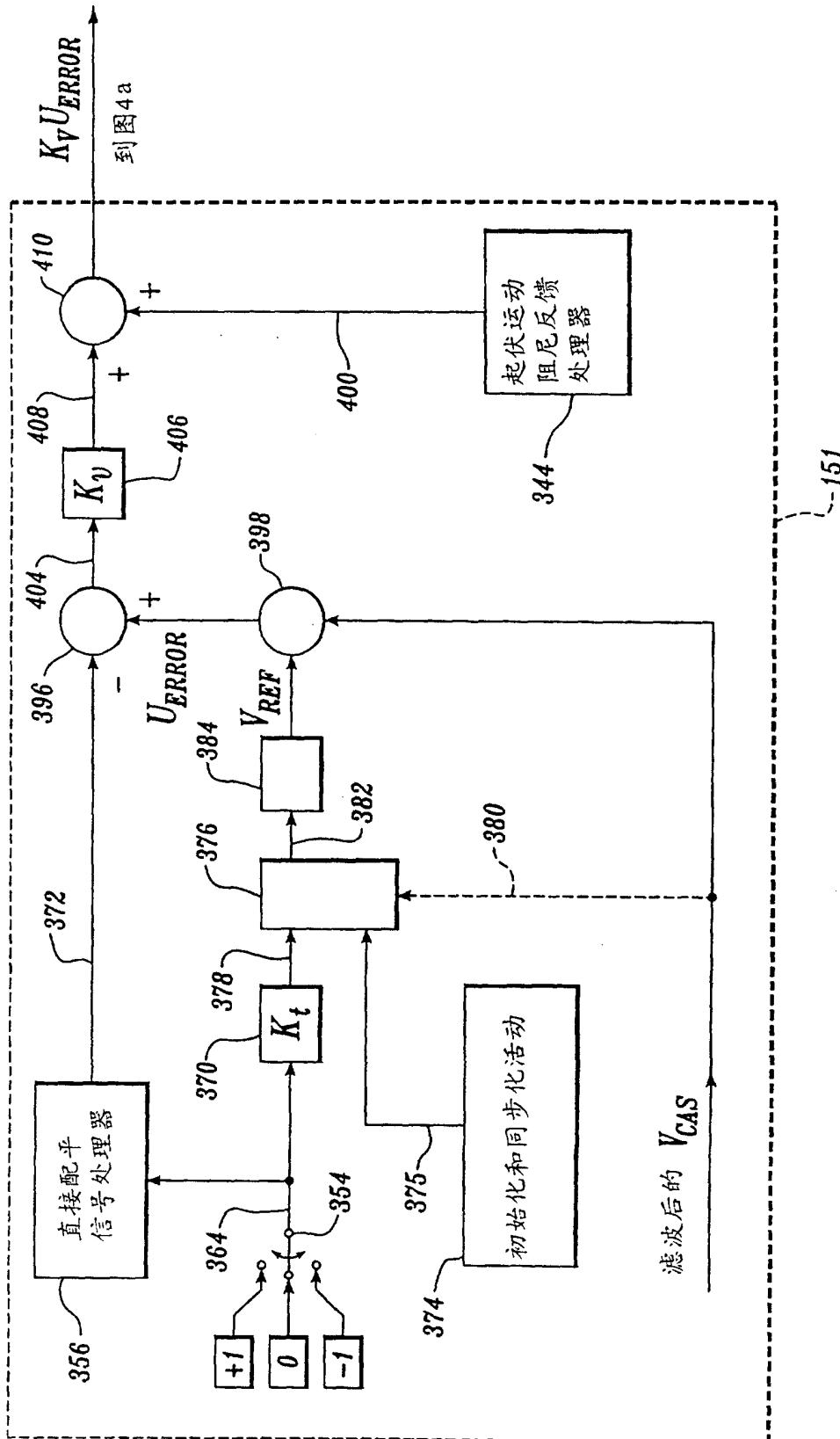


图 4e

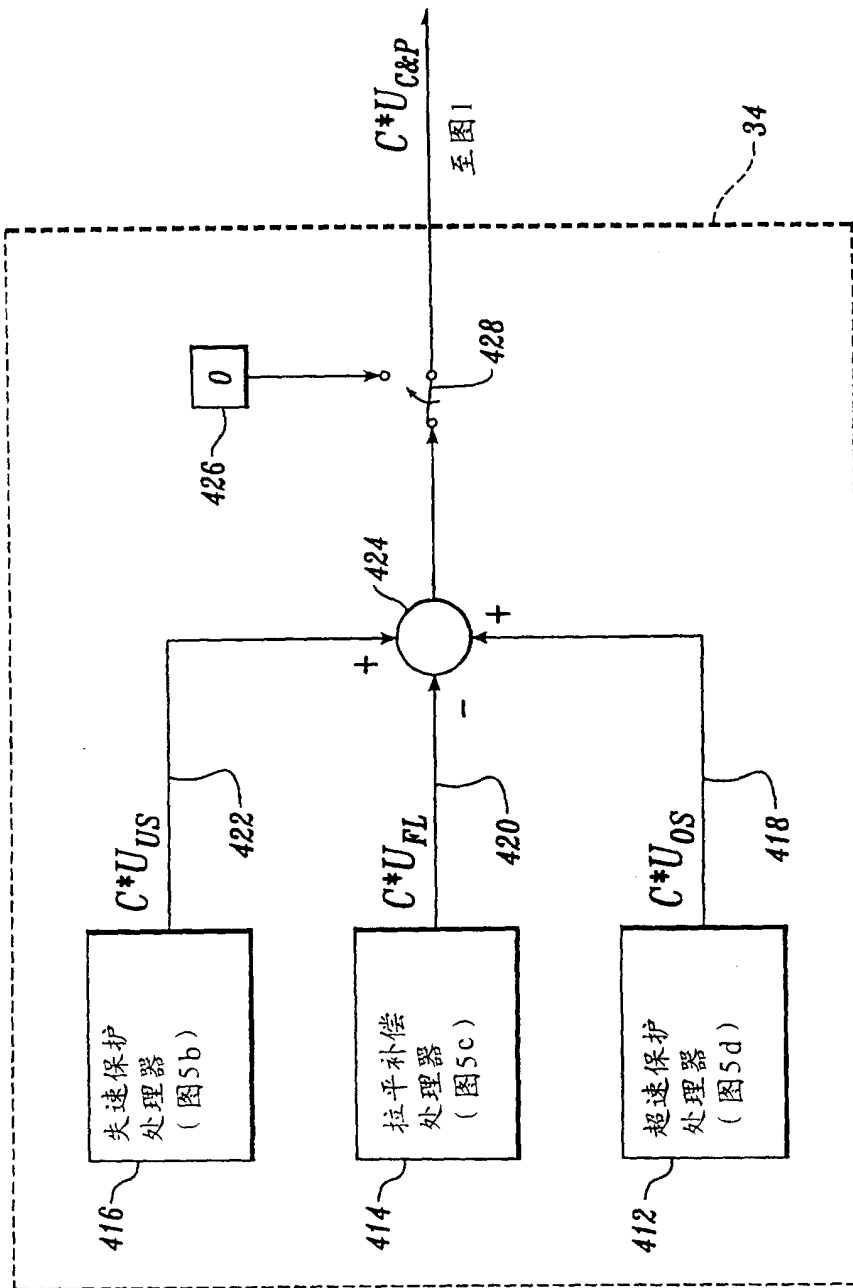


图 5 a

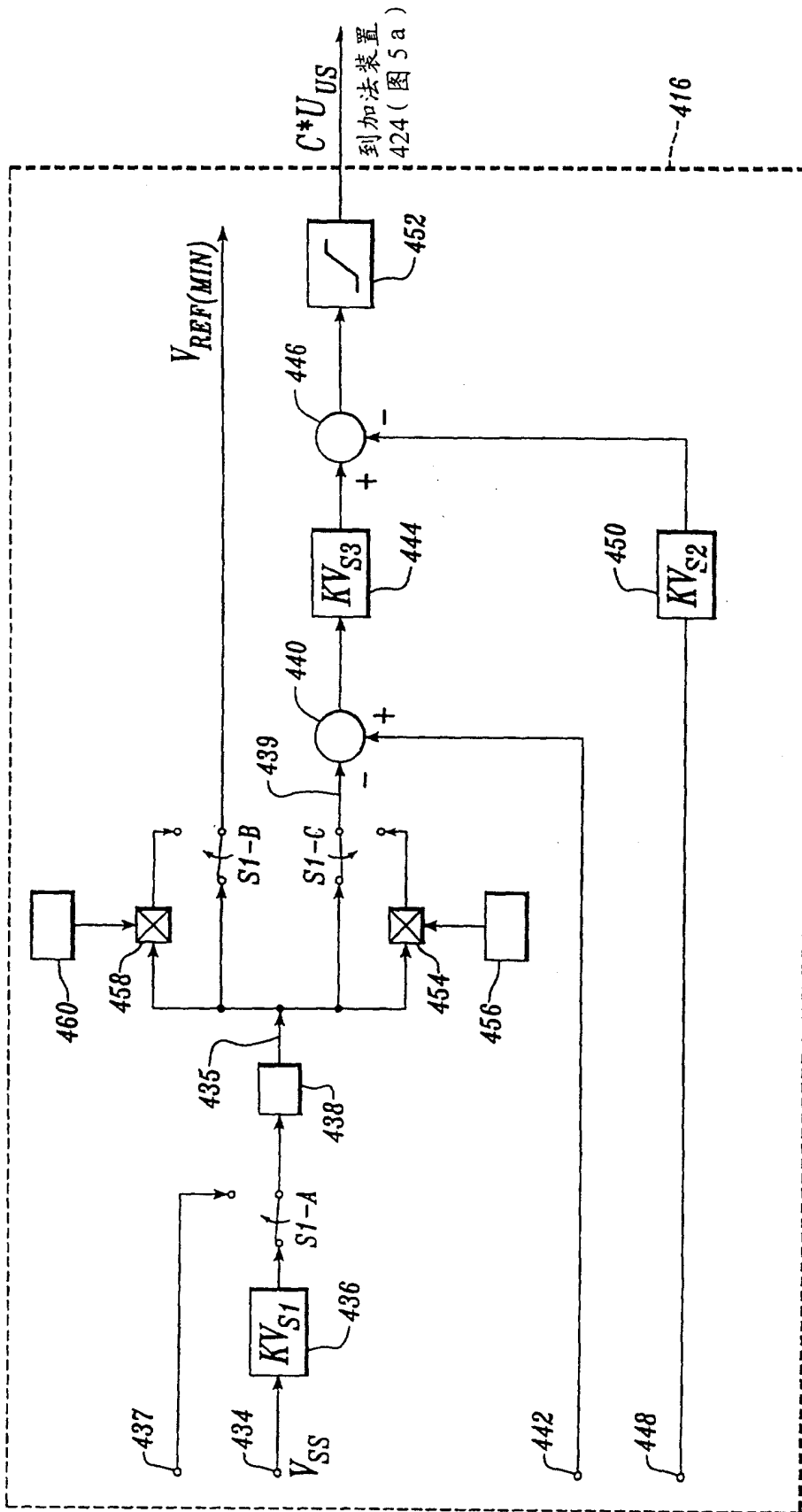


图 5 b

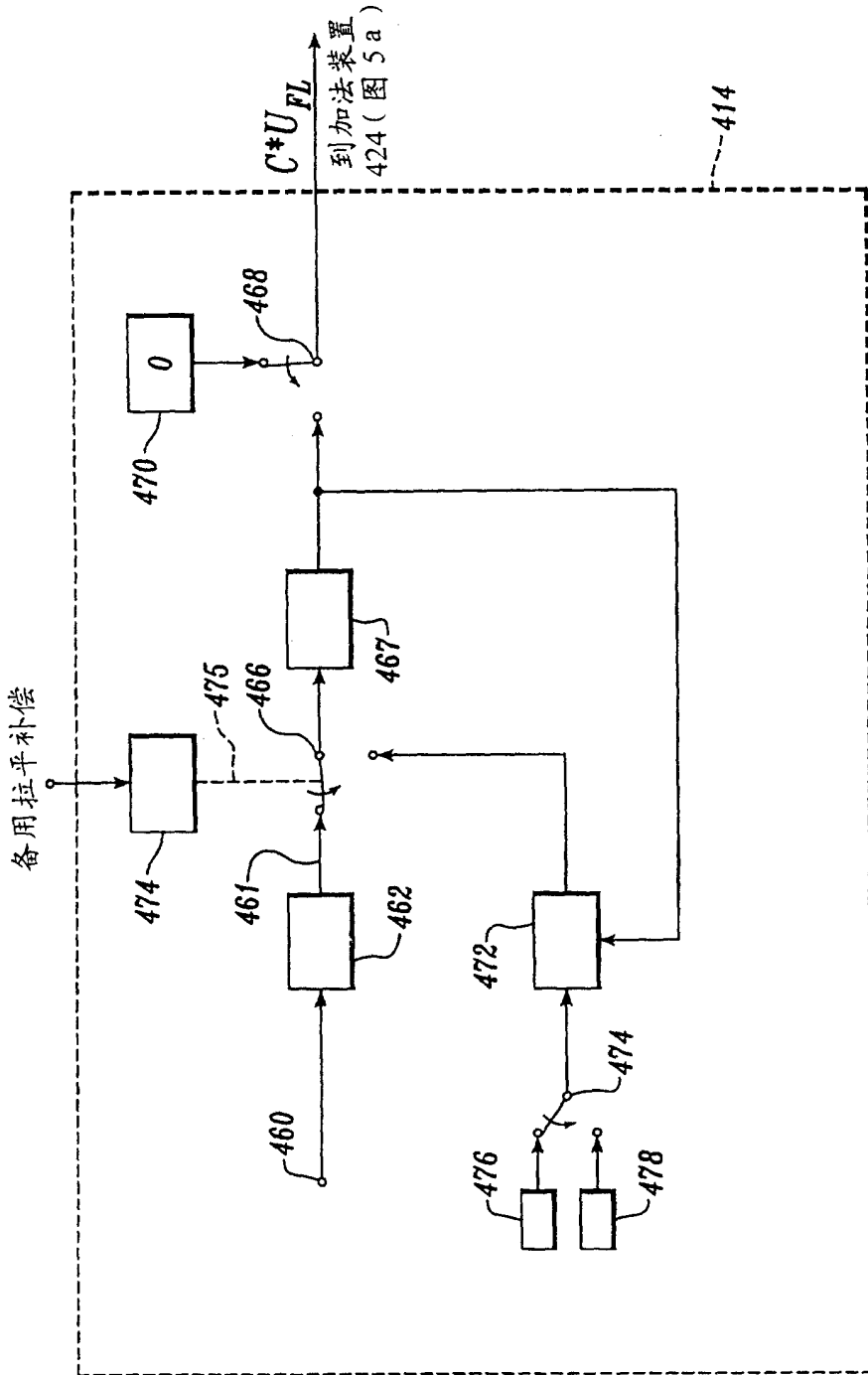


图 5 c

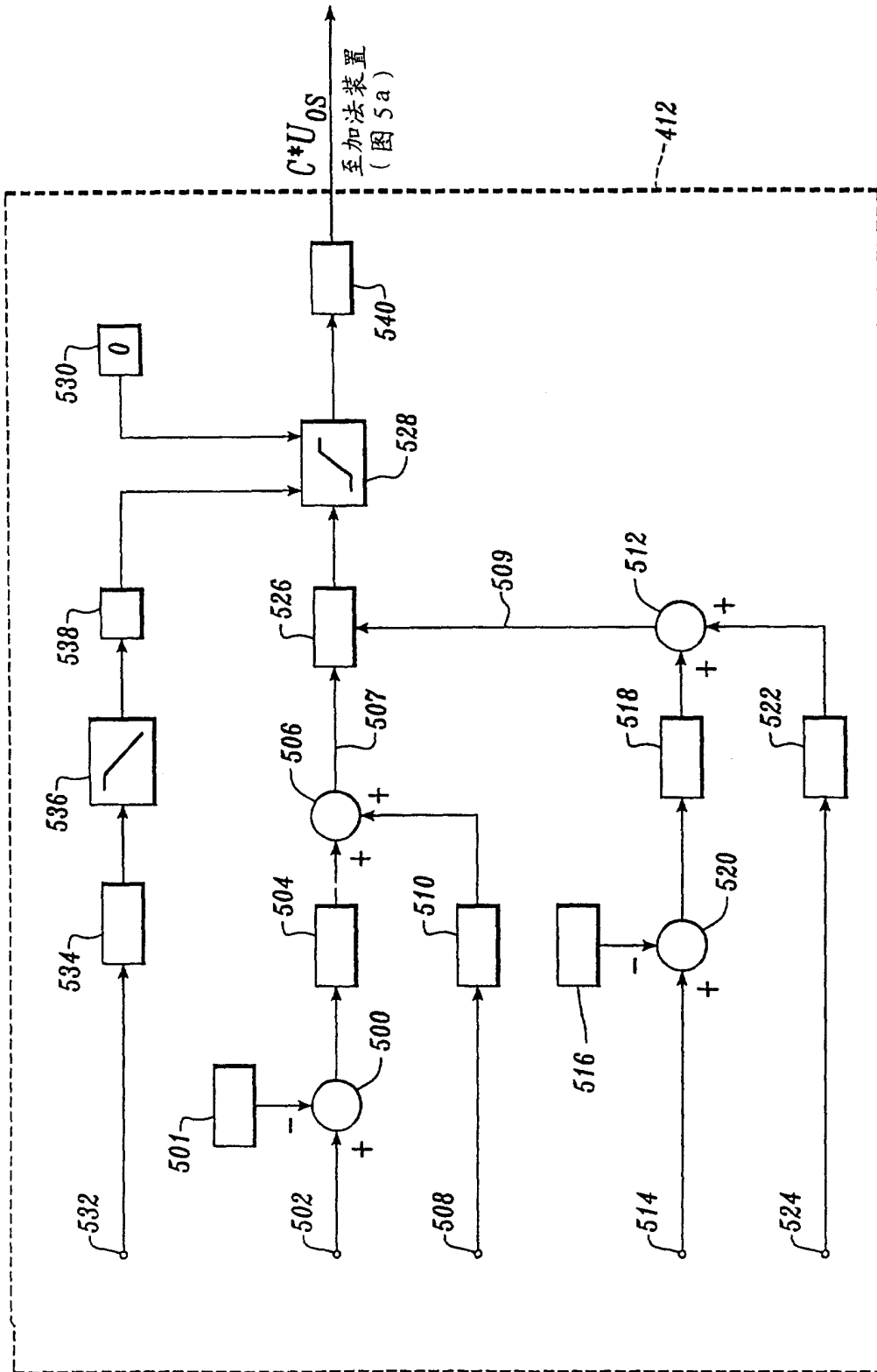


图 5 d

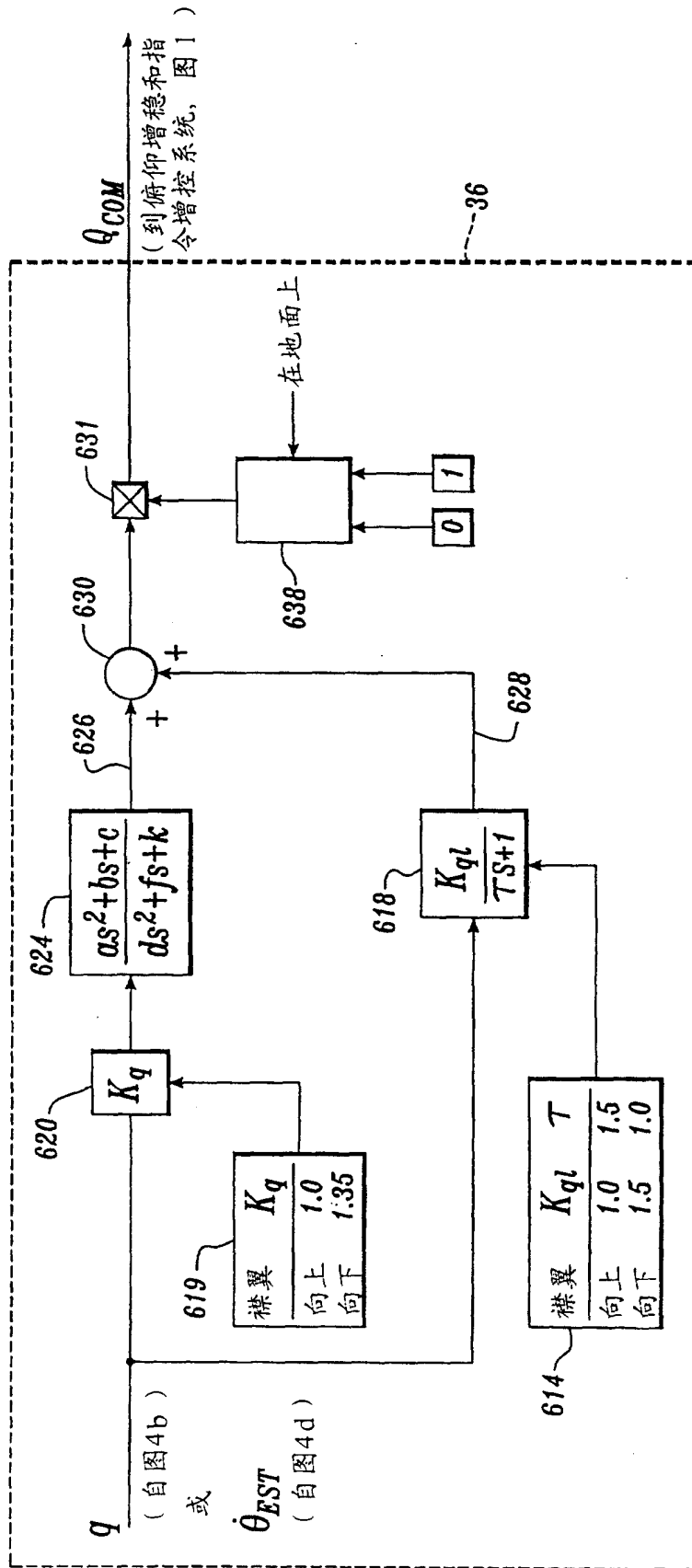


图 6

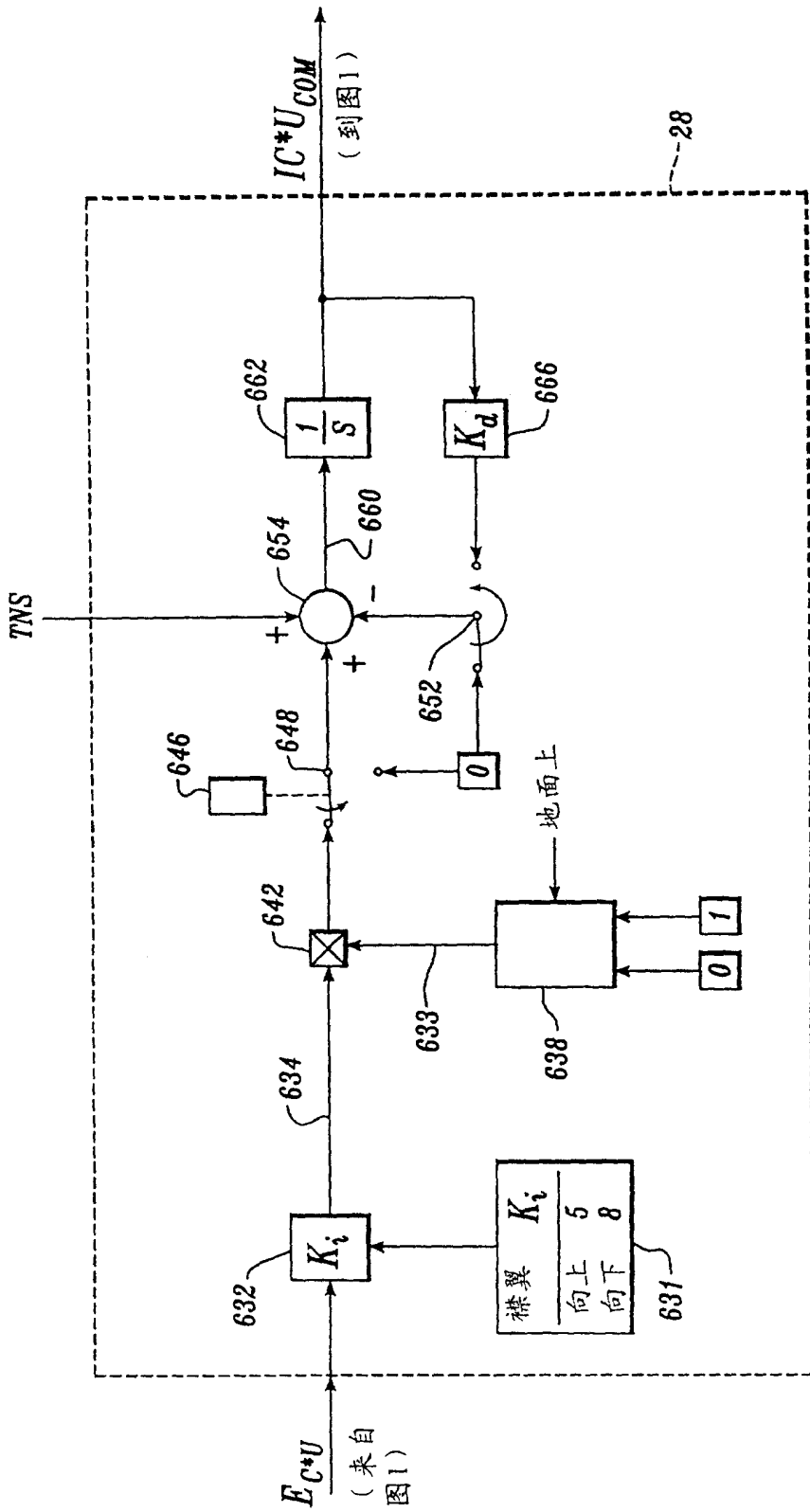


图 7