



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 115047845 A

(43) 申请公布日 2022. 09. 13

(21) 申请号 202210219042.9

(22) 申请日 2022.03.08

(30) 优先权数据

63/158,302 2021.03.08 US

17/676,115 2022.02.18 US

(71) 申请人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 B·N·海尔辛克 P·M·西拉

M·A·沃伦

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司

公司 11245

专利代理师 张颖

(51) Int.Cl.

G05B 23/02 (2006.01)

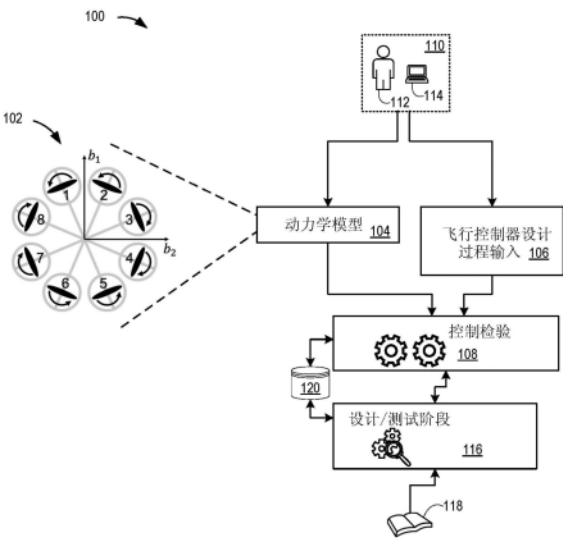
权利要求书2页 说明书23页 附图9页

(54) 发明名称

飞行器飞行控制的评估

(57) 摘要

本发明涉及飞行器飞行控制的评估,系统和方法提供了对飞行器的飞行控制的评估并且定义对应于飞行器的飞行器动力学模型。基于所定义的飞行器动力学模型来构造一个或多个障碍函数,并且使用所述一个或多个障碍函数针对所定义的飞行器动力学模型识别候选不变集。使用所识别的候选不变集来分析所述飞行器的多个飞行控制,并且使用所分析的多个飞行控制,在所分析的候选不变集内通过控制命令确认所述飞行器的命令跟踪。识别落在所分析的候选不变集之外的控制命令。



1. 一种用于评估飞行器(102)的飞行控制的系统,所述系统包括:
至少一个处理器(904);以及
至少一个存储器(902),所述至少一个存储器包括计算机程序代码,所述至少一个存储器(902)和所述计算机程序代码被配置为通过所述至少一个处理器(904)使得所述至少一个处理器(904):
定义(802)对应于所述飞行器(102)的飞行器动力学模型(104);
基于所定义的飞行器动力学模型(104)来构造(804)一个或多个障碍函数(216);
使用所述一个或多个障碍函数(216)来识别(806)所定义的飞行器动力学模型(104)的候选不变集;
使用所识别的候选不变集来分析(810)所述飞行器(102)的多个飞行控制;
使用所分析的多个飞行控制,在所识别的候选不变集内通过控制命令确认所述飞行器(102)的命令跟踪;以及
识别落在所识别的候选不变集之外的控制命令。
2. 根据权利要求1所述的系统,其中所述一个或多个障碍函数(216)包括指数控制障碍函数(216)。
3. 根据权利要求1所述的系统,其中所述飞行器(102)包括八旋翼机(102),并且其中所述计算机程序代码被进一步配置为通过所述至少一个处理器(904)使得所述至少一个处理器(904)使用控制器(502)来执行所述八旋翼机(102)的所述命令跟踪,所述控制器(502)包括被配置为实现所述八旋翼机(102)的旋翼故障的控制分配器(506)。
4. 根据权利要求1所述的系统,其中所述计算机程序代码被进一步配置为通过所述至少一个处理器(904)使得所述至少一个处理器(904)在所述飞行器(102)的设计阶段或验证阶段(116)期间使用所述多个飞行控制的安全性分析来分析所述多个飞行控制;以及使得所述至少一个处理器(904)在具有所述多个飞行控制的控制系统(500)的状态空间中产生具有期望命令点的限定范围的安全区域的不变子集。
5. 根据权利要求4所述的系统,其中所述计算机程序代码被进一步配置为通过所述至少一个处理器(904)使得所述至少一个处理器(904)使用可满足性模理论解算器即SMT解算器来自动确认所述安全区域是不变的。
6. 根据权利要求4所述的系统,其中所述计算机程序代码被进一步配置为通过所述至少一个处理器(904)使得所述至少一个处理器(904)使用所述不变子集来确定所述状态空间上的一组线性不等式,所述一组线性不等式形成在其中执行所述确认的候选不变区域。
7. 一种或多种计算机存储介质,其具有用于评估飞行器(102)的飞行控制的计算机可执行指令(902a),所述计算机可执行指令在由处理器(904)执行时使得所述处理器(904)至少:
定义对应于所述飞行器(102)的飞行器动力学模型(104);
基于所定义的飞行器动力学模型(104)来构造一个或多个障碍函数(216);
使用所述一个或多个障碍函数(216)来识别所定义的飞行器动力学模型(104)的候选不变集;
使用所识别的候选不变集来分析所述飞行器(102)的多个飞行控制;
使用所分析的多个飞行控制,在所识别的候选不变集内通过控制命令确认所述飞行器

(102)的命令跟踪;以及

识别落在所识别的候选不变集之外的控制命令。

8. 根据权利要求7所述的一种或多种计算机存储介质,其中所述一个或多个障碍函数(216)包括指数控制障碍函数(216)。

9. 根据权利要求7所述的一种或多种计算机存储介质,其中所述飞行器(102)包括八旋翼机(102),并且其中根据权利要求15所述的一种或多种计算机存储介质具有另外的计算机可执行指令(902a),所述另外的计算机可执行指令在由所述处理器(904)执行时使得所述处理器(904)至少使用控制器(502)来执行所述八旋翼机(102)的所述命令跟踪,所述控制器(502)包括被配置为实现所述八旋翼机(102)的旋翼故障的控制分配器(506)。

10. 根据权利要求7所述的一种或多种计算机存储介质,具有另外的计算机可执行指令(902a),所述另外的计算机可执行指令在由所述处理器(904)执行时,使得所述处理器(904)至少在所述飞行器(102)的设计阶段或验证阶段(116)期间使用所述多个飞行控制的安全性分析来分析所述多个飞行控制;以及使得所述处理器(904)至少在具有所述多个飞行控制的控制系统(500)的状态空间中产生具有期望命令点的限定范围的安全区域的不变子集。

11. 根据权利要求7至10中任一项所述的一种或多种计算机存储介质,具有另外的计算机可执行指令(902a),所述另外的计算机可执行指令在由所述处理器(904)执行时,使得所述处理器(904)至少使用可满足性模理论解算器即SMT解算器来自动确认所述安全区域是不变的,并且使用所述不变子集来确定所述状态空间上的一组线性不等式,所述一组线性不等式形成在其中执行所述确认的候选不变区域。

飞行器飞行控制的评估

背景技术

[0001] 多旋翼飞行器的使用由于高机动性以及这些飞行器的许多应用(诸如检查和监视)而一直在迅速增长。例如,四旋翼机一直是进行无人飞行器(UAV)研究所利用的流行平台。虽然四旋翼机可容忍部分旋翼故障,但如果飞行器的旋翼之一完全失效,则飞行器将变得无法控制。

[0002] 八旋翼机是四旋翼机的替代方案,其对于旋翼故障为更稳健的。然而,再次,多个旋翼故障会导致八旋翼机变得不稳定。对于这些和其他UAV,已经使用了不同的方法来解决飞行安全性、对象避让、路径计划等。在一些示例中,基于规则的系统或专家知识系统用于控制。然而,即使自主子系统与这些系统一起使用,它也是以零碎方式进行的。因此,已知的解决方案通常涉及高成本;甚至需要对自动驾驶飞行器、机器人和工艺流程的手动监督;在没有明确编程到原始设计的新环境和情况中表现出有限的灵活性;并且不能很好地适应未计划的过程和规程,诸如一次性零件或组件的生产。

发明内容

[0003] 下面参考下面列出的附图详细描述所公开的实施例。提供以下发明内容以说明本文公开的示例。然而,这并不意味着将所有示例限于任何特定的配置或操作序列。

[0004] 本文提供的一些示例包括评估飞行器的飞行控制的计算机化方法。所述计算机化方法包括:定义对应于飞行器的飞行器动力学模型,基于所定义的飞行器动力学模型来构造一个或多个障碍函数,以及使用所述一个或多个障碍函数来识别所定义的飞行器动力学模型的候选不变集。所述计算机化方法还包括:使用所识别的候选不变集来分析所述飞行器的多个飞行控制,以及使用所分析的多个飞行控制,在所分析的候选不变集内通过控制命令确认所述飞行器的命令跟踪。所述计算机化方法还包括识别落在所分析的候选不变集之外的控制命令。

[0005] 本文提供的一些示例包括用于评估飞行器的飞行控制的系统。所述系统包括至少一个处理器和至少一个存储器,所述至少一个存储器包括计算机程序代码。所述至少一个存储器和所述计算机程序代码被配置为通过所述至少一个处理器致使所述至少一个处理器定义对应于飞行器的飞行器动力学模型,基于所定义的飞行器动力学模型来构造一个或多个障碍函数,使用所述一个或多个障碍函数来识别所定义的飞行器动力学模型的候选不变集,使用所识别的候选不变集来分析所述飞行器的多个飞行控制,使用所分析的多个飞行控制,在所分析的候选不变集内通过控制命令确认所述飞行器的命令跟踪,以及识别落在所分析的候选不变集之外的控制命令。

[0006] 本文提供的一些示例包括具有用于评估飞行器的飞行控制的计算机可执行指令的一个或多个计算机存储介质。所述计算机可执行指令在由处理器执行时致使所述处理器至少定义对应于飞行器的飞行器动力学模型,基于所定义的飞行器动力学模型来构造一个或多个障碍函数,使用所述一个或多个障碍函数来识别所定义的飞行器动力学模型的候选不变集,使用所识别的候选不变集来分析所述飞行器的多个飞行控制,使用所分析的多个

飞行控制,在所分析的候选不变集内通过控制命令确认所述飞行器的命令跟踪,以及识别落在所分析的候选不变集之外的控制命令。

[0007] 已经讨论的特征、功能和优点在各种示例中独立地实现或者将在其他示例中组合,参考以下描述和附图,这些示例的进一步细节可见。

附图说明

[0008] 下面参考下面列出的附图详细描述所公开的实施例:

[0009] 图1示出了根据一个示例的有利地采用障碍函数来评估飞行器控制的布置。

[0010] 图2是示出根据一个示例的数据处理系统的框图。

[0011] 图3是根据一个示例的评估系统的框图。

[0012] 图4示出了根据一个示例的八旋翼机。

[0013] 图5是根据一个示例的控制系统的框图。

[0014] 图6是示出根据一个示例的障碍函数数据集的曲线图。

[0015] 图7示出了根据一个示例的用于执行安全性分析的操作回路。

[0016] 图8是示出根据一个示例的评估飞行器控制的安全性的方法的流程图。

[0017] 图9是适于实现本发明的各个方面的计算设备的框图。

[0018] 图10是利地采用本发明的各个方面的装置生产和维修方法的框图。

[0019] 图11是利地采用本发明的各个方面的装置的框图。

[0020] 对应的参考字符在整个附图中表示对应的部分。

具体实施方式

[0021] 将参考附图详细地描述各种示例。在可能的情况下,在整个附图中将使用相同的附图标记来指代相同或相似的部分。在整个本公开中所作的与特定示例和具体实施有关的医用仅出于说明性目的而提供,但除非有相反的指示,否则并不意味着限制所有示例。

[0022] 当结合附图阅读时,将更好地理解上述发明内容以及以下对某些实施例的详细描述。如本文所使用,以单数形式叙述并且之前有单词“一”或“一个”的元件或步骤应理解为本不必排除元件或步骤的复数。此外,对“一个具体实施”或“一个示例”的引用不旨在被解释为排除也合并所列举的特征的附加具体实施的存在。此外,除非明确说明相反,否则“包括”或“具有”一个或多个具有特定属性的元件的示例可包括不具有该属性的附加元件。

[0023] 本文公开了用于评估飞行器飞行控制的实施方式,包括执行其(诸如多旋翼飞行器(例如,八旋翼机))安全性分析以验证飞行控制器的安全性。在各种实施方式中,被认为是安全的并且可证明相对于动力学是不变的飞行器状态空间的区域是使用指数障碍函数以在期望命令状态附近构造候选不变区域来确定的。使用可满足性模理论(SMT)解算器(诸如dReal SMT解算器)来自动确定这些区域不变的确认。这样可确保对飞行器(诸如八旋翼机)的准确命令跟踪处于特定误差范围内。应当注意的是,可使用其他自动化推理工具(例如,其他SMT求解器)。

[0024] 将相对于八旋翼机进行本文所述的示例。然而,本发明能够相对于其他飞行器或非飞行器实现。在一个示例中,经由伪逆控制分配器考虑和解决其中旋翼推力被卡在固定值的旋翼故障。在SMT解算器中通过检查分配器所需的推力从未超过旋翼的能力来验证控

制分配器的安全性。本文描述的具体实施方式结合特定八旋翼机示例进行描述,以说明在正常条件和旋翼故障的各种组合下验证控制器的期望命令跟踪特性。应当理解的是,本公开在其他应用中是可实现的,诸如具有一个旋翼、两个旋翼、四个旋翼、六个旋翼、八个旋翼或其他数量的旋翼的飞行器。

[0025] 各种示例使用障碍函数来分析在飞行器的设计阶段期间或使用飞行器之前(诸如在设计或测试阶段中的验证和/或确认期间)的常规定义的控制器的安全特性。也就是说,本公开描述了在预生产或预飞行时期或阶段期间使用SMT求解来验证控制器的安全性的系统和方法。例如,设计了飞行器的控制器,并且使用与安全性分析解耦的控制器设计来验证控制器的飞行包络和渐近稳定性,使得即使在基础控制器不能再被修改的情况下,或者出于其他原因在设计阶段引入障碍函数是不可行的情况下,也可采用本公开。

[0026] 因此,本文公开的各个方面和实施方式涉及用于对UAV的飞行包络进行形式验证的解决方案,特别是可独立于控制器的设计而使用的解决方案。在一个示例中,这可自动进行检查。更具体地参考附图,图1示出了有利地采用障碍函数(更具体地,如本文更详细地描述的指数障碍函数)和SMT求解以在控制系统的状态空间中的期望命令点附近产生规定安全区域的不变子集的布置100。布置100被配置为通过被设计为跟踪命令的控制器来分析系统,并且其中通过围绕期望操作状态的线性化来合理地近似动力学。因此,布置100很好地适于例如在飞行器几乎直立或略微倾斜的状态下分析UAV安全性,或者用于验证用于多种飞机的增益预定控制器。

[0027] 结合分析八旋翼机102的飞行控制来示出布置100,其对于旋翼故障是稳健的。利用本文描述的实施方式中的容错,布置100可考虑完全旋翼故障,其中一个或多个旋翼完全停止工作并施加零推力,并且更一般地,其中旋翼卡在特定速度的故障。为了减轻这些故障,如本文更详细描述的控制分配器用于尝试维持理想的八旋翼机行为。在一个示例中,被验证的控制分配器的主导或主要属性是旋翼总是能够施加由分配器命令的旋翼推力。应当注意的是,假设故障是完全已知的,并且因此无法确定故障检测的问题。还应注意,布置100能够分析不同飞行器(诸如其他UAV)的不同控制。

[0028] 在各种示例中,布置100基于动力学模型104来生成一个或多个障碍函数(诸如控制障碍函数)以执行对飞行控制器设计过程输入106的分析。也就是说,动力学模型104在一些示例中用于确定或生成一个或多个障碍函数,并且其还使用飞行控制器设计过程输入106来执行飞行控制分析,诸如用于一个或多个控制检验108。

[0029] 在一个示例中,通过向如本文更详细地描述的评估处理器发出指令或命令来执行一个或多个控制检验108,以对八旋翼机102执行控制操作的分析,从而确定八旋翼机102如何响应控制命令。在一个示例中,在如图10所示的装置制造和维修方法1000中,在生产期间、在部件和子组件制造期间1006、在预生产期间采用布置100。

[0030] 在一个示例中,基于从包括访问用户界面(UI) 114的人类行动者112的人类行动者代理110接收的指令,使用SMT求解来执行一个或多个控制检验108。在一些示例中,一个或多个控制检验108是使用如本文更详细描述的反馈信息来执行的,并且该反馈信息由行动者代理110提供和/或对其进行操作。在一些示例中,一个或多个控制检验108基于非线性八旋翼机模型针对各种旋翼故障情况控制或执行安全性分析。例如,如本文更详细描述的,产生利用指数障碍函数的SMT分析来执行安全性分析的候选不变集。也就是说,在各种示例中

执行针对八旋翼机102的命令控制验证。

[0031] 应当注意的是,人类行动者112可经由UI 114接收指令并提供输入以用于一个或多个控制检验108。在一个示例中,使用图9所示的计算设备900来实现UI 114。

[0032] 在所示例中,一个或多个控制检验108被用作八旋翼机102的设计/测试时期或阶段116的一部分。设计/测试时期或阶段116使用数据118为八旋翼机102的控制操作提供预设计、预部署和/或补充分析,在一个示例中,该数据包括一个或多个候选控制障碍函数。预设计和/或预部署操作可用于在八旋翼机102的部署或操作之前修改设计过程。数据存储装置120至少存储在执行一个或多个控制检验108时使用的指令或数据。

[0033] 现在参考图2,一个或多个控制检验108被示为在如图2所示的部署为云服务的数据处理系统200(例如,安全性分析系统)内执行或实现。在该示例中,数据处理系统200使用控制障碍函数来实现评估、测试和/或确认过程,特别是对于飞行器飞行控制。也就是说,数据处理系统200使用验证和/或确认框架来操作,在一个示例中,该验证和/或确认框架仅依赖于动力学模型(例如,动力学模型104)、控制障碍函数(诸如指数障碍函数216)和SMT求解来执行多旋翼飞行器(特别是八旋翼机102)和密切相关的飞行控制系统的安全性验证。数据处理系统200提供了一种自动化方式来验证与例如由飞行员给出的命令相关的飞行器的行为,并且具体地,验证飞行控制系统是否能够准确地跟踪目标命令。

[0034] 数据处理系统200包括一个或多个计算机202以及用于存储例如动力学模型和飞行控制器设计过程信息的存储装置204。应当理解,其他数据可存储在存储装置204中并且由一个或多个计算机202使用本公开进行处理。

[0035] 在一些示例中,数据处理系统200连接到一个或多个终端用户计算设备,诸如台式计算机206、智能电话208和膝上型计算机210。例如,数据处理系统200被示为经由计算机网络214(被示为互联网)连接到终端用户计算设备。

[0036] 数据处理系统200从终端用户计算设备或服务器接收输入数据,诸如一个或多个八旋翼机动力学模型和飞行控制器设计过程信息。数据被上传到数据处理系统200以进行处理,诸如用于评估对于八旋翼机102的控制命令的执行(如图1所示)。应当理解,数据处理系统200中的一些或全部或数据处理系统200的功能可在终端用户计算设备内实现。

[0037] 在该示例中,数据处理系统200使用控制障碍函数的SMT分析来实现一个或多个控制检验108以用于评估、测试和/或确认过程,特别是用于飞行器飞行控制。在一些示例中,本文描述的数据处理系统200的功能至少部分地由一个或多个硬件逻辑部件执行。例如但不限于,所使用的示意性类型的硬件逻辑部件包括现场可编程门阵列(FPGA)、专用集成电路(ASIC)、专用标准产品(ASSP)、片上系统的系统(SOC)、复杂可编程逻辑器件(CPLD)、图形处理单元(GPU)。

[0038] 利用本公开,在一个实施方式中,在飞行器被部署之前的设计时期或阶段(或测试时期或阶段)时,在部署之前诊断和校正飞行控制系统的潜在安全问题。例如,数据处理系统200可操作以识别驾驶员认为安全或期望的飞行器状态空间的区域。在保证飞行器停留在区域内的意义上,这些都是正向不变的候选。数据处理系统200提供用于自动检查给定候选区域是否不变的装置。另外,在一些示例中,数据处理系统200评估飞行控制系统考虑旋翼故障的能力,其中一个或多个旋翼完全停止工作或者旋翼推力卡在特定固定值。因此,数据处理系统200被配置为以自动化方式验证飞行器是否能够经由如本文更详细描述的反

控制分配器来适应旋翼故障。因此,数据处理系统能够确定地量化在正常条件下以及在各种旋翼故障下的多旋翼飞行器的命令跟踪能力。

[0039] 例如,数据处理系统200使用指数障碍函数216的SMT分析来确定飞行器的正向不变集。更具体地,数据处理系统200使用涉及飞行器状态的线性不等式来识别候选不变集,该线性不等式是由针对控制系统的线性化动力学构造候选指数障碍函数216而产生的。使用SMT求解来自动分析候选指数障碍函数216,以便确认或反驳这些函数是否是真正的障碍函数(即,对应于系统的不变集)。应当注意的是,这样,用于飞行器的控制器设计与飞行控制系统的评估分离,而不是假设控制器与安全性评估同时设计。也就是说,本公开的各种实施方式可在飞行器的基础控制器不再能够被修改的情况下,或者在设计阶段引入障碍函数是不可行的情况下采用。

[0040] 各种示例包括如图3所示的评估系统300。在一个示例中,评定系统300使用关于不同动力学模型304(被示为八旋翼机动力学模型)的障碍函数来执行飞行控制器设计过程306的确认以评定多旋翼飞行器的控制器的性能的安全性。利用评定系统300,飞行器能够跟踪飞行员给出的命令的准确性可确定地被精确地量化,这与通常是飞机安全性验证的常用方法的蒙特卡洛模拟不同,因为评定系统300能够在有效飞行器状态的范围内全面且一致地评定飞行器的行为,而不是通过蒙特卡洛评定的离散点的集合。并且如本文所讨论的,评估系统300并不紧密地与所分析的控制器的设计联系在一起,并且可在不需要修改的情况下应用于已经定义的控制器。

[0041] 更具体地,评估系统300包括验证分析处理器302,该验证分析处理器在一些示例中被配置为处理引擎,该处理引擎执行对一个或多个控制器的性能(诸如多旋翼飞行器(例如,八旋翼机102)的飞行控制)的分析,以评估或评定一个或多个控制器的性能的安全性(例如,提供多旋翼飞行器能够跟踪控制命令的量化准确度输出314)。应当注意,评估系统300可应用于针对不同类型的飞行器的不同类型的评估。

[0042] 评估系统300可访问输入数据,在所示示例中,该输入数据包括与飞行控制器设计过程306相关的不同动力学模型304和设计数据。例如,评估系统300可访问用于生成或定义一个或多个控制障碍函数的与八旋翼机102相关的不同动力学模型304,如本文更详细地描述的,该控制障碍函数是用于经由SMT分析来验证八旋翼机102的一个或多个控制的执行的一个或多个候选控制障碍函数。在一些示例中,不同动力学模型304是感兴趣的一个或多个故障场景期间的八旋翼机动力学的模型。

[0043] 通常,各种示例使用八旋翼机动力学模型来对如图4所示的八旋翼机400的旋翼402的刚体动力学和一些特性进行建模,并且该八旋翼机可被体现为八旋翼机102(如图1所示)。如图4所示,八旋翼机400包括以正八边形的形状布置的八个相同旋翼402。每个旋翼402施加垂直于八旋翼机的平面的向上推力,以及围绕八旋翼机的质心400的转矩,如下所述。

[0044] 在一个示例中,为了表达八旋翼机400的动力学,定义了两个参考系。首先,定义世界参考系,假设该世界参考系是惯性的,并且由标准单位基向量 $\{e_1, e_2, e_3\}$ 给出,其中 $e_1 = [1, 0, 0]^T$, $e_2 = [0, 1, 0]^T$, $e_3 = [0, 0, 1]^T$ 。在该示例中,假设 e_1 指向北, e_2 指向东,并且 e_3 指向下。接下来,假设八旋翼机400的主体具有由正交(垂直)向量 b_1, b_2, b_3 给出的参考系(主体参考系),其中 b_1 被认为是相对于八旋翼机400的向前方向, b_2 是向右方向,并且 b_3 是向下方向(在图4中, b_3 指向

页面)。3×3矩阵 $[b_1, b_2, b_3]$ 由R表示,该R是从主体参考系到世界参考系的旋转矩阵。

[0045] 现在将描述系统的状态空间。在状态空间中,八旋翼机400的质心的惯性位置由 $r = [x, y, z]^T$ 表示,并且惯性速度由 $v = [v_x, v_y, v_z]^T$ 表示。八旋翼机400的状态的另一个分量是由R给出的取向。另选地,取向可用欧拉角 $E = [\phi, \theta, \psi]^T$ 来表示,其中 ϕ, θ, ψ 分别为滚转角、俯仰角和偏航角,对应于针对欧拉角的Z-Y-X序列,这导致R与 $[\phi, \theta, \psi]$ 之间的以下关系:

$$[0046] \quad R = \begin{bmatrix} c_\psi & -s_\psi & 0 \\ s_\psi & c_\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_\theta & 0 & s_\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s_\theta & 0 & c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi & c_\phi \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}.$$

[0047] 在这个示例中, $s_* = \sin(*)$, $c_* = \cos(*)$, $t_* = \tan(*)$ 。并且,状态空间的最终分量是八旋翼机400相对于主体参考系的角速度向量 $\Omega = [\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3]^T$ 。

[0048] 现在将描述八旋翼机400的控制空间。控制空间由八个旋翼402组成,其中每个旋翼在八旋翼机400上施加力和转矩。为简单起见,假设每个旋翼402的推力可直接设置,并且因此电机动力学不被建模。此外,假设每个旋翼402仅能够在一个方向上旋转,如图4所示,并且所施加的推力在相对于八旋翼机的向上方向 $-b_3$ 上。使 $f_j, j=1, \dots, 8$ 表示由旋翼402施加的力。则假设每个 f_j 被限于区间 $[f_{\min}, f_{\max}]$,其中 $f_{\min}$ 和 $f_{\max}$ 分别是每个旋翼402可在八旋翼机400上施加的最小和最大可能力。因为假设旋翼402只能在一个方向上旋转,所以 $f_{\min} \geq 0$ 。

[0049] 此外,d表示从八旋翼机400的质心到每个旋翼402的中心的距离,并且应当注意,第j个旋翼402的推力产生与包含旋翼402的臂垂直的八旋翼机平面中的围绕轴线的量值为 $d \cdot f_j$ 的转矩。第j个旋翼402还产生量值为 $c \cdot f_j$ 的围绕 b_3 轴线的转矩,其中c是产生的转矩与推力的比率。具体地,逆时针旋转的旋翼402产生在 b_3 方向上的转矩,并且顺时针旋转的旋翼402产生在 $-b_3$ 方向上的转矩。

[0050] 在该示例中,F表示由旋翼施加的总推力,并且 τ_1, τ_2, τ_3 分别表示由旋翼402施加的围绕主体轴线 b_1, b_2, b_3 的净转矩。然后使 $\gamma = \pi/8, u = [F, \tau_1, \tau_2, \tau_3]^T$ 和 $f_{\text{all}} = [f_1, \dots, f_8]^T$ 之间的关系由 $u = \Lambda f_{\text{all}}$ 给出,其中 Λ 是矩阵:

$$[0051] \quad \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ ds_\gamma & -ds_\gamma & -dc_\gamma & -dc_\gamma & -ds_\gamma & ds_\gamma & dc_\gamma & dc_\gamma \\ dc_\gamma & dc_\gamma & ds_\gamma & -ds_\gamma & -dc_\gamma & -dc_\gamma & -ds_\gamma & ds_\gamma \\ c & c & -c & -c & c & c & -c & -c \end{bmatrix}$$

[0052] 接下来,使 $m \in \mathbb{R}$ 表示八旋翼机400的质量, $g=9.81\text{m/s}^2$ 为重力加速度,并且

$$[0053] \quad J = \begin{bmatrix} J_1 & 0 & 0 \\ 0 & J_2 & 0 \\ 0 & 0 & J_3 \end{bmatrix}$$

[0054] 是八旋翼机400相对于八旋翼机400的主体参考系的惯性矩阵。然后使 $\Delta_r = [\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z]^T$ 以及 $\Delta_R = [\Delta_{R,1}, \Delta_{R,2}, \Delta_{R,3}]^T$ 表示针对其未考虑由于动力学产生的扰动的未结构化的力和转矩。具体地,在该示例中,这些扰动被视为包括空气动力学效应(例如空气阻力和叶片拍打),为简单起见,这些空气动力学效应没有被详细建模。假设扰动是未知的、未跟

踪的和可测量的时间函数,并且满足不等式 $|\Delta_x|, |\Delta_y|, |\Delta_z| \leq \Delta_{r,\max}$ 和 $|\Delta_{R,1}|, |\Delta_{R,2}| \leq \Delta_{R,12,\max}, |\Delta_{R,3}| \leq \Delta_{R,3,\max}$,其中 $\Delta_{r,\max}, \Delta_{R,12,\max}$ 和 $\Delta_{R,3,\max}$ 是固定边界。然后,描述八旋翼机400的运动的微分方程为:

$$[0055] \quad \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}$$

$$[0056] \quad m\dot{\mathbf{v}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} - F \begin{bmatrix} c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ c_\phi c_\theta \end{bmatrix} + \Delta_r$$

$$[0057] \quad \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & \frac{s_\phi}{c_\theta} & \frac{c_\phi}{c_\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \end{bmatrix}$$

$$[0058] \quad J\dot{\Omega} = \tau - \Omega \times J\Omega + \Delta_R.$$

[0059] 在该示例中,重点在于状态向量 $\mathbf{s} = [v_z, \phi, \theta, \psi, \Omega_1, \Omega_2, \Omega_3]^T$ 的分量的动力学,其被认为是八旋翼机系统的“内环”分量。应当注意的是,这些分量的导数不取决于 $[x, y, z, v_x, v_y]$,并且因此 $\mathbf{s}$ 的分量可被视为形成明确定义的控制系统的状态空间。

[0060] 如本文所述,实现各种示例以控制八旋翼机400的垂直速度和取向的动力学。在一个示例中,控制系统500包括控制器502,如图5所示,并且被配置为使八旋翼机状态的分量 v_z, ϕ, θ, ψ 跟踪命令 $(v_{z,d}, \phi_d, \theta_d, \psi_d)$ 。换句话说,在这个示例中,希望 $\mathbf{s}$ 跟踪 $\mathbf{s}_d = [v_{z,d}, \phi_d, \theta_d, \psi_d, 0, 0, 0]^T$ 。

[0061] 在所示出的示例中,控制器502包括被示为块K部件504的输入块,其将当前状态与命令状态之间的差 $\mathbf{s}_d - \mathbf{s}$ 作为输入,并且返回净力和转矩的命令向量 $\mathbf{u}_d = [F_d, \tau_{1,d}, \tau_{2,d}, \tau_{3,d}]^T$ 。块K部件504忽略了八旋翼机400是否实际上能够执行 $\mathbf{u}_d$,也就是说,是否存在产生期望命令的有效 f_{all} 。因此, $\mathbf{u}_d$ 不一定是实际控制输入 $\mathbf{u} = [F, \tau_1, \tau_2, \tau_3]^T$ 。为了确定 $\mathbf{u}$,控制器502包括控制分配器506,该控制分配器将 $\mathbf{u}_d$ 作为输入并返回 f_{all} 的值,使得对于所有 $j, f_{\min} \leq f_j \leq f_{\max}$,并且所得控制输入 $\mathbf{u} = \Lambda f_{all}$ 旨在等于或者接近 $\mathbf{u}_d$ 。应当注意的是,另外,控制分配器506用于实现旋翼故障。具体地,假设旋翼故障总是已知的,并且控制分配器506被定义为使得对应于故障旋翼402的推力 f_j 匹配旋翼402被卡住的值。

[0062] 虽然在一些情况下,命令值 $\mathbf{u}_d$ 不等于 $\mathbf{u}$,但为了验证安全性,这种情况永远不会发生。具体地,在该示例中,期望找到能够由八旋翼机400执行针对其的所有命令值 $\mathbf{u}_d$ 的不变集。这允许将验证规程分成两个单独步骤。第一步是验证所选择的候选不变集在 $\mathbf{u}$ 总是等于 $\mathbf{u}_d$ 的假设下被控制器502呈现为不变。第二步是验证针对候选不变集中的所有状态,对于控制分配器506是否满足等式 $\mathbf{u} = \mathbf{u}_d$ 。对于分析的每个旋翼故障组合执行此步骤。

[0063] 相对于块K部件504,在一个示例中,该控制器部件具有比例导数(PD)结构并且由以下定义:

$$[0064] \quad F_d = \frac{mg}{c_\phi c_\theta} + K_{dz}(v_z - v_{z,d})$$

$$[0065] \quad \tau_{1,d} = -K_{p\phi}(\phi - \phi_d) - K_{d\phi}\Omega_1$$

$$[0066] \quad \tau_{2,d} = -K_{p\theta}(\theta - \theta_d) - K_{d\theta}\Omega_2$$

$$[0067] \quad \tau_{3,d} = -K_{p\psi}(\psi - \psi_d) - K_{d\psi} \dot{\Omega}_3.$$

[0068] 应当注意的是, $\frac{mg}{c_\phi c_\theta}$ 是将八旋翼机400的垂直加速度保持在0所需的总旋翼推力。

各种系数 K_* 取自线性二次调节器,该线性二次调节器是在 $s=0$ 时并且在 $v_{z,d}, \phi_d, \theta_d, \psi_d, \Delta_{r,max}, \Delta_{R,12,max}$ 和 $\Delta_{R,3,max}$ 都等于0的假设下针对线性化的八旋翼机动力学计算的。

[0069] 在一个示例中,为了确定由八旋翼机400响应于命令的控制输入 u_d 而施加的单独旋翼推力,使用伪逆控制分配方法。在此阶段,该过程考虑了旋翼402中的一些已经发生故障的可能性。因此,在这个示例中,使 $W \in \{1, \dots, 8\}$ 为对应于已经发生故障的旋翼的索引的集合(可能为空),并且对于 $j \in W$,使 $\bar{f}_j \in [f_{min}, f_{max}]$ 为旋翼 j 被卡在的推力。对于 $j \notin W$ 和

$\bar{f}_{all} = [\bar{f}_1, \dots, \bar{f}_8]^T$,也使 $\bar{f}_j = 0$ 。接下来, Λ_W 被定义为具有与 Λ 相同的条目的矩阵,不同之处在于对于所有 $j \in W$, Λ_W 的列 j 被清零。然后使 $\Lambda_W^\dagger$ 为 Λ_W 的伪逆。关于这一点,

$\tilde{f}_{all} = [\tilde{f}_1, \dots, \tilde{f}_8]^T$ 由以下定义:

$$[0070] \quad \tilde{f}_{all} = \bar{f}_{all} + \Lambda_W^\dagger(u_d - \Lambda \bar{f}_{all}).$$

[0071] 向量 $\tilde{f}_{all}$ 由潜在旋翼值组成,其中根据需要,对于所有 $j \in W$, $\tilde{f}_j = \bar{f}_j$ 。然而,对于一些 $j \notin W$, $\tilde{f}_j$ 可能落在 $[f_{min}, f_{max}]$ 之外。因此,对于 $j=1, \dots, 8$, f_j 由以下定义:

$$[0072] \quad f_j = \begin{cases} \bar{f}_j & \text{if } j \in W \\ \text{mid}\{f_{min}, \tilde{f}_j, f_{max}\} & \text{if } j \notin W, \end{cases}$$

[0073] 其中 $\text{mid}\{f_{min}, \tilde{f}_j, f_{max}\}$ 表示集合 $\{f_{min}, \tilde{f}_j, f_{max}\}$ 的中间值。因此,对于所有 $j \notin W$, $f_j \in [f_{min}, f_{max}]$,并且因此 f_{all} 被定义为 $f_{all} = [f_1, \dots, f_8]^T$ 。因此,由此定义控制分配器506。

[0074] 应当注意的是,存在 $u = u_d$ 的条件。例如,如果 $|W| < 4$,或 $|W| = 4$ 并且 W 不等于 $\{1, 2, 3, 8\}$ 、 $\{1, 2, 4, 7\}$ 、 $\{1, 2, 5, 6\}$,或可通过将每个元素递增公共偶数并在必要时将余数除以八来从这些集合之一获得的任何索引集,则矩阵 Λ_W 的秩为4。这相当于将与三个集合相应的旋翼故障模式围绕八旋翼机中心旋转九十度的倍数。当 Λ_W 的秩为4时, $\Lambda_W \Lambda_W^\dagger = I_{4 \times 4}$ 并且 $\Lambda \tilde{f}_{all} = u_d$ 。因此,为了确定是否 $u = u_d$,仅需要对于所有 $j \notin W$,执行相对于是否 $\tilde{f}_j \in [f_{min}, f_{max}]$ 的检查,并且这是使用的条件,由于在此示例中,仅考虑了多至两个旋翼故障的条件。

[0075] 再次参考图3,验证分析处理器302的障碍函数处理器308基于如上更详细描述八旋翼机动力学模型304来生成或定义一个或多个屏障控制函数,并且使用一个或多个屏障控制函数来处理如本文更详细描述飞行控制器设计过程306。在一个示例中,要证明的安全条件依赖于不变集的概念。动态系统的不变集是系统状态空间的区域 I ,使得如果状态以 I 开始,则状态在所有未来时间都保持在 I 。障碍函数处理器308被配置为确保对于要提供

给八旋翼机400的所有命令 s_d ,存在接近 s_d (例如,在误差裕度内)的八旋翼机状态的不变集 s 。获得和验证此类不变集允许无疑地确定控制器502能够保持八旋翼机状态与给定命令接近的程度,即使在动力学模型中给出的扰动的情況下也是如此。

[0076] 因此,为了识别不变集,验证分析处理器302利用障碍函数。在一个示例中,所使用的障碍函数的类型是指数障碍函数的形式。然后确定状态空间上的一组线性不等式,其形成可由验证分析处理器302的验证处理器310验证的候选不变区域。

[0077] 相对于定义障碍函数处理器308所使用的函数,在一个示例中, $\dot{\mathbf{x}}=\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 定义集合 $\mathbf{X} \subseteq \mathbb{R}^n$ 上的动态系统,并且使 $h=h_0:\mathbf{X} \rightarrow \mathbb{R}$ 为可微函数。在一个示例中,指数障碍函数背后的逻辑是,对于动力系统的轨迹 $\mathbf{x}(t)$,每当 $h(\mathbf{x}(0)) \geq 0$ 时,对于所有 $t \geq 0$, $h(\mathbf{x}(t)) \geq 0$,并且

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(h(\mathbf{x}(t))) + p_1 h(\mathbf{x}(t)) \\ = (\nabla h)(\mathbf{x}(t)) \cdot \mathbf{f}(\mathbf{x}(t)) + p_1 h(\mathbf{x}(t)) \geq 0 \end{aligned}$$

[0079] 对于所有 $t \geq 0$,其中 $p_1 > 0$ 是常数。因此,为了识别 $\{\mathbf{x} \in \mathbf{X}: h(\mathbf{x}) \geq 0\}$ 的不变子集,额外的不等式 $h_1(\mathbf{x}) := (\nabla h)(\mathbf{x}) \cdot \mathbf{f}(\mathbf{x}) + p_1 h(\mathbf{x}) \geq 0$ 可被强制执行,并且形成集合 $\{\mathbf{x} \in \mathbf{X}: h_0(\mathbf{x}), h_1(\mathbf{x}) \geq 0\}$ 。如果可被证明,无论何时从该集合中选择初始条件,不等式 $h_1(\mathbf{x}) \geq 0$ 无限期成立,则自动保持 $h_0(\mathbf{x}) \geq 0$ 。由 $h_j(\mathbf{x}) = (\nabla h_{j-1})(\mathbf{x}) \cdot \mathbf{f}(\mathbf{x}) + p_j h_{j-1}(\mathbf{x})$ 定义的函数 h_j 的序列然后被归纳地形成,并且检查集合 $\{\mathbf{x} \in \mathbf{X}: h_j(\mathbf{x}) \geq 0, j=0, \dots, n\}$ 以查看是否有任何集合不变,并且具体地,当 $h_0(\mathbf{x}), \dots, h_n(\mathbf{x}) \geq 0$ 在初始条件下成立时,检查不等式 $h_n(\mathbf{x}) \geq 0$ 是否无限期成立。

[0080] 在一个示例中,障碍函数处理器308在用于构造八旋翼机400的不变集的障碍函数框架内操作。在一个示例中,障碍函数框架假设控制器502被配置为跟踪固定命令状态,并且动力学由形式 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{x}_d, \mathbf{d})$ 的微分方程控制,其中 $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ 是状态, $\mathbf{x}_d \in \mathbb{R}^d$ 是被命令的状态, $\mathbf{d} \in \mathbb{R}^m$ 表示任何潜在扰动(所有三个都是垂直向量),并且 $\mathbf{f}$ 是在任何感兴趣的候选不变集上的李氏指数(Lipschitz)。接下来,假设可通过形式 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_d)$, $\mathbf{A} \in \mathbb{R}^{n \times n}$ 的线性化来充分地近似动力学。在八旋翼机400的情况下, $\mathbf{A}$ 由其中 $s=0$ 的动力学的线性化得到。接下来,假设期望被强制执行的条件具有形式为 $\mathbf{P}_i(\mathbf{x} - \mathbf{x}_d) + \mathbf{D}_i \geq 0$,其中 $\mathbf{P}_i$ 是长度 n 的水平向量,并且 $\mathbf{D}_i$ 是正标量。这些不等式在 $\mathbf{x}_d$ 附近形成了状态 $\mathbf{x}$ 的开始集,在其中将找到不变集。然后,分析控制器502将状态 $\mathbf{x}$ 保持在 $\mathbf{x}_d$ 附近的能力。

[0081] 具体地,形成障碍函数的序列以强制执行 $\mathbf{P}_i(\mathbf{x} - \mathbf{x}_d) + \mathbf{D}_i \geq 0$ 。首先,系统针对 $j=1, \dots, n_i$ 将 $p_{i,j}, \delta_{i,j} \geq 0$ 设置为常数,使得 $\sum_{j=1}^{n_i} \delta_{i,j} < \mathbf{D}_i$ 。然后,将函数序列定义为:

$$\begin{aligned}
& \tilde{h}_{i,0}(x) = P_i(x - x_d) + D_i \\
& \tilde{h}_{i,1}(x) = P_i(I + p_{i,1}A)(x - x_d) + D_i - \delta_{i,1} \\
& \tilde{h}_{i,2}(x) = P_i(I + p_{i,1}A)(I + p_{i,2}A)(x - x_d) \\
& \quad + D_i - \delta_{i,1} - \delta_{i,2} \\
& \quad \vdots \\
& \tilde{h}_{i,n_i}(x) = P_i(I + p_{i,1}A) \cdots (I + p_{i,n_i}A)(x - x_d) \\
& \quad + D_i - \delta_{i,1} - \cdots - \delta_{i,n_i}.
\end{aligned}$$

[0083] 其中I是 $n \times n$ 单位矩阵。应当注意的是：

[0084] $\tilde{h}_{i,j}(x) \leq \tilde{h}_{i,j-1}(x) + p_{i,j} \frac{d}{dt}(\tilde{h}_{i,j-1}(x))$ 对于 $j=1, \dots, n_i$ ，并且因此如果不等式 $h_{i,j} \geq 0$ 成立，则 $h_{i,j-1}$ 自动成立。接下来， $\mu > 0$ 被设置为参数并且障碍函数序列形成

$$\begin{aligned}
& h_{i,0,\mu}(x) = \frac{P_i(x - x_d)}{D_i} + \mu \\
& h_{i,1,\mu}(x) = \frac{P_i(I + p_{i,1}A)(x - x_d)}{D_i - \delta_{i,1}} + \mu \\
& h_{i,2,\mu}(x) = \frac{P_i(I + p_{i,1}A)(I + p_{i,2}A)(x - x_d)}{D_i - \delta_{i,1} - \delta_{i,2}} + \mu \\
& \quad \vdots \\
& h_{i,n_i,\mu}(x) = \frac{P_i(I + p_{i,1}A) \cdots (I + p_{i,n_i}A)(x - x_d)}{D_i - \delta_{i,1} - \cdots - \delta_{i,n_i}} + \mu,
\end{aligned}$$

[0086] 应当注意的是， $h_{i,j,1}$ 是 $\tilde{h}_{i,j}$ 的正量倍数，并且数字 n_i 是上述序列的深度。然后 $I(\mu) = \{x : h_{i,j,\mu}(x) \geq 0, \forall i, \forall j\}$ 形成候选不变集的参数化族，并且 $I(1)$ 具体地是强制执行条件 $P_i(x - x_d) + D_i \geq 0$ 的候选集合。参数 μ 允许通过以下方式来为 $I(1)$ 建立吸引区域：当初始系统状态为 $I(\mu_{\max})$ （对于一些 $\mu_{\max} > 1$ ）时，对于随时间推移越来越小的 μ ，状态将进入 $I(\mu)$ ，直到它达到 $I(1)$ 。

[0087] 为了确认 $I(\mu)$ 对于 $\mu \in [1, \mu_{\max}]$ 是否不变，针对所有 $x \in I(\mu_{\max})$ 以及所有 i 和 j ，每当 $h_{i,j,\mu}(x) = 0$ 时检查 $d/dt(h_{i,j,\mu}(x)) > 0$ 是足够的。此含义在本文中称为 $h_{i,j,\mu}$ 的不变性条件。在此条件下，满足 $h_{i,j,\mu}(x) \geq 0$ 的 μ 的最小值相对于时间减少，同时 $\mu \geq 1$ 。

[0088] 应当注意的是，对于线性化的动力学，只需要针对所有 i 检查 $h_{i,n_i,\mu}$ 的不变性条件，因为在这种情况下， $h_{i,n_i,\mu}(x) \geq 0$ 成立的条件意味着 $h_{i,j,\mu}(x) \geq 0$ 对所有 $j \leq n_i$ 成立。如果 $\delta_{i,j} = 0$ ，对于全部 i 和 j ，则这仍然是正确的。然而，由于原始非线性动力学的不变性将由验证处理器310验证，因此检查所有函数的不变性条件。这是因为在非线性动力学下， $h_{i,j,\mu}(x) \geq 0$ 成立的条件可能不会自动暗示对于 $\delta_{i,j} = 0$ ， $h_{i,j-1,\mu}(x) \geq 0$ ，但是这可通过增加 $\delta_{i,j}$ 来缓解。

[0089] 应当注意的是，在 $I(\mu)$ 被证明对于 $\mu \in [1, \mu_{\max}]$ 不变的情况下，可通过针对 $\mu \in [\mu_{\max}, \tilde{\mu}_{\max}]$ 验证不变性条件来执行针对 $I(1)$ 的扩展吸引力区域的检查，其中 $\tilde{\mu}_{\max} > \mu_{\max}$ ；并且可通过针对 $\mu \in [\mu_{\min}, 1]$ （对于 $\mu_{\min} \in (0, 1)$ ）验证不变性条件来确定在 $I(1)$

内是否存在较小不变集。然后,可使用平分方法来近似精确的 μ 区间,在该区间上,可根据需要准确地满足不变条件。

[0090] 现在将描述由障碍函数处理器308针对八旋翼机400使用的一个特定障碍函数集(例如,针对八旋翼机系统的障碍函数集)。如本文所述,为了近似线性动力学,使用 $s=0$ 附近的线性化。此近似在一个实施方式中分解为四个子系统。第一子系统仅由垂直速度 v_z 组成。在无扰动的情况下,控制 v_z 的非线性方程为:

$$[0091] \quad \dot{v}_z = g - \frac{F}{m} c_\phi c_\theta,$$

[0092] 当与本文所述的控制器502组合时,其产生:

$$[0093] \quad \dot{v}_z = -\frac{K_{dz} c_\phi c_\theta}{m} (v_z - v_{z,d}).$$

[0094] 应当注意的是,假设 $u=u_d$ 。因此, v_z 的线性化系统为:

$$[0095] \quad \dot{v}_z = -\frac{K_{dz}}{m} (v_z - v_{z,d}).$$

[0096] 系统试图确保针对某个常数 $D_{v_z} > 0$ 确定 $|v_z - v_{z,d}| \leq D_{v_z}$, 假设边界 $|v_{z,d}| \leq D_{v_{z,d}}$, 其中 $D_{v_{z,d}} > 0$ 。因此, v_z 的障碍函数分量被定义为:

$$[0097] \quad h_{v_z, \mu}^\pm(s, v_{z,d}) = \pm \frac{v_z - v_{z,d}}{D_{v_z}} + \mu,$$

[0098] 其中一个障碍函数对应于“+”并且一个障碍函数对应于“-”。因此,较高深度的障碍函数不用于强制执行 $|v_z - v_{z,d}| \leq D_{v_z}$ 。

[0099] 下一子系统由滚转角和速率 (ϕ, Ω_1) 组成。在无扰动的情况下,控制这些变量的非线性方程为:

$$[0100] \quad \dot{\phi} = \Omega_1 + t_\theta(s_\phi \Omega_2 + c_\phi \Omega_3), \quad \dot{\Omega}_1 = \frac{\tau_1 + \Omega_2 \Omega_3 (J_2 - J_3)}{J_1}.$$

[0101] 线性化并与控制器502组合产生:

$$[0102] \quad \dot{\phi} = \Omega_1, \quad \dot{\Omega}_1 = \frac{-K_{p\phi}(\phi - \phi_d) - K_{d\phi}\Omega_1}{J_1}.$$

[0103] 系统还尝试确保对于某个 $D_\phi > 0$, $|\phi - \phi_d| \leq D_\phi$, 假设 $|\phi_d| \leq D_{\phi_d}$, $D_{\phi_d} > 0$, 通过深度为1的障碍函数序列强制执行第一不等式。因此,对于常数 $p_{\phi,1}, \delta_{\phi,1} \geq 0$, 其中 $\delta_{\phi,1} < D_\phi$, (ϕ, Ω_1) 的障碍函数分量被如下定义:

$$[0104] \quad h_{\phi,0,\mu}^\pm(s, \phi_d) = \pm \frac{\phi - \phi_d}{D_\phi} + \mu,$$

$$[0105] \quad h_{\phi,1,\mu}^\pm(s, \phi_d) = \pm \frac{\phi - \phi_d + p_{\phi,1}\Omega_1}{D_\phi - \delta_{\phi,1}} + \mu.$$

[0106] 存在两个剩余子系统,其中一者由俯仰角和速率 (θ, Ω_2) 组成,并且另一者由偏航角和速率 (ψ, Ω_3) 组成。这两个子系统都与滚转角和速率的子系统非常类似。控制这些变量

的动力学的非线性方程为：

$$[0107] \quad \dot{\theta} = c_{\phi}\Omega_2 - s_{\phi}\Omega_3, \quad \dot{\psi} = \frac{s_{\phi}\Omega_2 + c_{\phi}\Omega_3}{c_{\theta}}$$

$$[0108] \quad \dot{\Omega}_2 = \frac{\tau_2 + \Omega_1\Omega_3(J_3 - J_1)}{J_2}, \quad \dot{\Omega}_3 = \frac{\tau_3 + \Omega_1\Omega_2(J_1 - J_2)}{J_3}.$$

[0109] 线性化这些方程并且然后将这些方程与控制器502组合产生：

$$[0110] \quad \dot{\theta} = \Omega_2, \quad \dot{\Omega}_2 = \frac{-K_{p\theta}(\theta - \theta_d) - K_{d\theta}\Omega_2}{J_2}$$

$$[0111] \quad \dot{\psi} = \Omega_3, \quad \dot{\Omega}_3 = \frac{-K_{p\psi}(\psi - \psi_d) - K_{d\psi}\Omega_3}{J_3}.$$

[0112] 对于这些变量，系统试图确保对于某个 $D_{\theta}, D_{\psi} > 0$ ， $|\theta - \theta_d| \leq D_{\theta}$ 以及 $|\psi - \psi_d| \leq D_{\psi}$ ，假设 $|\theta_d| \leq D_{\theta_d}$ 以及 $|\psi_d| \leq D_{\psi_d}$ ， $D_{\theta_d}, D_{\psi_d} > 0$ 。与滚转角度和速率一样，利用深度为1的障碍函数序列。因此，对于常数 $p_{\theta,1}, \delta_{\theta,1}, p_{\psi,1}, \delta_{\psi,1} \geq 0$ ，其中 $\delta_{\theta,1} < D_{\theta}$ 以及 $\delta_{\psi,1} < D_{\psi}$ ， (θ, Ω_2) 和 (ψ, Ω_3) 的障碍函数分量被如下定义：

$$[0113] \quad h_{\theta,0,\mu}^{\pm}(s, \theta_d) = \pm \frac{\theta - \theta_d}{D_{\theta}} + \mu,$$

$$[0114] \quad h_{\theta,1,\mu}^{\pm}(s, \theta_d) = \pm \frac{\theta - \theta_d + p_{\theta,1}\Omega_2}{D_{\theta} - \delta_{\theta,1}} + \mu$$

$$[0115] \quad h_{\psi,0,\mu}^{\pm}(s, \psi_d) = \pm \frac{\psi - \psi_d}{D_{\psi}} + \mu,$$

$$[0116] \quad h_{\psi,1,\mu}^{\pm}(s, \psi_d) = \pm \frac{\psi - \psi_d + p_{\psi,1}\Omega_3}{D_{\psi} - \delta_{\psi,1}} + \mu.$$

[0117] 此外，还包括以下函数以确保形式 $|\Omega_1| \leq D_{\Omega_1}$ ， $|\Omega_2| \leq D_{\Omega_2}$ ，以及 $|\Omega_3| \leq D_{\Omega_3}$ 的边界，其中 $D_{\Omega_1}, D_{\Omega_2}, D_{\Omega_3} > 0$ ：

$$[0118] \quad h_{\Omega_1,\mu}^{\pm}(s) = \pm \frac{\Omega_1}{D_{\Omega_1}} + \mu,$$

$$[0119] \quad h_{\Omega_2,\mu}^{\pm}(s) = \pm \frac{\Omega_2}{D_{\Omega_2}} + \mu,$$

$$[0120] \quad h_{\Omega_3,\mu}^{\pm}(s) = \pm \frac{\Omega_3}{D_{\Omega_3}} + \mu.$$

[0121] 在一个示例中，验证处理器310实现SMT解算器（例如，dReal），其分析与如本文所述的定义的八旋翼机系统有关的语句。在一些示例中，SMT解算器能够分析具有非线性函数符号（主要包括超越函数）的一阶实数算术中的语句以便确定其可满足性。为了克服可判定性问题，在一个示例中，SMT解算器结合了数值精度常数，该数值精度常数介导/居间调节（mediate）了证明搜索的粒度。具体来说，在给出语句 Φ 的情况下，SMT解算器回复了以下中的一者：

[0122] 1. 将范围 (区间) 分配给 φ 的 (自由) 变量, 其使语句满足以数值精度为模; 或者

[0123] 2. 证明没有可满足 φ 的分配。

[0124] 也就是说, 由验证分析处理器302 (如图3所示) 在312处确定是否确认了不满足 (UNSAT) 条件。如果满足了UNSAT, 则确认验证。如果不满足UNSAT, 则可通过经修改的飞行控制器设计过程306再次执行验证。例如, 调整飞行控制器设计过程306的一个或多个设计参数 (例如, 用户调整的输入), 并且再次执行本文所述的分析。

[0125] 更具体地, 相对于确认过程, 第一种情况被称为 δ -SAT 结果。第二种情况被称为 UNSAT 结果。通常, 鉴于对应于 δ -SAT 结果的分配, 无法确定分配范围内是否存在使语句可被满足的值。然而, 可执行这些区间的采样并评估结果以便进一步搜索可真正满足的 (SAT) 结果。在一些示例中, 当运行 SMT 解算器时, 通过轮询返回框的中点, 在 δ -SAT 范围内执行天真搜索。因此, 续 SAT 意味着已经经由返回的变量范围的进一步轮询来识别真正的反例 (作为 SMT 解算器的 δ -SATs 之一的一部分)。应当注意的是, 制定了安全特性以尝试从 SMT 解算器获得 UNSAT 结果即不满足性的证明。

[0126] 在操作中, 常数 ε (用于各种操作的小正数), 其中之一是使安全条件稍微严格一些以解决潜在的数值误差。接下来, 定义搜索空间, 在该空间上证明了已制定的语句。具体地, 以下所有变量都被限于关于 0 的对称区间内:

[0127] $v_z, \phi, \theta, \psi, \Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Delta_z, \Delta_{R,1}, \Delta_{R,2}, \Delta_{R,3}, v_{z,d}, \phi_d, \theta_d, \psi_d$.

[0128] 也就是说, 对于上述所有变量 ξ , ξ 限制为位于区间 $(-\xi_{\max}, \xi_{\max})$ 中, 其中 $\xi_{\max} > 0$ 。变量 μ 也被限制于区间 $(1-\varepsilon, \mu_{\max}+\varepsilon)$ 。这样确保了 SMT 解算器进行明确界定的搜索, 从而避免了不必要的计算问题。如上所述, 所有条件都依据对违反期望的安全条件的状态的搜索来表示。因此, SMT 解算器用于验证这样的违反不能存在, 这证明了所述条件。

[0129] 在一些示例中, 在搜索空间内部提供障碍函数支持。具体地, 验证分析处理器302被配置为尝试确保由障碍函数处理器308定义的障碍函数的公共支持是搜索空间的子集。这是因为在检查不变性时, 有必要在支持的完整边界上搜索。对于此属性, 对搜索空间边界附近的状态 s 执行 SMT 解算器搜索, 即满足对于某个 $\xi \in \{v_z, \phi, \theta, \psi, \Omega_1, \Omega_2, \Omega_3\}$, 满足 $\xi > \xi_{\max} - \varepsilon$ 或 $\xi < -\xi_{\max} + \varepsilon$, 使得存在障碍函数分量 h , 并且如果需要, 存在相关联的命令 c , 使得 s 在 $h(\cdot, c)$ 的支持中或附近, 即 $h(s, c) > -\varepsilon$ 。如果 h 没有命令 c 的自变量 (argument), 则最后不等式将被替换为 $h(s) > -\varepsilon$ 。如果 SMT 解算器验证不存在此类状态 s , 则得出结论, 完全支持处于搜索空间内。

[0130] 在一些示例中, 提供障碍函数支持的不变性。具体地, 验证分析处理器302被配置为通过检查每个障碍函数分量的不变性属性来检查障碍函数支持是不变的。假设控制器502总是工作, 即 $u = u_d$, 并且不考虑旋翼推力极限。此外, 假设对其执行搜索的状态 s 在每个障碍函数分量的支持中或附近, 也就是说, 对于所有障碍函数分量 h , $h(s, c) > -\varepsilon$ (对于某个相关联命令 c), 如果需要此类命令, 或者否则 $h(s) > -\varepsilon$ 。在这些假设下, 针对每个障碍函数分量制定了一个条件。对于分量 h_* , 针对状态 s 执行搜索, 并且如果需要, 对与 h_* 关联的命令 c 执行搜索, 使得 s 位于 $h_*(\cdot, c)$ (或 $h_*(s)$) 的支持的边界上或附近, 即 $-\varepsilon < h_*(s, c) < \varepsilon$ (或 $-\varepsilon < h_*(x) < \varepsilon$), 并且 $h_*(s, c)$ (或 $h_*(s)$) 的时间导数几乎为负, 即 $d/dt(h_*(s, c)) < \varepsilon$ (或 $d/dt(h_*(s)) < \varepsilon$)。应当认识到, 施加给状态 s 以认为该状态违反 h_* 的不变性条件的条件如下:

$$[0131] \quad \left(\begin{array}{l} \text{对于每个障碍函数分量} h, \text{ 存在相关联的命令} \\ c \text{ 使得} \quad h(s, c) > -\epsilon \\ \wedge \left(\begin{array}{l} \text{存在与} h_* \text{ 相关联的命令} c \text{ 使得} \\ h_*(s, c) < \epsilon \text{ 并且 } \frac{d}{dt}(h_*(s, c)) < \epsilon \end{array} \right) \end{array} \right).$$

[0132] 对于在上面的表达式中没有命令的自变量的 h 或 h_* , 对应命令 c 被忽略并且将 $h(s, c)$ 替换为 $h(s)$, 或将 $h_*(s, c)$ 替换为 $h_*(s)$ 。如果对于每个障碍函数分量 h_* , 不存在满足上述条件的状态 s , 则在控制器502下, 障碍函数支持是不变的。

[0133] 在各种示例中, 检查旋翼推力边界。具体地, 在先前条件中假设等式 $u = u_d$ 。更具体地说, 确定在给定障碍函数的支持上以及在考虑的旋翼故障组合下, 该等式是否为真。如本文更详细地描述的, 可通过检查由分配方法给出的无故障旋翼的推力 $\tilde{f}_j$ 是否有效并且停留在区间 $[f_{\min}, f_{\max}]$ (即只要秩 $(\Lambda_{\mathbb{W}}) = 4$) 内来执行该确定。旋翼故障的每个组合的条件被定义为 $\mathbb{W} \subseteq \{1, \dots, 8\}$, 使得秩 $(\Lambda_{\mathbb{W}}) = 4$ 。应当理解, 按照定义, u_d 可被认为是 s 的函数, 并且因此, $\tilde{f}_{\text{all}}$ 可被认为是 s 的函数。这样, 可对状态 s 执行搜索, 使得对于每个障碍函数分量 h , 对于对应的命令 c , $h(s, c) > -\epsilon$ (或 $h(s) > -\epsilon$), 并且此外, 对于 $j \in \mathbb{W}$, 其中 $\tilde{f}_j$ 在 $[f_{\min}, f_{\max}]$ 的外部或几乎在其外部, 即 $\tilde{f}_j - f_{\max} > -\epsilon$ 或 $\tilde{f}_j - f_{\min} < \epsilon$ 。如果SMT解算器验证不存在此类状态 s , 则控制器502表现为旨在用于被分析的旋翼故障组合。

[0134] 现在将描述根据本公开执行的八旋翼机安全性验证的示例。在该示例中, 由验证分析处理器302执行的验证过程被应用于八旋翼机模型。例如, 八旋翼机模型具有质量 $m = 1.2\text{kg}$, 惯性矩阵条目 $J_1 = J_2 = 7.5 \times 10^{-3} \text{kg} \cdot \text{m}^2$ 和 $J_3 = 1.3 \times 10^{-2} \text{kg} \cdot \text{m}^2$, 臂长 $d = 0.4\text{m}$, 以及转矩与推力的比率 $c = (7.5/3.13) \times 10^{-2}\text{m}$ 。另外, 最小和最大旋翼推力被设置为 $f_{\min} = 0$ 和 $f_{\max} = 1\text{mg}$, 并且最大扰动量值被设置为 $\Delta_{r, \max} = 1/10\text{mg}$, $\Delta_{R, 12, \max} = (0.6\text{rad/s}^2) J_1$ 和 $\Delta_{R, 3, \max} = (0.6\text{rad/s}^2) J_3$ 。

[0135] 接下来, 为了确定控制器502的系数, 计算在 $s = 0$ 下针对八旋翼机系统的线性化的线性二次调节器, 同时假设 $s_d = 0$ 并且忽略扰动 Δ_r 、 Δ_R 。具体地, 在线性化动力学下确定最小化以下目标函数的线性控制器

$$[0136] \quad \int_0^\infty (s^T Q s + |u|^2) dt,$$

$$[0137] \quad \text{其中 } Q = \text{diag} \left(40, \frac{1}{4}, \frac{1}{4}, \frac{1}{4}, \frac{1}{8}, \frac{1}{8}, \frac{1}{8} \right),$$

[0138] 然后, 所得系数 (大约) 如下:

$$[0139] \quad K_{dz} = 6.32, K_{p\phi} = K_{p\theta} = K_{p\psi} = 0.5,$$

$$[0140] \quad K_{d\phi} = K_{d\theta} = 0.364, K_{d\psi} = 0.371.$$

[0141] 接下来, 为了定义障碍函数分量, 需要进行以下分配:

$$[0142] \quad D_{v_z} = 0.25, D_{v_{z,d}} = 1, D_\phi = D_\theta = D_\psi = 0.05,$$

$$[0143] \quad D_{\phi_d} = D_{\theta_d} = 0.15, D_{\psi_d} = \epsilon, D_{\Omega_1} = D_{\Omega_2} = D_{\Omega_3} = 0.09,$$

$$[0144] \quad p_{\phi,1} = p_{\theta,1} = p_{\psi,1} = 0.7, \delta_{\phi,1} = \delta_{\theta,1} = \delta_{\psi,1} = 0.017,$$

[0145] $\mu_{\max} = 2$.

[0146] 这意味着允许命令 $v_{z,d}$ 跨越区间 $(-1, 1)$, 并且允许 ϕ_d 和 θ_d 跨越 $(-0.15, 0.15)$ 。应当注意的是, 使 $D_{\psi_d} = \varepsilon$ 没有损失, 因此 $\psi_d \approx 0$, 因为可重新定义坐标以使得 $\psi_d = 0$ 。此外, 对于命令的任何组合, 由障碍函数产生的候选不变集是状态 s 的集合 $I(1)$, 使得 $|v_z - v_{z,d}| \leq 0.25, (\phi, \Omega_1) \in S_{\phi_d}, (\theta, \Omega_2) \in S_{\theta_d}$, 以及 $(\psi, \Omega_3) \in S_{\psi_d}$, 其中

$$[0147] \quad S_{\alpha_d} = \left\{ (\alpha, \omega) \in \mathbb{R}^2 : \begin{array}{l} |\alpha - \alpha_d| \leq 0.05, |\omega| \leq 0.09 \\ |\alpha - \alpha_d + 0.7\omega| \leq 0.033 \end{array} \right\}.$$

[0148] 如图6的曲线图600所示, 集合 S_{α_d} 是区域602。区域604是 S_{α_d} 的以系数二的膨胀, 并且对应于不变集的吸引区域。应当注意的是, $\varepsilon = 10^{-8}$ 。

[0149] 通过上述所有定义, SMT解算器用于在没有旋翼故障以及旋翼故障组合的情况下获得安全性证明。也就是说, SMT解算器验证了在具有本文描述的系数的控制器502下, 集合 $I(\mu)$ 对于 $1 \leq \mu \leq 2$ 是不变的, 并且八旋翼机400能够在各种旋翼故障组合下执行控制器动作。如在表1中可看到的, 示出了八旋翼机400对于多至两个旋翼故障保持安全, 除非故障在沿相同方向旋转的相邻旋翼上发生。

步骤: 故障下的旋翼边界	精度	满足/不满足	证明时间 (具有 16 芯)		
			实际	用户	系统
旋翼 1 完全故障	10^{-2}	不满足	0m0.925s	0m5.847s	0m4.571s
旋翼 1, 2 完全故障	10^{-3}	满足	0m0.818s	0m4.810s	0m4.687s
旋翼 1, 3 完全故障	10^{-2}	不满足	0m0.923s	0m5.823s	0m4.594s
旋翼 1, 4 完全故障	10^{-2}	不满足	0m0.910s	0m5.870s	0m4.416s
旋翼 1, 5 完全故障	10^{-2}	不满足	0m0.803s	0m4.179s	0m3.971s
旋翼 1, 6 完全故障	10^{-2}	不满足	0m0.898s	0m5.660s	0m4.343s
旋翼 1, 7 完全故障	10^{-2}	不满足	0m0.893s	0m5.723s	0m4.313s
旋翼 1, 8 完全故障	10^{-2}	不满足	0m1.035s	0m6.969s	0m4.322s

[0150] 表1

[0152] 因此, 各种示例提供了使用指数障碍函数的对控制系统的安全性的验证的框架, 其目标应用是确保例如如本文所示的八旋翼机控制器的有保证的命令跟踪。在示例中使用障碍函数来构造八旋翼机动力学的候选不变集, 并且然后在一些示例中, SMT解算器检查这些集合的不变性。通过伪逆控制分配器 (诸如图5中所示的控制分配器506) 来解决潜在的旋翼故障, 该伪逆控制分配器也被验证为经由SMT解算器产生有效的旋翼推力。如本文所述, 示例验证特定控制器指示八旋翼机400在动态扰动和几种类型的旋翼故障下在特定误差裕度内遵循命令。如本文应理解和指出的, 本公开可实现以在许多不同系统中并且使用不同种类的控制器的 (例如, 飞机的增益预定控制器) 来构造安全不变集。

[0153] 图7示出了使用一个或多个动力学模型704来执行对飞行控制设计706的安全性分析702的操作回路700。在操作回路中, 基于从飞行控制设计706接收的数据 (例如, 设计控制参数) 来执行安全性分析702, 该数据用于生成一个或多个动力学模型704。关于一个或多个动力学模型704, 使用一个或多个控制障碍函数708来执行安全性分析702。例如, 如本文更详细描述, 安全性分析702是在具有部件故障 (诸如旋翼故障) 的不同场景中的对多旋翼飞行器的分析。在各种示例中, 安全性分析702获得了尽管存在实际故障, 飞行仍保持安全的保证, 识别飞行可能不安全的故障场景, 和/或允许响应于此对系统进行潜在的修改 (例如, 修改飞行控制设计706)。

[0154] 如本文所述,在一些示例中,一个或多个动力学模型704是在感兴趣的故障场景期间的飞行器动力学的模型,并且包括考虑故障的控制分配器。通过本文所述的框架,为飞行器生成候选安全不变集,其包括安全状态的集合(即足够接近命令状态),以及飞行器状态将不会退出的潜在集合。对于每个感兴趣的故障场景,以及对于候选不变集,一些示例使用SMT求解来证明候选不变集是不变的。通过各种示例,障碍函数可以与如本文所述的控制算法的设计解耦的方式使用,并且因此可应用于在设计框架之外定义的控制器的。

[0155] 在一些示例中,使用诸如由障碍函数处理器308和验证处理器310(两者在图3中示出)执行的多个过程来执行安全性分析。在一些示例中,障碍函数处理器308构造控制障碍函数708,其产生飞行器的动力学(例如,八旋翼机的动力学)的候选不变集。验证处理器310针对候选障碍函数(即候选控制障碍函数708)分析飞行控制(基于飞行控制设计706)。

[0156] 在各种示例中,操作循环依赖于一个或多个假设,包括:

[0157] 用于飞行器的命令跟踪控制器就位,其使得系统状态跟踪固定的被命令的状态;

[0158] 飞行器的闭环动力学可通过围绕命令状态或附近的感兴趣状态的线性化来很好地近似;和/或

[0159] 要对不变集强制执行的期望条件由系统状态空间上的一组线性不等式给出。这些不等式用于在命令状态附近形成开始状态集,在其中找到正向不变集。这些不等式量化了实际状态能够保持接近被命令的状态的期望准确度。

[0160] 现在参考图8,流程图800示出了用于评估飞行器控制(诸如多旋翼飞行器控制)的安全性的方法,其可与本文所述的示例一起使用,诸如在图10的生产、部件和子组件制造1006期间。在一个示例中,至少部分地通过由图9的计算设备900的一个或多个处理器904执行指令902a(存储在存储器902中)来执行图8所示的操作。操作802包括定义飞行器动力学模型。例如,如本文所述,开发了非线性八旋翼机模型(例如,使用仿真和分析软件来开发模型)。

[0161] 操作804包括构造一个或多个障碍函数。例如,如本文所述,基于飞行器动力学模型来构造一个或多个障碍函数。操作806包括识别候选不变集。例如,从一个或多个障碍函数产生针对飞行器动力学模型(动力系统)的候选不变集。操作810包括针对候选不变集分析飞行控制器。在一个示例中,在经由一个或多个障碍函数产生候选不变集之后,在不变集内部执行分析以确认飞行器的旋翼能够执行PD控制器部件所要求的动作,并且具体地确认由控制器的控制分配部件输出的旋翼推力是否可由旋翼产生。例如,在一些示例中使用SMT解算器。SMT解算器用于格式化和检查以下语句:在不变集中的某个状态下,控制分配器所输出的旋翼推力以模数值精度落在旋翼能够施加的推力集之外。也就是说,操作812确定安全性是否被验证。例如,获得此语句的否定结果然后证明了在不变集中的所有状态下,控制分配器总是产生旋翼能够施加的推力。应当注意的是,控制分配器考虑发生的特定旋翼故障,并且因此在812处针对感兴趣的每个旋翼故障场景执行验证操作。

[0162] 现在参考图9,描述了适合于实现本公开的各个方面的计算设备900的框图。在一些示例中,计算设备900包括一个或多个处理器904、一个或多个呈现部件906和存储器902。与计算设备900相关联的所公开的示例由各种计算设备来实践,包括个人计算机、膝上型计算机、智能电话、移动平板电脑、手持设备、消费电子产品、专用计算设备等。在诸如“工作站”、“服务器”、“膝上型计算机”、“手持式设备”的此类类别之间不进行区分,因为所有这些

都在图9的范围内以及本文对“计算设备”的引用中被设想。

[0163] 所公开的示例还在分布式计算环境中实践,其中任务由通过通信网络链接的远程处理设备执行。此外,虽然计算设备900被描绘为看似单个的设备,但在一个示例中,多个计算设备一起工作并且共享所描绘的设备资源。例如,在一个示例中,存储器902分布在多个设备上,所提供的(一个或多个)处理器904容纳在不同的设备上等。

[0164] 在一个示例中,存储器902包括本文讨论的任何计算机可读介质。在一个示例中,存储器902用于存储和访问被配置为执行本文所公开的各种操作的指令902a。在一些示例中,存储器902包括以易失性和/或非易失性存储器、可移除或不可移除存储器、虚拟环境中的数据盘或其组合的形式的计算机存储介质。在一个示例中,(一个或多个)处理器904包括从各种实体(诸如存储器902或输入/输出(I/O)部件910)读取数据的任何数量的处理单元。具体地,(一个或多个)处理器904被编程为执行用于实现本公开的方面的计算机可执行指令。在一个示例中,指令由处理器、由计算设备900内的多个处理器、或由计算设备900外部的处理器执行。在一些示例中,(一个或多个)处理器904被编程为执行指令,诸如在下面讨论和在附图中描绘的流程图中所示的那些指令。

[0165] (一个或多个)呈现部件906向操作者或另一个设备呈现数据指示。在一个示例中,呈现部件906包括显示器设备、扬声器、打印部件、振动部件等。本领域技术人员将理解并认识到,计算机数据以多种方式呈现,诸如在图形用户界面(GUI)中可视地、通过扬声器可听地、在计算设备900之间无线地、跨有线连接或以其他方式呈现。

[0166] 在一个示例中,当过程和操作充分自动化以使得减小或不需要对人类交互的需求时,不使用(一个或多个)呈现部件906。I/O端口908允许计算设备900在逻辑上耦接到其他设备(包括I/O部件910),其中一些是内置的。I/O部件910的示例包括例如但不限于麦克风、键盘、鼠标、操纵杆、游戏垫、卫星天线、扫描仪、打印机、无线设备等。

[0167] 计算设备900包括直接或间接耦接以下设备的总线916:存储器902、一个或多个处理器904、一个或多个呈现部件906、输入/输出(I/O)端口908、I/O部件910、电源912和网络部件914。计算设备900不应被解释为具有与其中所示的任何单个部件或部件组合相关的任何依赖性要求。总线916表示一个或多个总线(诸如地址总线、数据总线或其组合)。尽管为了清楚起见,图9的各个框用线示出,但一些示例模糊了本文所述的各种不同部件上的功能。

[0168] 在一些示例中,计算设备900使用网络部件914来可通信地耦接到网络918。在一些示例中,网络部件914包括网络接口卡和/或用于操作网络接口卡的计算机可执行指令(例如,驱动器)。在一个示例中,计算设备900与其他设备之间的通信通过有线或无线连接920使用任何协议或机制来进行。在一些示例中,网络部件914可操作以使用传输协议通过公共、私有或混合(公共和私有)链路来传送数据,使用短距离通信技术(例如,近场通信(NFC)、蓝牙®品牌通信等)在设备之间无线地传送数据,或其组合。

[0169] 尽管结合计算设备900进行了描述,但本公开的示例能够与许多其他通用或专用计算系统环境、配置或设备一起实现。适于与本公开的方面一起使用的公知的计算系统、环境和/或配置的具体实施包括但不限于智能电话、移动平板电脑、移动计算设备、个人计算机、服务器计算机、手持式或膝上型设备、多处理器系统、游戏控制台、基于微处理器的系统、机顶盒、可编程消费电子产品、移动电话、以可穿戴或附件形式的移动计算和/或通信设

备(例如,手表、眼镜、头戴式耳机或耳机)、网络个人计算机(PC)、小型计算机、大型计算机、包括上述任何系统或设备的分布式计算环境、虚拟现实(VR)设备、全息设备等。此类系统或设备以任何方式接受来自用户的输入,包括经由手势输入、接近输入(诸如通过悬停)/或经由语音输入从输入设备(诸如键盘或指向设备)接受。

[0170] 在计算机可执行指令(诸如程序模块)的一般上下文中描述了本公开的实施方式,该计算机可执行指令由软件、固件、硬件或其组合中的一个或多个计算机或其他设备执行。在一个示例中,计算机可执行指令被组织成一个或多个计算机可执行部件或模块。通常,程序模块包括但不限于执行特定任务或实现特定抽象数据类型的例程、程序、对象、部件和数据结构。在一个示例中,本发明的各方面通过任何数量和组织的此类部件或模块来实现。例如,本公开的各方面不限于附图中示出并在本文中描述的特定计算机可执行指令或特定部件或模块。本公开的其他具体实施包括不同的计算机可执行指令或部件,其具有比本文所示和描述的功能更多或更少的功能。在涉及通用计算机的具体实施中,本发明的各方面在被配置为执行本文所述的指令时将通用计算机转换成专用计算设备。

[0171] 作为示例而非限制,计算机可读介质包括计算机存储介质和通信介质。计算机存储介质包括用于存储信息(诸如计算机可读指令、数据结构、程序模块等)的以任何方法或技术实现的易失性和非易失性、可移除和不可移除存储器。计算机存储介质是有形的并且与通信介质互斥。计算机存储介质以硬件实现并且排除载波和传播信号。出于本公开的目的,计算机存储介质本身不是信号。在一个示例中,计算机存储介质包括硬盘、闪存驱动器、固态存储器、相变随机存取存储器(PRAM)、静态随机存取存储器(SRAM)、动态随机存取存储器(DRAM)、其他类型的随机存取存储器(RAM)、只读存储器(ROM)、电可擦除可编程只读存储器(EEPROM)、闪存存储器或其他存储器技术、光盘只读存储器(CD-ROM)、数字多功能磁盘(DVD)或其他光学存储装置、磁带盒、磁带、磁盘存储装置或其他磁存储设备,或用于存储信息以供计算设备访问的任何其他非传输介质。相比之下,通信介质通常在调制数据信号(诸如载波或其他传输机制)中体现计算机可读指令、数据结构、程序模块等,并且包括任何信息传递介质。

[0172] 本发明的一些示例用于制造和维修应用中,如关于图10和图11所示和所述。因此,在图10所示的制造和维修方法1000的装置和图11所示的装置1100的上下文中描述了本发明的实施方式。在图10中,根据一个示例描绘了示出装置制造和维修方法1000的图示。在一个示例中,在预生产期间,装置制造和维修方法1000包括图11中的装置1100的规格和设计1002以及材料采购1004。在生产期间,进行图11的装置1100的部件和子组件制造1006以及系统集成1008。此后,图11中的装置1100经过认证和递送1010以便被置于使用中1012。当由客户使用时,图11中的装置1100被调度以用于例行维护和维修1014,在一个示例中,其包括修改、重新配置、翻新和本文描述的受配置管理的其他维护或维修。

[0173] 在一个示例中,装置制造和维修方法1000的每个过程由系统集成商、第三方和/或操作员执行或进行。在这些示例中,运营商是客户。出于本描述的目的,系统集成商包括任何数量的装置制造商和主要系统分包商;第三方包括任何数量的商贩、分包商和供应商;并且在一个示例中,操作员是装置或装置队列的所有者、负责装置或装置队列的管理员、操作装置的用户、租赁公司、军事实体、服务组织等。

[0174] 现在参考图11,提供了装置1100。如图11所示,装置1100的示例是飞行装置1101,

诸如航空飞行器、飞机、UAV、航空货物、飞行汽车、地球轨道卫星、行星探测器、深空探测器、太阳探测器等。还如图11所示,装置1100的另一示例是地面运输模块1102,诸如汽车、卡车、重型装备、建筑装备、船、船舶、潜艇等。图11所示的装置1100的另一示例是模块化装置1103,其包括以下模块中的至少一者或多者:空气模块、有效载荷模块和地面模块。空气模块提供空气升力或飞行能力。有效载荷模块提供运输诸如货物或活体对象(人、动物等)的对象的能力。地面模块提供地面机动能力。本文所公开的解决方案单独地或成组地应用于模块(诸如空气和有效载荷模块、或有效载荷和地面等或所有模块)中的每一者。

[0175] 本文公开的示例是在计算机代码或机器可用指令的一般上下文中描述的,该计算机代码或机器可用指令包括由计算机或其他机器(诸如个人数据助理或其他手持式设备)执行的计算机可执行指令,诸如程序部件。通常,包括例程、程序、对象、部件、数据结构等的程序部件是指执行特定任务或实现特定抽象数据类型的代码。所公开的示例在各种系统配置中实践,包括个人计算机、膝上型计算机、智能电话、移动平板电脑、手持设备、消费电子产品、专用计算设备等。所公开的示例还在分布式计算环境中实践,其中任务由通过通信网络链接的远程处理设备执行。

[0176] 以下条款描述了本公开的另外方面。在一些具体实施中,在不脱离本公开的范围的情况下,下面描述的条款可进一步组合成任何子组合。

[0177] 当引入本公开的方面和具体实施的元件或其示例时,冠词“一”、“一个”、“该”、“所述”旨在表示存在一个或多个元件。换句话说,除非有相反的明确指示,否则在说明书中以及在权利要求中使用的不定冠词“一”、“一个”、“该”、“所述”应当理解为意指“至少一个”。

[0178] 短语“以下中的一者或多者:A、B和C”是指“A中的至少一者和/或B中的至少一者和/或C中的至少一者”。如在说明书和权利要求中使用的,短语“和/或”被理解为表示如此结合的元件中的“任一者或两者”,即在一些情况下共同存在的元件和在其他情况下分离存在的元件。通过“和/或”列出的多个元件应以相同的方式解释,即如此结合的元件中的“一者或多者”。可任选地存在除由“和/或”子句具体标识的元件之外的其他元件,无论是与具体标识的那些元件相关还是不相关。因此,作为非限制性示例,当与诸如“包括”的开放式语言结合使用时,对“A和/或B”的引用可在一个具体实施中仅指A(任选地包括除B之外的元件);在另一个具体实施中,仅指B(任选地包括除A之外的元件)在又一种具体实施中,指A和B两者(任选地包括其他元件);等。

[0179] 如在说明书和权利要求中使用的,“或”应理解为具有与上文定义的“和/或”相同的含义。例如,当分离列表中的项目时,“或”或者“和/或”被解释为具有包括性,即包括一定数量或列表的元件中的至少一者但也包括多于一者,以及任选地包括附加的未列出项目。只有明确指示相反的术语,诸如“其中的仅一者”或“其中的严格一者”,或者当在权利要求中使用时,“由…组成”将指包括一定数量或列表的元件中的严格一个元件。通常,当前面有排他性术语(诸如“或者”、“其中的一者”、“其中的仅一者”或“其中的严格一者”)时,所使用的术语“或”应被解释为表示排他性替代方案(即“一者或另一者,但不是两者”)。在权利要求中使用时,“基本上由……组成”具有专利法领域中使用的其普通含义。

[0180] 如在说明书和权利要求中使用的,提及一个或多个元件的列表的短语“至少一者”被理解为是指从元件列表中的元件中的任一者或多者选择的至少一个元件,但不一定包括在元件列表中具体列出的每一个元件中的至少一个,并且不排除元件列表中的元件的任何

组合。该定义还允许任选地短语“至少一个”所指的元件列表内具体标识的元件之外存在的元件,无论与那些具体标识的元件相关还是不相关。因此,作为非限制性示例,在一者具体实施中,“A和B中的至少一者”(或等效地“A或B中的至少一者”,或等效地“A和/或B中的至少一者”)可指至少一个,任选地包括多于一个,A,其中不存在B(并且任选地包括除B以外的元件);在另一个具体实施中,指至少一个,任选地包括多于一个,B,其中不存在A(并且任选地包括除A以外的元件);在又一具体实施中,指至少一个,任选地包括多于一个,A,以及至少一个,任选地包括多于一个B(并且任选地包括其他元件);等。

[0181] 在权利要求中使用诸如“第一”、“第二”、“第三”等的序数术语来修饰权利要求元件本身并不意味着一个权利要求元件相对于另一个权利要求元件的任何优先级、优先或顺序或执行方法的行为的时间顺序。序数术语仅用作标签以区分具有特定名称的一个权利要求元件与具有相同名称的另一个元件(但用于使用序数),从而区分权利要求元件。

[0182] 已经详细描述了本发明的各方面,将显而易见的是,在不脱离如所附权利要求所限定的本发明的各方面的范围的情况下,可进行修改和变化。由于可在不脱离本公开的方面的范围的情况下对上述结构、产品和方法进行各种改变,因此,包含在上述描述中并且在附图中示出的所有内容应被解释为说明性的而非限制性的意义。

[0183] 应当理解,以上描述旨在是说明性的,而不是限制性的。例如,上述具体实施(和/或其方面)可彼此组合地使用。此外,可进行许多修改以使特定情况或材料适应本发明的各种具体实施的教导内容,而不脱离其范围。虽然本文描述的材料尺寸和类型旨在限定本公开的各种具体实施的参数,但这些具体实施绝不是限制性的并且是示例性具体实施。对于本领域的普通技术人员来说,在回顾上述描述时,许多其他具体实施将是显而易见的。因此,本发明的各种具体实施的范围应当参照所附权利要求以及这些权利要求所赋予的等同物的全部范围来确定。在所附权利要求中,术语“包括(including)”和“其中(in which)”用作相应术语“包含(comprising)”和“其中(wherein)”的纯英语等同物。此外,术语“第一”、“第二”和“第三”等仅用作标签并且不旨在对其对象施加数字要求。此外,以下权利要求的限制不是以装置加功能格式写的并且不旨在基于35U.S.C. §112(f)来解释,除非并且直到此类权利要求限制明确地使用短语“用于…的装置”,其后是没有进一步结构的功能陈述。

[0184] 进一步地,本公开包括根据以下条款所述的实施例:

[0185] 条款1.一种评估飞行器的飞行控制的计算机化方法,所述计算机化方法包括:

[0186] 定义对应于所述飞行器的飞行器动力学模型(104);

[0187] 基于所定义的飞行器动力学模型(104)来构造一个或多个障碍函数(216);

[0188] 使用所述一个或多个障碍函数(216)来识别所定义的飞行器动力学模型(104)的候选不变集;

[0189] 使用所识别的候选不变集来分析所述飞行器的多个飞行控制;

[0190] 使用所分析的多个飞行控制,在所识别的候选不变集内通过控制命令确认所述飞行器(102)的命令跟踪;以及

[0191] 识别落在所识别的候选不变集之外的控制命令。

[0192] 条款2.根据条款1所述的计算机化方法,其中所述一个或多个障碍函数(216)包括指数控制障碍函数(216)。

[0193] 条款3.根据条款1所述的计算机化方法,其中所述飞行器(102)包括八旋翼机

(102), 并且还包括使用控制器 (502) 来执行所述八旋翼机 (102) 的所述命令跟踪, 所述控制器 (502) 包括被配置为实现所述八旋翼机 (102) 的旋翼故障的控制分配器 (506)。

[0194] 条款4. 根据条款1所述的计算机化方法, 其中分析所述多个飞行控制包括在所述飞行器 (102) 的设计阶段或验证阶段 (116) 期间执行所述多个飞行控制的安全性分析。

[0195] 条款5. 根据条款1所述的计算机化方法, 还包括在具有所述多个飞行控制的控制系统 (500) 的状态空间中产生具有期望命令点的限定范围的安全区域的不变子集。

[0196] 条款6. 根据条款5所述的计算机化方法, 还包括使用可满足性模理论 (SMT) 解算器来自动确认所述安全区域是不变的。

[0197] 条款7. 根据条款5所述的计算机化方法, 还包括使用所述不变子集来确定所述状态空间上的一组线性不等式, 所述一组线性不等式形成在其中执行所述确认的候选不变区域。

[0198] 条款8. 一种用于评估飞行器 (102) 的飞行控制的系统, 所述系统包括:

[0199] 至少一个处理器 (904); 以及

[0200] 至少一个存储器 (902), 所述至少一个存储器包括计算机程序代码, 所述至少一个存储器 (902) 和所述计算机程序代码被配置为通过所述至少一个处理器 (904) 使得所述至少一个处理器 (904):

[0201] 定义 (802) 对应于所述飞行器 (102) 的飞行器动力学模型 (104);

[0202] 基于所定义的飞行器动力学模型 (104) 来构造 (804) 一个或多个障碍函数 (216);

[0203] 使用所述一个或多个障碍函数 (216) 来识别 (806) 所定义的飞行器动力学模型 (104) 的候选不变集;

[0204] 使用所识别的候选不变集来分析 (810) 所述飞行器 (102) 的多个飞行控制;

[0205] 使用所分析的多个飞行控制, 在所识别的候选不变集内通过控制命令确认所述飞行器 (102) 的命令跟踪; 以及

[0206] 识别落在所识别的候选不变集之外的控制命令。

[0207] 条款9. 根据条款8所述的系统, 其中所述一个或多个障碍函数 (216) 包括指数控制障碍函数 (216)。

[0208] 条款10. 根据条款8所述的系统, 其中所述飞行器 (102) 包括八旋翼机 (102), 并且其中所述计算机程序代码被进一步配置为通过所述至少一个处理器 (904) 使得所述至少一个处理器 (904) 使用控制器 (502) 来执行所述八旋翼机 (102) 的所述命令跟踪, 所述控制器 (502) 包括被配置为实现所述八旋翼机 (102) 的旋翼故障的控制分配器 (506)。

[0209] 条款11. 根据条款8所述的系统, 所述计算机程序代码被进一步配置为通过所述至少一个处理器 (904) 使得所述至少一个处理器 (904) 在所述飞行器 (102) 的设计阶段或验证阶段 (116) 期间使用所述多个飞行控制的安全性分析来分析所述多个飞行控制。

[0210] 条款12. 根据条款8所述的系统, 其中所述计算机程序代码被进一步配置为通过所述至少一个处理器 (904) 使得所述至少一个处理器 (904) 在具有所述多个飞行控制的控制系统 (500) 的状态空间中产生具有期望命令点的限定范围的安全区域的不变子集。

[0211] 条款13. 根据条款12所述的系统, 其中所述计算机程序代码被进一步配置为通过所述至少一个处理器 (904) 使得所述至少一个处理器 (904) 使用可满足性模理论 (SMT) 解算器来自动确认所述安全区域是不变的。

[0212] 条款14.根据条款12所述的系统,其中所述计算机程序代码被进一步配置为通过所述至少一个处理器(904)使得所述至少一个处理器(904)使用所述不变子集来确定所述状态空间上的一组线性不等式,所述一组线性不等式形成在其中执行所述确认的候选不变区域。

[0213] 条款15.一种或多种计算机存储介质,其具有用于评估飞行器(102)的飞行控制的计算机可执行指令(902a),所述计算机可执行指令在由处理器(904)执行时使得所述处理器(904)至少:

[0214] 定义对应于所述飞行器(102)的飞行器动力学模型(104);

[0215] 基于所定义的飞行器动力学模型(104)来构造一个或多个障碍函数(216);

[0216] 使用所述一个或多个障碍函数(216)来识别所定义的飞行器动力学模型(104)的候选不变集;

[0217] 使用所识别的候选不变集来分析所述飞行器(102)的多个飞行控制;

[0218] 使用所分析的多个飞行控制,在所识别的候选不变集内通过控制命令确认所述飞行器(102)的命令跟踪;以及

[0219] 识别落在所识别的候选不变集之外的控制命令。

[0220] 条款16.根据条款15所述的一种或多种计算机存储介质,其中所述一个或多个障碍函数(216)包括指数控制障碍函数(216)。

[0221] 条款17.根据条款15所述的一种或多种计算机存储介质,其中所述飞行器(102)包括八旋翼机(102),并且其中根据条款15所述的一种或多种计算机存储介质具有另外的计算机可执行指令(902a),所述计算机可执行指令在由所述处理器(904)执行时使得所述处理器(904)至少使用控制器(502)来执行所述八旋翼机(102)的所述命令跟踪,所述控制器(502)包括被配置为实现所述八旋翼机(102)的旋翼故障的控制分配器(506)。

[0222] 条款18.根据条款15所述的一种或多种计算机存储介质,具有另外的计算机可执行指令(902a),所述另外的计算机可执行指令在由所述处理器(904)执行时使得所述处理器(904)至少在所述飞行器(102)的设计阶段或验证阶段(116)期间使用所述多个飞行控制的安全性分析来分析所述多个飞行控制。

[0223] 条款19.根据条款15所述的一种或多种计算机存储介质,具有另外的计算机可执行指令(902a),所述另外的计算机可执行指令在由所述处理器(904)执行时使得所述处理器(904)至少在具有所述多个飞行控制的控制系统(500)的状态空间中产生具有期望命令点的限定范围的安全区域的不变子集。

[0224] 条款20.根据条款15所述的一种或多种计算机存储介质,具有另外的计算机可执行指令(902a),所述另外的计算机可执行指令在由所述处理器(904)执行时;使得所述处理器(904)至少使用可满足性模理论(SMT)解算器来自动确认所述安全区域是不变的,并且使用所述不变子集来确定所述状态空间上的一组线性不等式,所述一组线性不等式形成在其中执行所述确认的候选不变区域。

[0225] 该书面描述使用示例来公开本公开的各种实施方式,包括最佳模式,并且还使得本领域的任何普通技术人员能够实践本公开的各种实施方式,包括制造和使用任何设备或系统以及执行任何合并的方法。本公开的各种实施方式的可取得专利权的范围由权利要求限定,并且可包括本领域普通技术人员想到的其他示例。如果示例具有与权利要求的文字

语言没有不同的结构元件,或者如果示例包括与权利要求的文字语言具有非实质性差异的等同结构元件,则此类其他示例旨在落入权利要求的范围内。

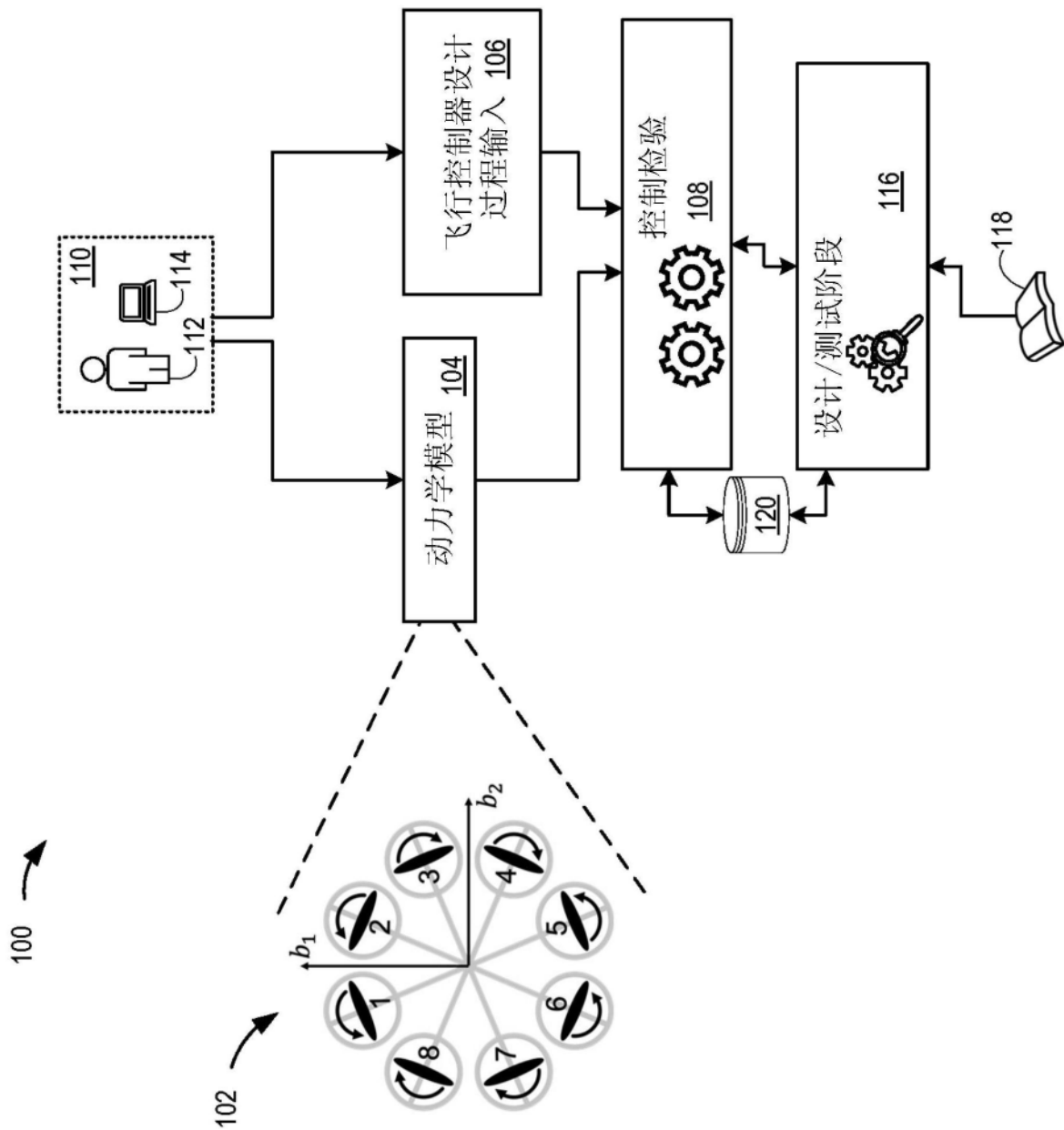


图1

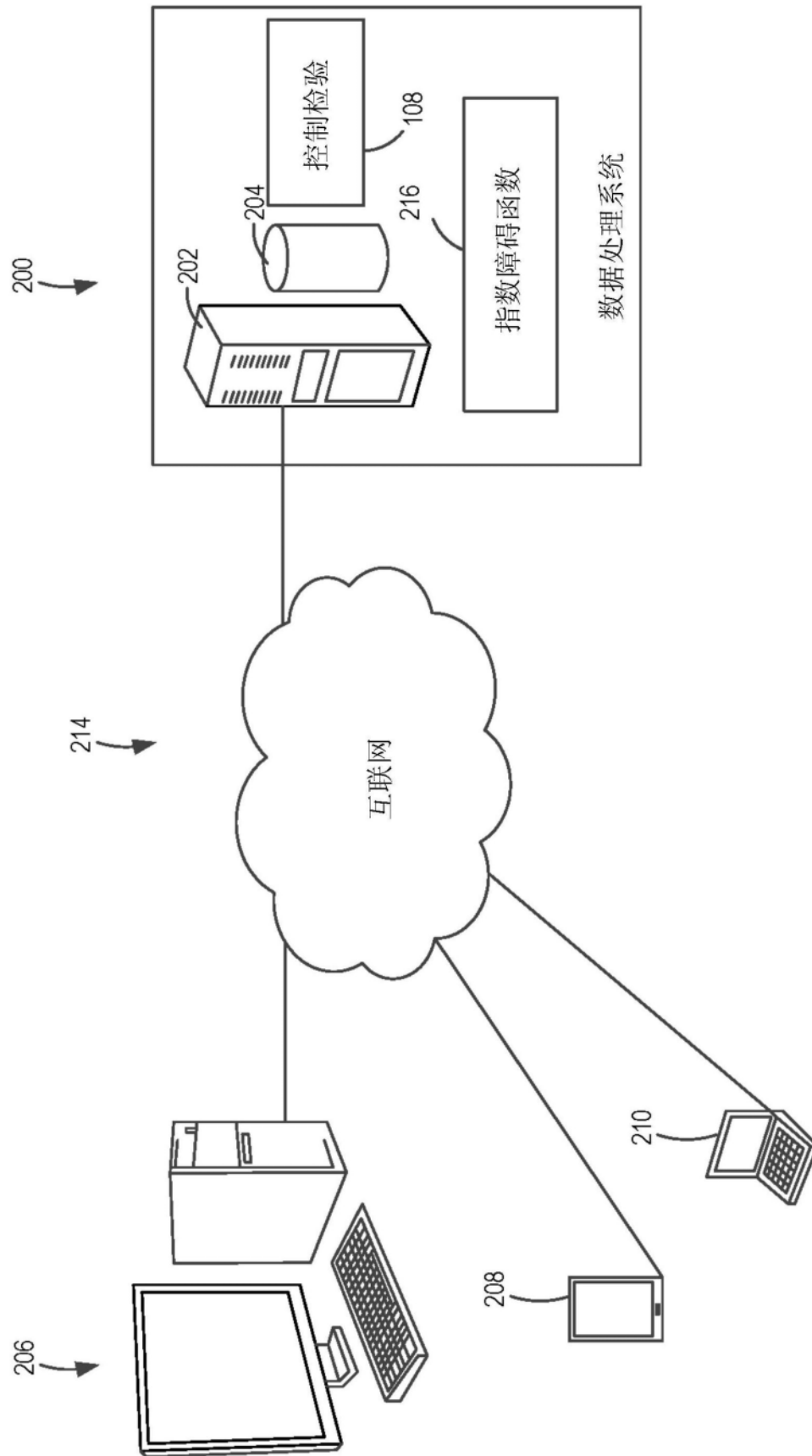


图2

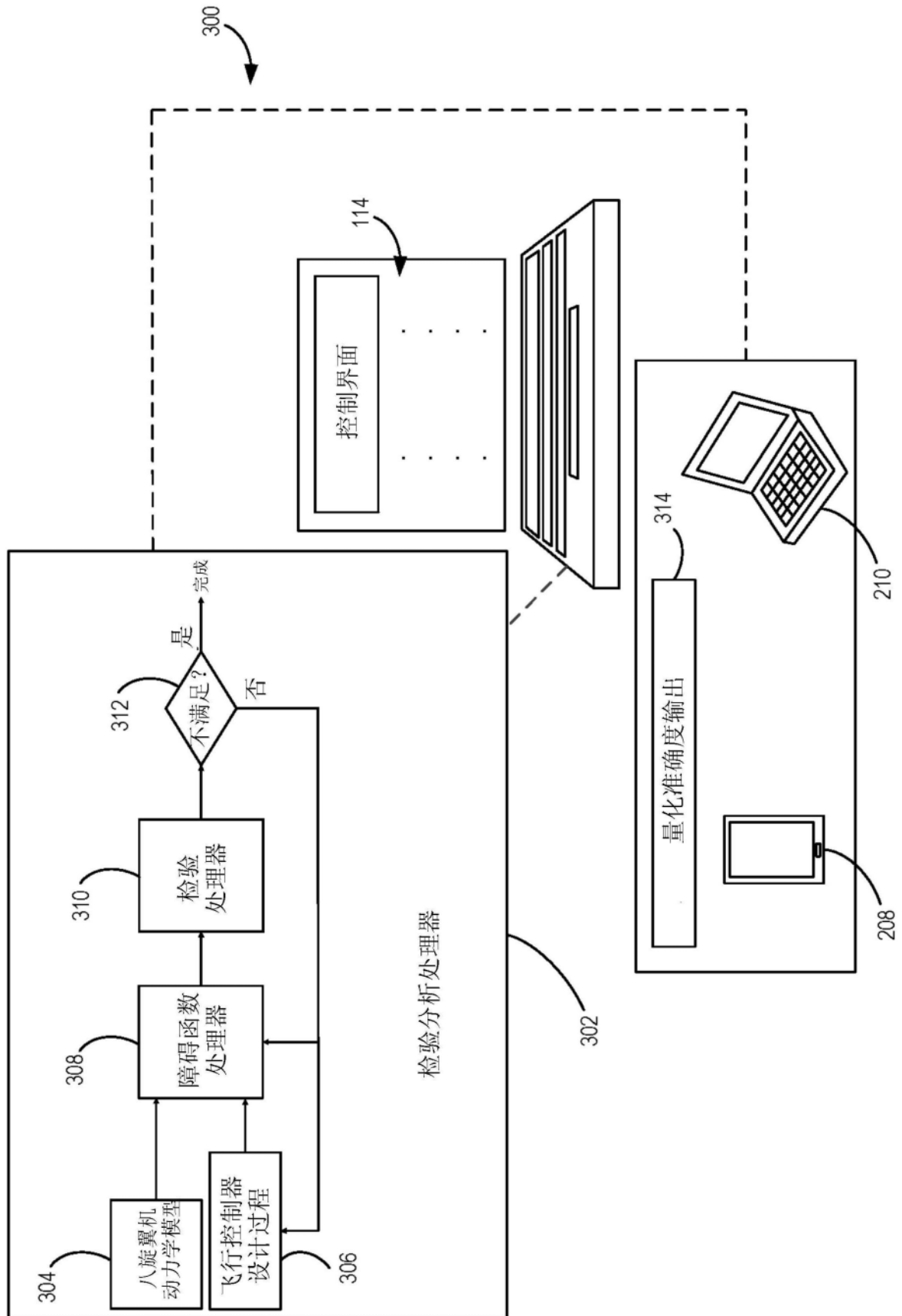


图3

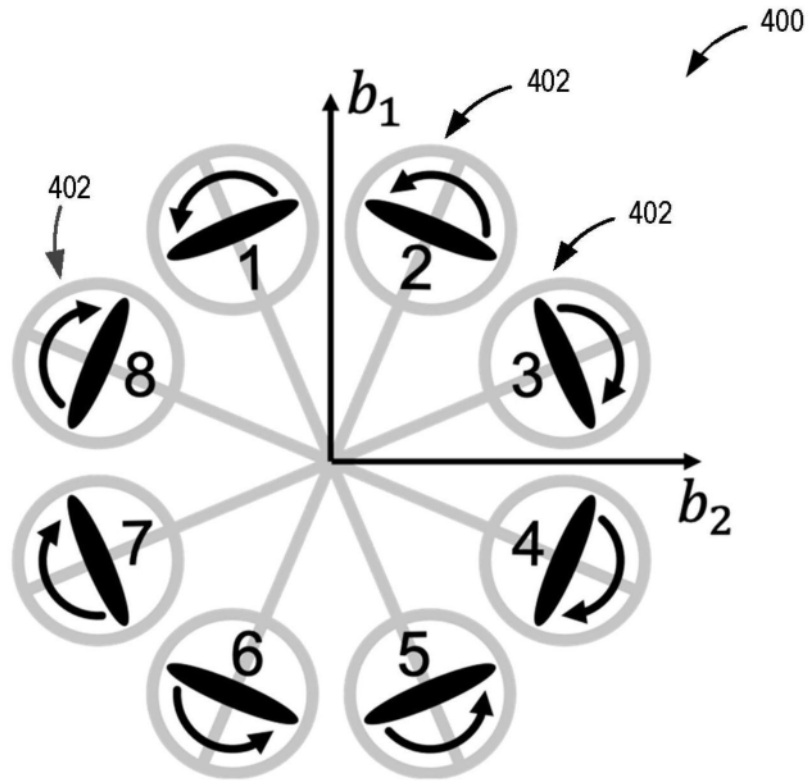


图4

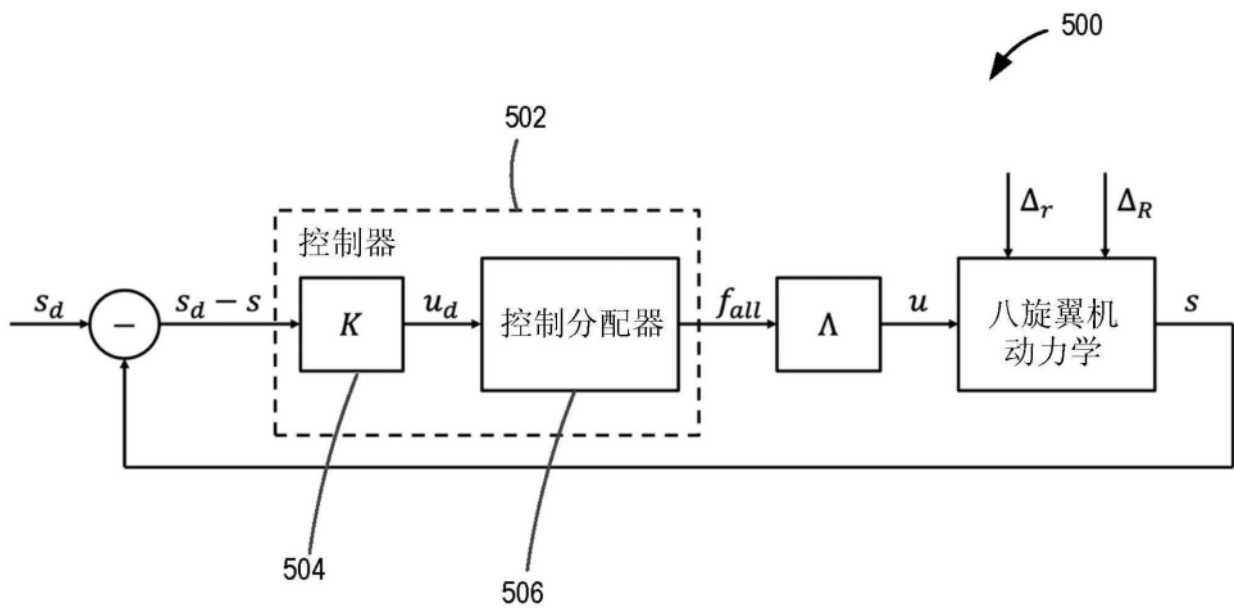


图5

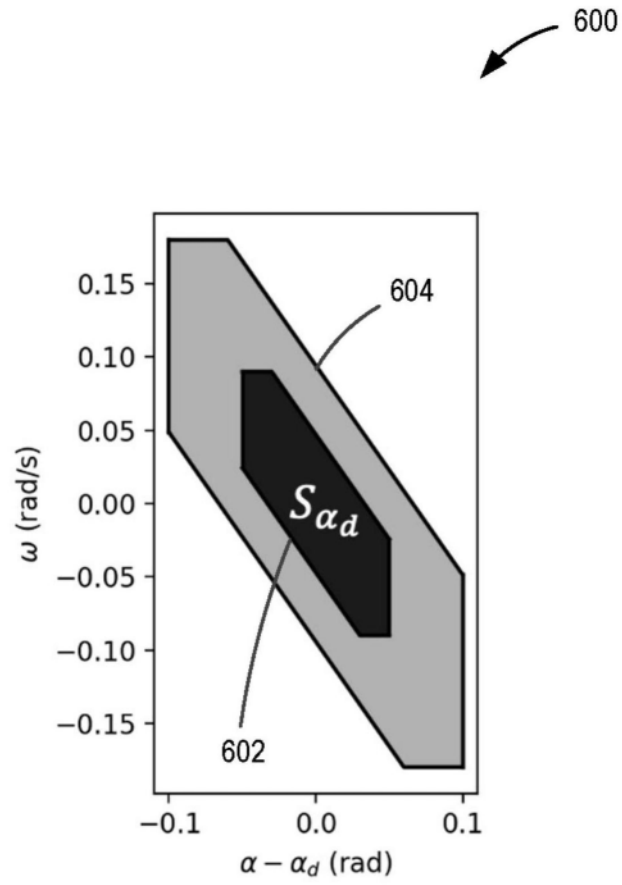


图6

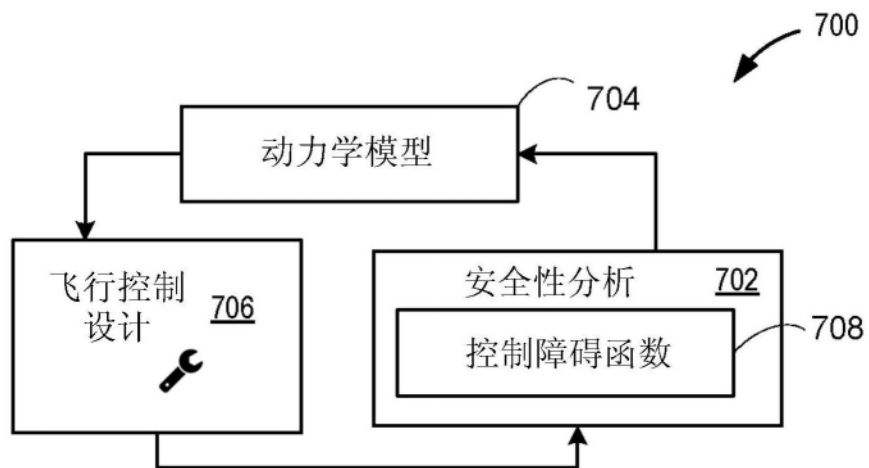


图7

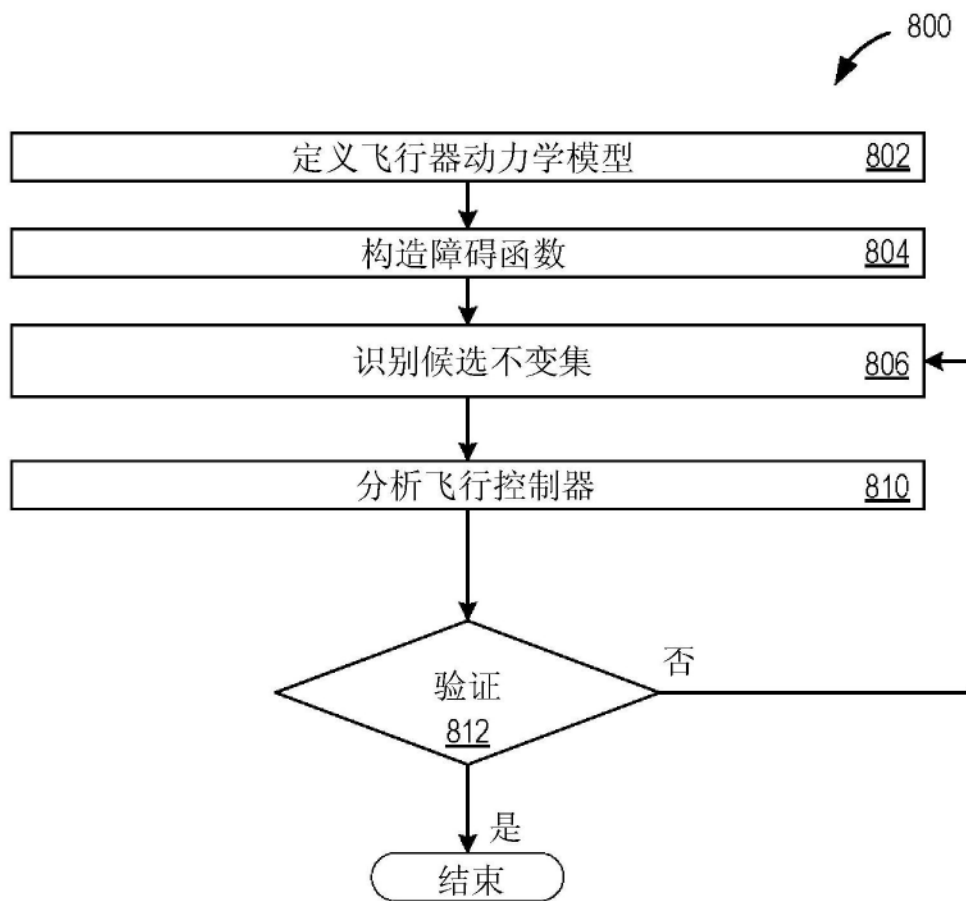


图8

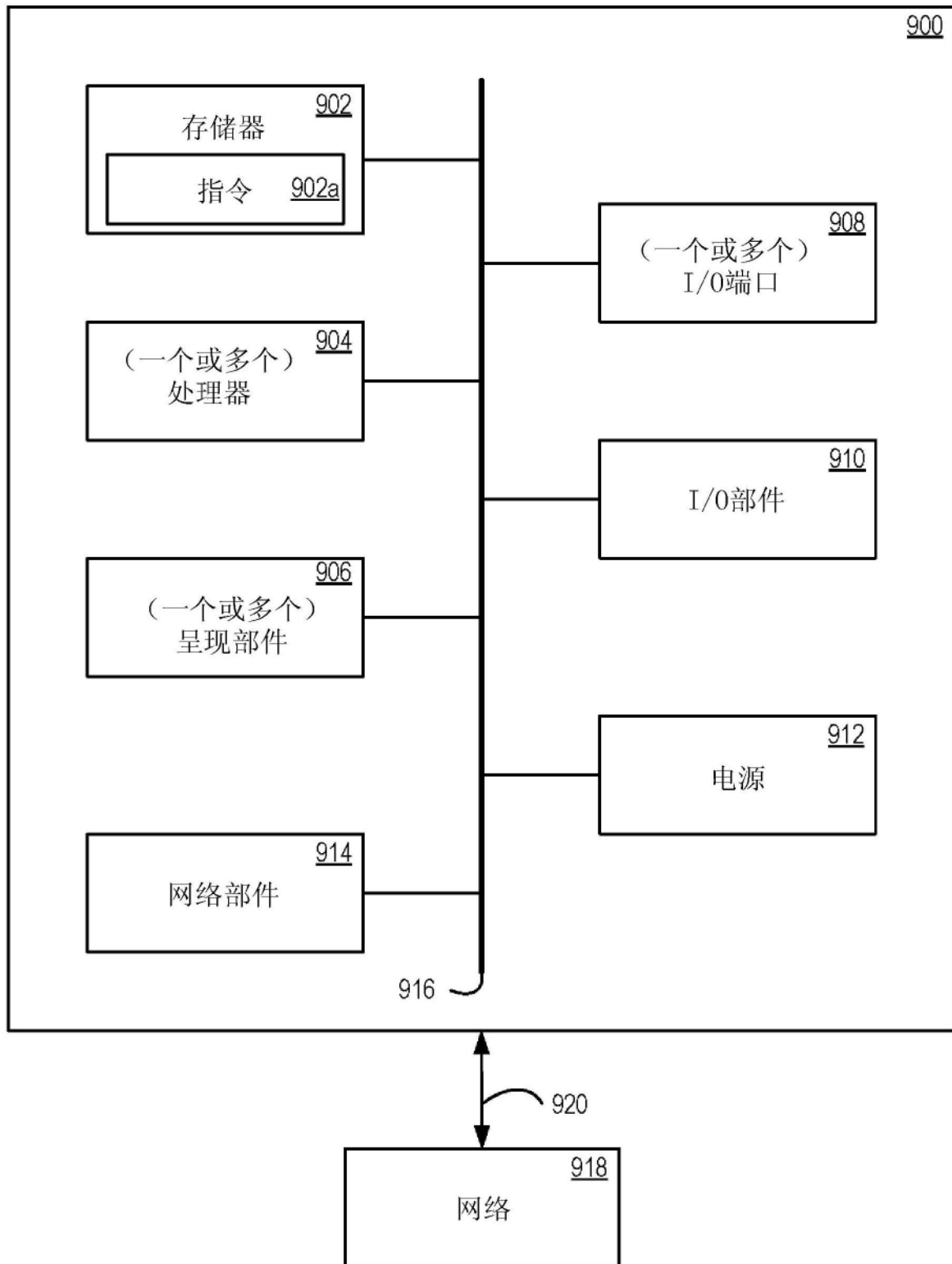


图9

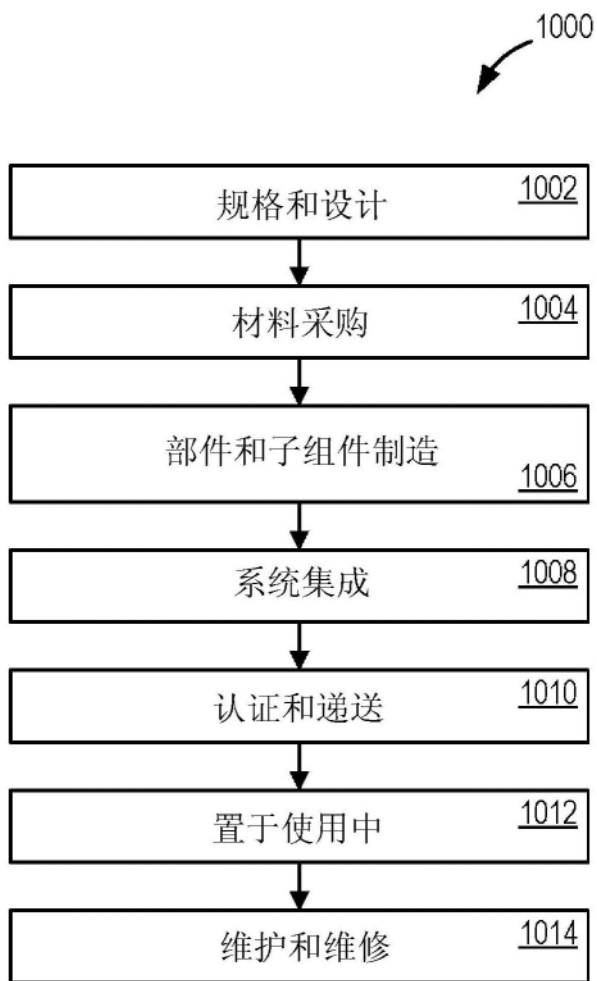


图10

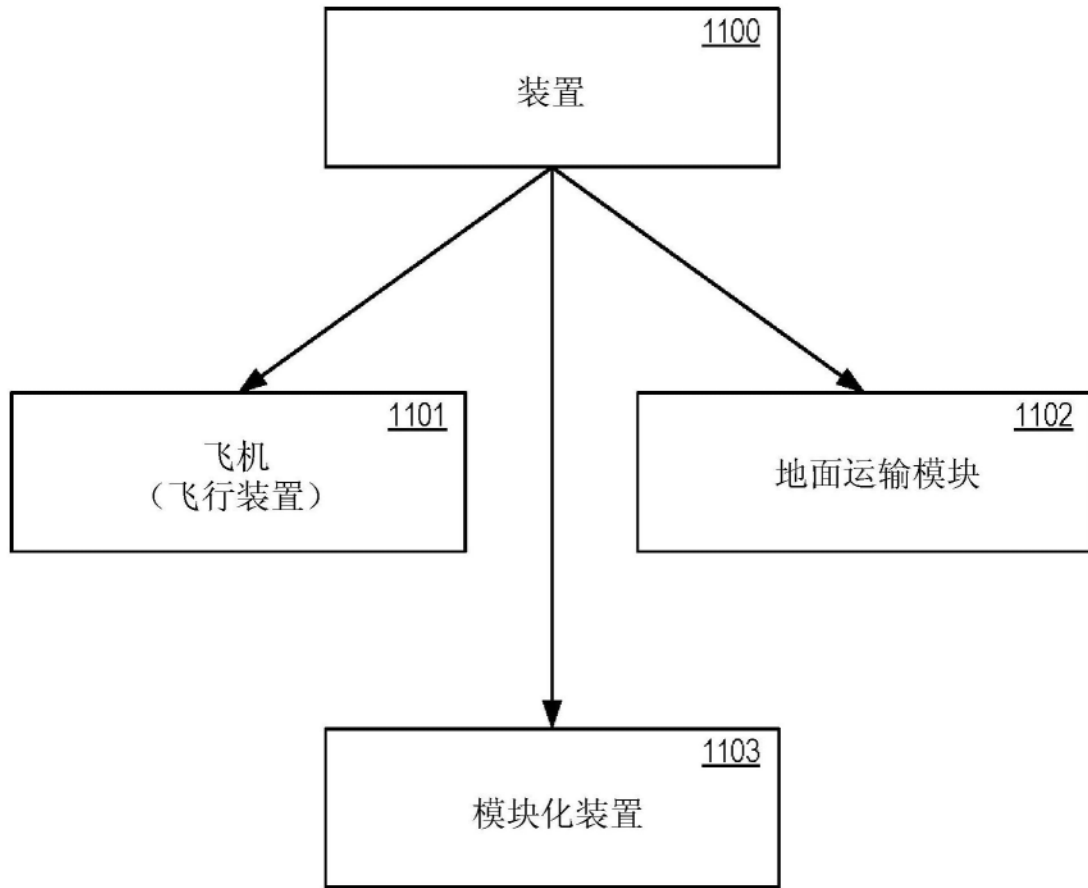


图11