



[12] 发明专利申请公开说明书

[21] 申请号 02829002. X

[43] 公开日 2005 年 6 月 15 日

[11] 公开号 CN 1628053A

[22] 申请日 2002. 11. 21 [21] 申请号 02829002. X

[30] 优先权

[32] 2002. 5. 21 [33] IL [31] 149786

[86] 国际申请 PCT/IL2002/000933 2002. 11. 21

[87] 国际公布 WO2003/097453 英 2003. 11. 27

[85] 进入国家阶段日期 2004. 11. 22

[71] 申请人 尼尔·派丹

地址 以色列萨德

[72] 发明人 尼尔·派丹

[74] 专利代理机构 广州华进联合专利商标代理有限公司

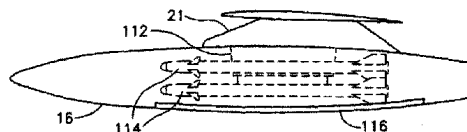
代理人 郑小粤 胡 杰

权利要求书 3 页 说明书 23 页 附图 5 页

[54] 发明名称 提高安装在飞行器上的外部储备的
载荷容量、运输效率和适应机动性
的系统和方法

[57] 摘要

本发明公开了一种系统和方法，能够将可拆卸地安装在飞行器外部的燃料油箱转变成高体积、高容量、多功能和空气动力方面有效率的机载储备。将传统的外部燃料副油箱改装，以使其基本保持燃料油箱的外部形状，同时对燃料油箱的内部进行适当的重新构造，以放入不同的机载储备、相关的机载储备安装装置、控制和监测装置以及其中的支持装置，这些装置替代了燃料储备。所述机载储备与所述飞行器的储备控制系统间和管理系统间有适当的界面。所述机载储备并入新的外部储备配置当中。经过改进的机载储备具有与原先的外部燃料油箱基本上类似的空气动力学特征，同时其有效载荷得到了实质上的提高。



1. 一种用于将可安装在飞行器外部的燃料油箱转变成机载储备组件的系统, 所述机载储备组件适于储存、悬挂、运载和释放一个或多个机载储备, 所述系统包括以下元件:

5 一个根据空气动力学形成的结构, 该结构基本上包覆在所述至少一个机载储备上, 以提高的体积效率, 最佳的飞行性能特征, 和最佳的雷达和红外截面;

至少一个内部机载储备安装装置, 所述内部机载储备安装装置附在所述根据空气动力学形成的外壳的内表面上, 以向所述至少一个机载储备提供稳定性;

至少一个机载储备操作控制装置, 所述机载储备操作控制装置连接到所述至少一个机载储备上, 以监测和控制所述至少一个机载储备的操作;

10 至少一个机载储备操作支持装置, 以提供所述至少一个机载储备的维护、装载、卸载和释放;

至少一个机载储备, 该机载储备在完成飞行器可执行的空中任务的目标、作用和目的时可以被操作。

2. 如权利要求 1 所述的系统, 其特征在于, 所述根据空气动力学形成的结构是一个能够
15 附在飞行器外部的经过改装的燃料油箱。

3. 如权利要求 2 所述的系统, 其特征在于, 所述经过改装的燃料油箱在结构上被加固, 以保持其在飞行期间的空气动力学形状和特征, 以管理与所述至少一个机载储备安装装置、所述至少一个机载储备控制装置、所述至少一个机载储备支持装置和所述至少一个机载储备的悬挂、储存、运载和释放有关的负载。

20 4. 如权利要求 2 所述的系统, 其特征在于, 所述经过改装的燃料油箱是模块式(modular)结构。

5. 如权利要求 2 所述的系统, 其特征在于, 所述经过改装的燃料油箱是标准的外部副燃料油箱。

6. 如权利要求 5 所述的系统, 其特征在于, 所述标准的外部副燃料油箱是 600 加仑油箱。

25 7. 如权利要求 6 所述的系统, 其特征在于, 所述标准的外部副燃料油箱是 370 加仑燃料油箱。

8. 如权利要求 1 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备安装装置是一个易耗电子对抗盒。

30 9. 如权利要求 7 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备安装装置是多导弹发射装置。

10. 如权利要求 8 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备支持装置是多炸弹弹出装置。

11. 如权利要求 9 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备安装装置是多微型飞行器发射装置。

5 12. 如权利要求 10 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备安装装置是多微型卫星发射装置。

13. 如权利要求 1 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载操作控制装置包括通讯介质, 该通讯介质将所述至少一个机载储备与所述飞行器的储备管理和控制系统相互连接起来。

10 14. 如权利要求 1 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备操作支持装置包括以下元件:

至少一个机载储备装载和重载通道门;

至少一个机载储备释放门。

15 15. 如权利要求 1 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备是易耗电子对抗装置。

16. 如权利要求 14 所述的系统, 其特征在于, 所述易耗电子对抗装置是干扰丝。

17. 如权利要求 14 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备是空气动力学导弹。

18. 如权利要求 16 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备是空投炸弹。

19. 如权利要求 17 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备是微型飞行器。

20 20. 如权利要求 1 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备是微型卫星。

21. 如权利要求 1 所述的系统, 其特征在于, 所述至少一个机载储备是多载荷机载储备, 所述多载荷机载储备包括以下元件:

易耗电子对抗分配装置; 和

战术侦察组件。

25 22. 如权利要求 1 所述的系统, 其特征在于, 所述飞行器是多用途军事战斗机。

23. 如权利要求 22 所述的系统, 其特征在于, 所述飞行器是多用途军事战斗直升机。

24. 如权利要求 23 所述的系统, 其特征在于, 所述飞行器是无人驾驶飞行器。

25. 如权利要求 1 所述的系统, 还包括次级控制、监测和紧急释放装置。

30 26. 一种将可安装在飞行器外部的燃料油箱转变成机载储备组件的方法, 所述机载储备组件适于储存、悬挂、运载和释放一个或多个机载储备, 所述方法包括以下步骤:

从所述燃料油箱的内部空间将燃料储备支持装置卸下，以使至少一个机载储备的元件插入并附着；

对所述燃料油箱的结构进行加固，以保持其空气动力学形状和特征，并处理与加入所述至少一个机载储备的元件有关的负载；

- 5 将机载储备安装装置附在所述经过加固的燃料油箱的内部空间；
 将机载储备控制和监测装置加入所述经过改装的燃料油箱的内部空间；
 向所述经过改装的燃料油箱提供机载储备支持装置；
 将所述机载储备安装装置与所述机载储备控制装置功能性连接。

27. 如权利要求 25 所述的方法，还包括将所述机载控制和监测装置与所述飞行器的机载
10 储备控制和管理系统相互连接。

28. 如权利要求 25 所述的方法，还包括向所述至少一个机载储备提供次级控制和监测装置。

29. 如权利要求 25 所述的方法，还包括向所述至少一个机载储备提供紧急释放装置。

30. 如权利要求 25 所述的方法，还包括在所述经过改装的燃料油箱的内部空间装载至少
15 一个机载储备。

提高安装在飞行器上的
外部储备的载荷容量、运输效率和适应机动性的系统和方法

5

发明背景

发明领域

本发明大体上涉及一种有成本效益的、低风险的系统和方法，用于提高安装在飞行器上的外部机载储备的载荷能力、运输效率和适应机动性。具体来讲，本发明涉及一种系统和方法，将目前的和预期的外部燃料油箱转换成大体上一致的、多功能、高容量、高体积和在空气动力方面有效率的，可外部安装的机载储备。

现有技术描述

大多数军用飞行器，如战斗机、攻击性直升机等一般都配有一个外部机载储备的悬挂、运载和释放系统。外部机载储备是意图在外部进行运载的装置，安装在飞机的悬挂和释放设备上，在战斗中它可以从飞行器上分离，也可以不分离。外部机载储备一般包括导弹、火箭、炸弹、核武器、地雷、鱼雷、可拆卸燃料和喷流油箱、干扰丝和闪光分配装置、加油吊舱、枪械吊舱、电子对抗措施（ECM）吊舱、电子支援措施（ESM）吊舱、可牵引目标和假目标吊舱、推力增大吊舱和悬挂设备，如炮弹架、弹射发射台、空投发射台和外挂架。这些外部储备通过特定的悬挂点被可拆卸地安装在飞行器上，这些特定的悬挂点通常被称为硬点或武器站，其跨越飞行器的外表面而分布，以使所运载的储备达到最佳的可能的效果和空气动力方面的最佳飞行条件。

出于经济效率以及编制上和操作上的原因，大多数军用飞行器都设计成多用途平台。因此现代军用飞机都具有功能多样性，如可以执行各种各样任务的能力，包括进攻性防空作战（OCA）、防御性防空作战（DCA）、拦截（AA）、战斗空中巡逻（CAP）、近距离空中支持（CAS）、敌方空中防御抑制（SEAD）、深度打击、攻击敌舰（AS）、反潜战斗（ASW）、电子战（EW）、加油、侦察、监视、无人驾驶飞机（UAV）发射、卫星发射或上述的两个或多个的组合。每种特定的任务形式要求武器配对，或为了完成所指定的任务而进行的最佳武器配备。武器配对涉及特定储备的特定装载量的配备或不同储备类型和装载量的特定混合。现代军事飞行器所要求的任务形式的广大范围需要能够有选择地携带各种各样的储备和装载量。

现代多用途飞机都配有武器站，以容纳完成多种不同任务所需的各种各样的储备。尽管不同种类飞机的可利用的武器站的数量有所不同，但一般都配有 8 到 12 个武器站。由于有效载荷空间对于战斗机或进攻性直升机非常珍贵，所以武器站的位置一般限制在空中平台外部的下表面。由于增加的空气动力学牵制效应，所以携带储备的武器站的外部位置的飞行性能不可避免地会有所降低，如降低的机动性、空速、射程、有效操作航高、增加的燃料消耗以及其它类似的损失。外部武器站位置一般包括翼端硬点、外翼硬点、中翼硬点、内翼硬点、侧机身硬点、机身中线硬点以及类似的其它点。尽管每个硬点所允许的储备库的上载选择是有限的，但储备总体配置可根据飞机的类型进行调配或匹配。单机出动框架内所允许的储备和负载的组合一般称为外仓配置。有一点很重要应注意到，对于一个给定的配置，具体硬点上的所有储备一般来讲应属于同一类型。

因此，例如，一种示范性的储备配置可以包括翼端硬点上的中程导弹、外翼硬点上的火箭吊舱、中翼硬点上的炸弹、内翼硬点上的 ECM 吊舱、侧机身硬点上的短程导弹和机身中线硬点上的外燃料油箱。虽然单机空中平台可携带和释放的不同种类的储备很大，但可能的储备配置的数量在实质上既会受到武器站数量的限制，也会受到允许的武器站装载选择的限制。一般来讲，每次出动航程较长或执行延续任务的军用飞机配有辅助外燃料油箱，一般固定在外挂架上特定的硬点上。由于考虑到空气动力学上的效率和相关的飞行性能参数，所以将外燃料油箱设计成具有适当的结构性配置，如典型的鱼雷形状。一般的外燃料油箱制成不同的规格，以使每个油箱单元具有从 67 到 1360 美制加仑的大范围燃料储存容量。外部燃料油箱通常为飞行器所运载的最大外部有效载荷。飞行器所运载的外部燃料副油箱的数量根据飞行器的类型及其变化而有所不同，不过一般均可支持 1 到 5 个外部燃料油箱，其中 2 到 4 个油箱位于机翼下方，1 到 2 个油箱安装在机身下面。

向用户（如空军）交付具有携带的外部储备，如武器储备或燃料储备的飞行器，自然而然地包括提供外部配置选择，在飞行器投入战场之前，由制造商对携带的这些外部储备以及有关的运行参数进行设计、测试和确认。因此，一般的外部燃料油箱的空气动力学和运行特性在经过确认的外部配置中是最佳的并且与飞行器有关。一般的燃料油箱特性包括高容量运载、实质上灵活的重心限制和范围、可接受的颤动、高负荷限制、正动态分离和紧急释放效果、已知的关于飞机稳定性和易操作性的空气动力学效果、和已知的关于邻近的外部储备和类似的装置的空气动力学效果。

应注意到某些外部储备类型，如多单元武器、集束炸弹、ECM、ESM 和类似的类型，并没有提供最佳的空气动力学外形。因此，这类武器储备在空气动力学上并不是稳定的，并且会

产生增加的牵制和负动态分离和释放效果。

策略上和战术上所要求的持续加速的技术进步推动了军用飞机运行能力的不断改进。尽管开发全新的空中平台是一个相当漫长而极其昂贵的过程,但通过新式/升级储备的进一步开发和新的运行功能的实现,可以在根本上提高现有平台的能力,这些新式/升级储备涉及到新式/升级外部储备配置的利用。由于目前服役的一般战斗机已达到其飞行性能的极限,所以在其上面加上具有高牵制指数的外部有效载荷对飞行性能特征有一定的负面影响,如增加的转弯半径和燃料消耗、降低的爬升速度、易操作性、转弯速度、空速、运行航程、有效的运行航高以及类似的特征。根据这些飞行物理性质,我们可以容易地想到新式/升级储备配置将会对平台的飞行特性产生一些负面影响,为了避免对高价值飞行器以及飞行器的机务人员的潜在的损害,对每种新式/升级储备配置进行一系列综合的地上和飞行试验是非常必要的,以对任何给定配置的飞行器储备的兼容性进行评估。仅在适当收集的试验数据证明该配置的安全可操作性之后,才确认和批准新式/升级配置的运行使用。

这些试验必须评估由新式/升级储备配置的实现所产生的飞行器的飞行特性。与进行试验的储备配置有关的平台的表现必须通过进行地面试验(工程分析、计算机模拟和风洞试验),以及其后在不同的飞行条件下进行的飞行试验进行系统评估。这些试验针对这样一些重要问题,如安全储备运载、安全储备释放、组合储备的安全运载、组合储备的安全释放、紧急释放、动态释放和分离效应、武器输送精确度、弹道精确度、重心范围的限制和极限、额外负载效应、颤动、牵制、空气动力学稳定性和平衡、雷达和红外识别的大小以及其它类似的问题。飞行试验期间所收集的数据与各种情况下平台的表现和性能有关,这些情况从全负载储备配置的情况,到由部分储备释放、无意储备释放和类似情况所造成的不对称配置情况。如果在任何试验阶段的结果,显示出不可接受的飞行状态范围退化或不可接受的储备操作,那么,就将对储备、储备配置甚至飞机框架进行适当的结构性修改并再次进行试验。完成试验过程之后,根据所收集的试验数据,由适当的确认委员会对新式/升级储备配置要么进行确认并批准运行,要么由于不适于运行而进行否决,直到做出进一步的修改。人们能够容易地理解整个地面试验、飞行试验和确认程序循环是一个高度复杂、非常繁琐并花费大量时间的过程,而且这个过程耗资巨大并具有极大的风险。

目前,新一代既先进、威力又大而且小型化的军需品正在开发和使用。这些先进武器类型的使用,如小型智能炸弹和类似的武器,在提高精确度、降低体积和重量以及高度有效性方面有着极大的优点。小型化军需品的一种缺点与运载方式有关,如单独的小型化军需品专用发射架用作新式武器单独的容器。所述单独的小型化军需品专用发射架具有有限的有效载

荷容量、空气动力方面的低效、高牵制和负动态释放和分离特性。小型化军需品的另一个缺点是特定的武器站只能够支持特定任务的一种特定的储备。因此，单独的小型化军需品专用发射架一般必须占据整个武器站，而该武器站能够支持高得多的负载。由于武器站数量的限制和小型化军需品重量的大量减少，进行带有小型化军需品的储备配置可能会导致储备悬挂潜力和空中分析器有效载荷容量潜力的浪费，因为它们一般设计用来支持非常高的负载。

本领域的普通技术人员会很容易地认识到，大多数目前的和预期的军用飞机急需有成本效益的和低风险的系统和方法，这种系统和方法能够提供实质上更加有效的载荷容量并实质上提高储备配置的灵活性。该系统和方法最好能以最优越的方式，发掘飞行器的最佳空气动力学效果的储备运载潜力。该系统和方法还应向具有非常高的体积的不同储备提供上载，并在实质上保持飞机的飞行状态范围，而不从根本上增加飞行器的雷达/红外识别。所述系统和方法应提供对单独的武器站所携带的不同储备组合的选择。实施所述系统和方法应不对机身进行改变或改变极其微小、对储备管理和控制系统改变微小，并且成本低、风险低、需要极少量的培训和简单、快速、低成本、低风险的试验、评估和确认程序。

15 发明概述

本发明的一个方面是关于一个系统的，该系统用于将可安装在飞行器外部的燃料油箱转变成机载储备装置，这种机载储备装置适于一个或多个机载储备的储存、悬挂、运载和释放。该系统包括：一个空气动力学形状的结构，该结构包覆在至少一个机载储备周围，以提供增加的体积效率、降低的牵制效应、最佳的飞行性能特征，和最佳的雷达与红外截面；至少一个内部机载储备安装装置，该装置附在所述空气动力学形状外壳的内表面，以向所述至少一个机载储备提供稳定性；至少一个机载储备操作控制装置，该装置连接到所述至少一个机载储备，以监测和控制所述至少一个机载储备的运行；至少一个机载储备操作支持装置，以向所述至少一个机载储备提供维护、装载、卸载和释放；至少一个机载储备，该机载储备在完成飞行器可执行的空中任务的目标、作用和目的时可以被操作。

25 本发明的第二个方面是关于一种方法的，该方法用于将可安装在飞行器外部的燃料油箱转变成机载储备装置，这种机载储备装置适于一个或多个机载储备的储存、悬挂、输送和释放。该方法包括：从燃料油箱的内部空间将燃料储备支持装置卸下，以使至少一个机载储备元件插入和附着，在结构上加强所述燃料油箱，以保持其空气动力学形状和特征，并对与加入所述至少一个机载储备元件有关的负荷进行处理；将机载储备安装装置附在所述经过加强的燃料油箱的内部空间；在所述经过改装的燃料油箱中引入机载储备控制和监测装置；在所

述经过改装的燃料油箱中提供机载储备支持装置；将所述机载储备安装装置与所述机载储备控制装置进行功能性互相连接。

本发明的上述所有方面提供了具有安装在外部的机载储备的飞行器，该机载储备具有体积效率增强的储备。

5 本发明的上述所有方面提供了具有安装在外部的机载储备的飞行器，该机载储备具有有效载荷容量提高的储备。

本发明的上述所有方面提供了飞行器，该飞行器具有实质上得到提高的外部储备配置灵活性。

10 本发明的上述所有方面提供了飞行器，该飞行器具有空气动力学牵制效应降低的外部储备。

本发明的上述所有方面提供了采用外部储备配置所必需的，有成本效益的、简化的、低风险

附图简述

15 通过阅读以下的说明书和所附的权利要求书并参考以下附图，本发明的各种优点对本领域的熟练技术人员来说就会变得显而易见，在这些附图中：

图 1 是根据本发明优选实施例的一架飞机的透视图，包括在一个具体的储备配置中的多个已加载的武器站；

20 图 2 示出了根据本发明的第一优选实施例的一个外部燃料油箱的截面侧视图，该外部燃料油箱被转变成大体上共形的大体积干扰丝分配装置吊舱，该吊舱被上载到飞机的武器站上。

图 3A 示出了根据本发明的第二优选实施例的一个外部燃料油箱的截面侧视图，该外部燃料油箱被转变成大体上共形的导弹发射吊舱，该吊舱被上载到飞机的武器站上。

图 3B 示出了根据本发明的第二优选实施例的一个外部燃料油箱的截面后视图，该外部燃料油箱被转变成大体上共形的导弹发射吊舱，该吊舱被上载到飞机的武器站上。

25 图 4 示出了根据本发明的第三优选实施例的一个外部燃料油箱的截面侧视图，该外部燃料油箱被转变成大体上共形的重型武器储备吊舱，该吊舱被上载到飞机的武器站上。

图 5 示出了根据本发明的第四优选实施例的一个外部燃料油箱的截面侧视图，该外部燃料油箱被转变成大体上共形的微型飞行器 (MAV) 发射吊舱，该吊舱被上载到飞机的武器站上。

30 图 6 示出了根据本发明的第五优选实施例的一个外部燃料油箱的截面侧视图，该外部燃料油箱被转变成大体上共形的微型卫星 (MicroSAT) 发射吊舱，该吊舱被上载到飞机的武器

站上。

图 7 示出了根据本发明的第六优选实施例的一个外部燃料油箱的截面侧视图，该外部燃料油箱被转变成大体上共形的多载荷吊舱，该吊舱被上载到飞机的武器站上。

5

缩写词和首字母简略词

	AAA	空对空导弹
	CSDC	干扰丝储存和输送通道
	ECM	电子对抗措施
10	EECMA	易耗电子对抗措施装置
	EO	光电
	ESM	电子支援措施
	GCS	地面控制站
	HOTAS	手置节流阀和操纵杆
15	MAV	微型飞行器
	MicroSAT	微型卫星
	MSDR	微型卫星运载火箭
	OCS	轨道控制站
	PGM	精确制导武器
20	SCC	储备控制台
	SBS	小型炸弹系统
	SMS	储备管理系统
	TARA	战术空中侦察装置
	TER	三联弹射炸弹架
25	UCAV	无人驾驶战斗机
	UAV	无人驾驶飞机

优选实施例的详细描述

本发明公开了一种用于提高军用飞行器的有效载荷能力和储备配置的灵活性的系统和方
30 法。在现有技术中已知外部燃料油箱是一种通常用于携带辅助机载燃料储备的辅助燃料储存

装置，以提供延长的行动半径、增加的操作范围和更长的巡逻时间，并因此而使飞机在航空站停留更长的时间。在设计、开发和制造过程中的一系列试验进行之后，对一个特定的外部储备配置框架内的飞机上载一个或多个外部燃料油箱进行试验、评估和确认。本发明的系统和方法设计用来将目前的和预期的外部燃料副油箱、以前经过确认的与飞机储备兼容的载荷，

5 有效地转变成实质上共形的、高容量、大体积的功能性外部储备吊舱。因此，有效转变的油箱装置会具有已被证实的空气动力学特性，这些空气动力学特性是已知的对飞机和预先安装的基本支持系统的飞行特征产生实质影响的特性。所述转变程序包括：使所述外部燃料油箱-飞机界面适合所述储备系统的要求；使外挂架适合于新的功能；重新构造燃料油箱，使之具有新的功能；和提高内部储备管理系统和控制系统（数据总线、储备管理系统（SMS）、储备

10 控制界面），以提供更多的控制和监测功能。这种改变的目的在于，将一个或多个储备、储备支持装置和储备控制装置整合成一个与目前的和预期的外部燃料油箱实质上共形的大容量外部储备吊舱，以分别用于战斗之前、与敌方目标的战斗中，在航空站、装备区，和敌方目标的武器射程范围内，分别提供储备的上载、储存、控制、监测、输送和启动。通过对目前的或预期的外部燃料油箱的结构进行适当的改变，但保持其原有的空气动力学形状来实现这种

15 整合，这种装置结构上的改变还可在油箱运载装置的结构、外挂架、外挂架-机身界面、数据总线、飞机计算机装置中的储备管理系统（SMS），和储备控制台（SCC）中进行。因此，储备负载能力、外部储备配置效率和飞行器的灵活性会得到实质上的提高。由于原有的外部燃料油箱已经通过确认而投入运行性使用，所以与实质上共形的大容量储备吊舱有关的、所必需的试验/确认程序就会更快、更有成本效益、实质上更简单，而且与类似的程序相比极大地降

20 低了风险，这种类似的程序涉及特定开发的和单独制造的储备，具有全新的设计和结构，而且具有未知的空气动力学特性。

经过改进的大容量外部储备吊舱能够携带一个或多个目前运行的或预期的储备，而且负荷有了极大的提高，这些储备包括导弹、常规铁制炸弹、精确制导武器（PGM）、智能炸弹（SBS）、电子对抗措施（ECM）、电子支援措施（ESM）、监视和侦察装置、枪炮、无人驾驶小型飞机和

25 空间飞行器（微型 UAV 和微型卫星）以及类似的装置。所述这些吊舱设计在一个或多个预先限定的和特别改装的武器站上携带。在实践中，具有携带外部燃料油箱能力的目前或预期的军用空中平台的整个范围可以用大容量储备吊舱进行改进，如战斗机、攻击机、战斗直升机、战术和战略轰炸机、运输机和运输直升机、（无人作战飞机）UCAV、双重（有人驾驶和无人驾驶）飞机、教练机以及类似的飞机。能够从本发明的概念中受益的飞行器型号可包括麦道 F-15

30 鹰式战斗机、洛克希德·马丁 F-16 隼式战斗机、诺·格公司 F-14 公猫战斗机、MAMCS/诺·格

公司 F-18 黄蜂战斗机、达索公司幻影 2000 战斗机、达索疾风战斗机、苏霍伊 SU-27 弗兰克
战斗机、苏霍伊 SU-35 超级弗兰克战斗机、米格公司米格-29 支点战斗机、费尔柴尔德公司
A-10 雷神战斗机、英国航空/DASA/阿莱尼亚公司狂风战斗机、英国航空/达索公司 BR.2 美洲
虎战斗机、英国航空/波音公司 AV-8B 鹞式战斗机、绅宝/英国航空 JAS-39 鹰狮战斗机、绅宝
5 S-35 龙式战斗机、阿莱尼亚公司/BAe/CASA/DASA 公司的 EF2000 欧洲台风战斗机、洛克希
德·马丁公司的 F-35 联合战斗机 (JSF)、波音公司 AH-64 阿帕奇战斗直升机、西科斯基飞机
公司的 UH-60 黑鹰通用直升机、贝尔公司的 AH-1Z 超级眼镜蛇攻击直升机、卡尔莫夫公司的
KA-52 Hokum-B 轰炸直升机、贝尔/波音公司的 V-22 鱼鹰战斗机、米里 Mi-28 浩劫攻击直升
机、洛克希德航空学系统 AC-130 大力神战斗机、通用原子能公司的 RQ-1 捕食者无人驾驶侦
10 察机、诺·格公司 RQ-4A 全球鹰无人侦察机以及类似的飞机。

为了示出能够整合到所述新式大容量外部储备吊舱中的储备的广大范围，以下将对本发
明的几个实施例进行描述。为了提供本发明的显著特征的结合性观点，在这些实施例中将一
个单独的示范性飞机作为能够从本发明中的系统和方法中受益的代表性空中平台来进行描
述。所选择的代表性飞行器是由通用原子能/洛克希德·马丁公司生产的 F-16 隼式多用途 A
15 级战斗机，这种飞机是现在在全球 18 个主要空军部队中服役的现代飞机，这些空军部队包括
美国空军、美国海军、美国国家空中警卫队、大部分北约空军、中东空军和亚洲空军。F-16
战斗机深受欢迎的原因是其超强的技术品质、较小的尺寸、相对较低的价格、有效性、生存
能力、可靠性、高战斗准备速度以及与目前的大部分武器系统的兼容性。F-16 战斗机是易于
从作为本发明的基础的概念中受益的一大组现代超音速多用途战斗机的非常具有代表性的样
20 本，因为整个这个组能够携带和输送范围广大的类似或相当的储备、能够在外部燃料副油箱
中携带好几个辅助油箱、具有复杂的航空电子设备、高级机组人员界面、强大的数据处理能
力以及其它方面的功能。此外，本发明的应用方式和在 F-16 战斗机中所要求的必需的转变程
序，类似于本发明在类似的技术上先进的飞机中的应用。

F-16 战斗机也适于代表与本发明的系统和方法所着力解决的主要问题有关的空中平台。
25 在其使用期限内，F-16 战斗机由于其较低的执行任务面的多样性、储备有效载荷限制和任务
范围限制而常常受到批评。虽然特定的分阶段的升级和持续的改造已在很大程度上减少了这
些限制，但基本问题仍然存在。应注意到这种飞机原来设计成战斗机并因此而在其原先的用
途中，即空对空作战中，该平台由于能够携带不同组合的多达 6 枚空对空导弹 (AAM) 和一个
ECM 吊舱而极具竞争力。相反，在执行地面拦截任务时，F-16 战斗机只能携带 4 个外挂架，
30 这 4 个外挂架能够用于进攻性武器，而其它外挂架保留用于额外的燃料副油箱、自卫 AAM 和

ECM 吊舱。因此，通过采用本发明的系统和方法，就能够为这种飞行器提供从根本上提高的有效载荷能力和储备配置灵活性，并因此而极大地拓展与之相关的有效任务面的范围。

应强调在不同的实施例中所描述的、代表运载平台和代表储备类型的 F-16 战斗机仅仅是示范性的，并不意味着作为清单来限制本发明的系统和方法所能够应用的飞行器的范围，该范围实际上包括所有的军用飞行器以及范围广大的各种各样的在设计、开发或试验阶段的新一代飞行器。所述系统和方法还适用于各种不同的用于搜索和救援、防火、人道主义使命、科研、微型飞行器发射以及类似的专用民用飞机。

目前制造开发的下一代军用飞机包括隐形飞机，这是与作为本发明的基础的概念有关的一种特殊情况。在目前状态的隐形技术中，隐形飞机在其内部携带储备以尽可能优化该平台的雷达截面和红外轮廓。在不久的将来这种技术会非常先进，像外部安装的储备这样的外部有效载荷能够在实质上进行隐形配置(利用特殊结构的几何图形、雷达吸收构造材料和涂层)，这种技术实现的可能性非常大。当这样的技术能够应用的时候，隐形飞机就能够携带外部隐形配置的储备，而并不降低空中平台的隐形特征。在如此的设想中，本发明的原理也能够很容易地应用于未来的隐形飞机当中。

现在参看图 1，该图示出了 F-16 战斗机根据本发明的第一个优选实施例的具体外部储备配置。该图示出了携带着被上载到标准的武器站上的不同的储备的飞机 11。这些武器站用标准方式从右到左用数字 1、2、3、4、5、6、7、8 和 9 表示。所选择的和提供的外部储备配置在主要执行空中任务时处于运行状态，并携带在实现所述空中任务的目的时可运行的特别选择的储备。所述储备配置包括：两枚防御性防空导弹 12 和 28，如 AIM-9 响尾蛇导弹，分别上载在翼端武器站 1 和 9 上；两枚 AAM 导弹 14 和 26，如 AIM-120 中程空对空导弹，分别位于外翼武器站 2 和 8 上；两个标准外部燃料副油箱 18 和 22，如 370 加仑燃料油箱，分别位于内翼武器站 4 和 6；一个 ECM 吊舱 20，如 AN/ALQ-119，位于机身中心线武器站 5；两个大容量干扰丝分配装置吊舱 16 和 24，这两个干扰丝分配装置吊舱 16 和 24 由标准的外部燃料油箱转变而来，如 370 加仑燃料油箱，并与之实质上共形，分别位于中翼武器站 3 和 7。重要的一点是要注意到，在武器站 3 和 7 悬挂和携带外部燃料油箱目前还未得到确认。所述武器站 1、2、3、4、5、6、7、8 和 9 受位于驾驶员座舱 40 的机组人员的操作性控制之下。该机组人员通过位于所述驾驶员座舱内的适当的储备控制界面与所述武器站进行联系。所述储备控制界面由 HOTAS (手置节流阀和操纵杆) 部件、声频部件和储备控制台 (SCC) 部件组成，这些部件与不同的武器系统相互连接并整合适当的监测和启动装置，如 LED 状态显示器、数字显示计数器、照明按键开关、拨动开关、旋钮开关、多载荷显示器、耳机和类似的装置。

所述 SCC 提供所述储备运载系统的功率运用, 操作控制, 以及与其状态相关的可视显示。所述 SCC 通过机载计算机装置 (未示出) 与所述武器站 1、2、3、4、5、6、7、8 和 9 相互连接, 如微处理器和数据总线, 该数据总线包括适当的数据传输器 (未示出), 如机内通信电缆, 并与油管 (未示出) 相互连接, 该油管从所述标准的外部燃料油箱 18 和 22 将所述辅助燃料储备的燃料输送到所述飞机 11 的发动机。该图清楚地示出了所述大容量外部储备吊舱 16 和 24 5 的外部形状或轮廓, 实际上与所述标准外部燃料油箱 18 和 22 的外形相同。因此, 所述大容量储备吊舱 16 和 24 的几何形状实际上与所述外部油箱 18 和 22 的几何形状相同。本领域的一般技术人员会很容易地认识到所示出的配置仅仅是示范性的。

尽管最近几年已开发出复杂且昂贵的干扰系统, 但分布大量的干扰丝仍然是对抗雷达制导威胁的最有效的区域防御。干扰丝是在实战中所有的军用飞机所使用的易耗电子对抗装置, 其目的是用来通过产生对扰乱射击指挥用雷达和诱骗射频制导炸弹有效的, 欺诈性的射频信号, 来迷惑敌方导弹的制导和射击控制系统。干扰丝分配装置是一种可操作来储存、控制和分布干扰丝的装置, 该装置由小型金属偶极子组成, 如浸铝玻璃纤维, 这些金属偶极子被设计成以雷达的频率共振。将多个这样的金属偶极子压缩在小包内, 这些小包能够储存在耐热罐、筒或其它容器中, 并且一般能够由爆炸性冲击炸药将其从储存容器中弹出。干扰丝也能够通过使用机电装置来将干扰丝包从干扰丝分配装置中直接弹出而进行分布。当被喷射到飞机的滑流中时, 所述干扰丝包爆开, 而且所述金属偶极子分散开以形成滞留的雷达反射云。干扰丝以直接防御的方式误导敌方的进攻。当 ECM 监测系统, 如具有内置式广延辨识和威胁评估功能的雷达警戒接收机, 识别出有雷达锁定到飞机上时, 飞机的机组人员就会收到适当的通知, 且一个或多个系列的干扰丝会发射出去并在雷达上形成图像, 这个图像类似于飞机的图像。如果这种诱惑过程获得成功, 那么敌方就会对虚假图像射击而不是对飞机进行射击。 10 20

将干扰丝用作有效的 ECM 的一个很大的缺点是目前的干扰丝分散办法并不是很有效率。目前, F-16 战斗机单机所携带的干扰丝数量实质上非常有限。在干扰丝分布之后不久, 对敌方进行诱惑的飞机离开保护区域时, 数量有限的干扰丝仅在较短的航程和较短的时间内有效。为了保持足够的有效性, 一般应高速分布干扰丝, 因此, 单机飞机通常在几分钟之内就将其所携带的干扰丝用光, 从而使飞机失去保护而暴露在雷达导引的威胁之下。本发明的系统和方法大大提高了干扰丝的有效载荷能力, 与现有分送系统能力相比大约提高 150% 到 400%, 并因此而能够使用更少的飞机来提供针对雷达导引的威胁的更加有效的保护。 25

参看图 2, 该图示出了一个大容量干扰丝分配装置吊舱 16, 该分配装置吊舱 16 由标准外部燃料油箱, 如 370 加仑油箱或 600 加仑油箱转变而来, 并大体上与之共形。所述大容量干 30

扰丝分配装置吊舱 16 通过一个流线型的适合的支承外挂架 21 固定到位于飞机气流下方区域的硬点上, 对该支承外挂架 21 进行了适当的改装以适于携带所述吊舱 16。所述吊舱 16 通过吊舱-机身界面、适当的数据总线和机载计算机装置与所述适当的 HOTAS/SCC 部件相互电气连接。所述外部燃料油箱向所述大容量干扰丝分配装置吊舱的转变是通过所述油箱内部结构的全部重新配置来实现的, 以容纳一套干扰丝分配组件, 而所述燃料油箱的外部形状基本上保持不变。对所述油箱的结构进行改进, 直到能够处理与容纳其中的干扰丝分配组件相关的负载。所述的一套干扰丝分配组件是在分布干扰丝时起作用的一种电子对抗装置。这一套组件包括大容量干扰丝盒 39、电控盒 36、一个或多个干扰丝分布门 32、一个或多个进气孔 70、干扰丝分布室 42、干扰丝偏导器装置 33 和可拆卸的干扰丝装载区 46。所述干扰丝盒 39 是暂时附在所述大容量干扰丝分配装置吊舱 16 的内表面上的一个刚性结构。所述干扰丝盒 39 包括外壳、支撑架和几个延长的干扰丝储存和输送通道 (CSDC) 41。干扰丝包以顺序方式提前用手工装入所述通道 41 内, 这种顺序方式使所述干扰丝包在所述通道 41 内形成水平堆叠的排列形式, 这些堆叠由所述通道 41 的内表面所支撑。每个通道 41 与一个机电驱动装置连接在一起, 该机电驱动装置用于将所述干扰丝包朝向所述干扰丝分布室 42 和干扰丝分布门 32 驱动。所述驱动装置包括传动装置 (未示出), 如电动机, 压板, 驱动轮和驱动带 (未示出)。所述传动装置通过所述驱动轮和驱动带向所述压板施加动力。所述压板布置成与所述通道 41 内水平堆叠的所述干扰丝包的最前面紧密接触。当与一个特定的 CSDC 41 连接的传动装置启动时, 所述传动装置在所述压板上加一个力, 以将朝着飞机尾部的运动传到所述 CSDC 41 内水平装载的所述干扰丝包的整个堆叠上。因此, 整个水平装载的干扰丝包堆叠被从后面加入所述干扰丝分布室 42 和干扰丝分布门 32。当一个特定的干扰丝包进入所述干扰丝分布室 42 时, 所述干扰丝包就会由于所述水平装载的堆叠的压力, 而穿过所述干扰丝分布室 42 和干扰丝分布门 32 从所述 CSDC 41 弹出。所述干扰丝包进入所述吊舱 16 下面的且朝着飞机尾部的气流湍流并破碎。因此, 包在干扰丝包内的金属偶极子就分散在空气中, 并导致干扰丝云的产生。

在执行战斗任务的过程中, 雷达警戒接收机装置 (一般合并所述 ECM 吊舱 20 中) 产生一个关于一个被识别出的雷达引导威胁的指示, 飞机的机组人员通过所述 SCC 的适当的显示部件或适当的声频信号收到通知。因此, 并入所述大容量干扰丝发送装置吊舱 16 的干扰丝发送系统被启动, 且一个或多个干扰丝包从所述吊舱 16 中弹出以形成欺诈性射频信号。这种启动可以是手动操作、自动操作, 或者是半自动操作。所述系统的启动和所述干扰丝的弹出涉及所述干扰丝分布门 32 的开启和自动选择的 CSDC 41 的传动装置的启动。分布的顺序由所述

电控盒 36 所控制。所述分布的顺序被安排成能够确保在整个分布过程中保持飞机的平衡。

与目前的方法相比，从标准外部燃料油箱转变而来，并容纳有干扰丝盒的所述大容量干扰丝发送装置吊舱 16，从根本上提高了干扰丝的储存和输送能力。所述吊舱 16 所能够提供的干扰丝总容量约为 1000 磅。因此，配有两个干扰丝发送装置吊舱 16 的单机飞机的干扰丝总有效载荷可以约为 2000 磅。与满载的、重量约为 4250 磅的外部燃料油箱相比，满载的、容纳有干扰丝盒的大容量干扰丝发送装置吊舱 16 的重量约为 1900 磅。本发明的系统和方法能够使干扰丝分布速度达到约 10 到 15 磅/秒。

本领域具有一般技能的技术人员会很容易地认识到，前面所述的与大容量干扰丝发送装置吊舱有关的结构、操作、尺寸、重量和数量仅仅是示范性的，对它们的介绍只是为了更好地理解本发明的第一个实施例。

参看图 3A 和 3B，该图示出了普通外部燃料油箱，如标准 600 加仑燃料油箱，其已被转变成大体上共形的大容量导弹发射架吊舱 16。根据本发明的第二个优选实施例，所述吊舱 16 容纳有一套三联导弹发射架组件 112。上载到 F-16 战斗机的预定的武器站的大容量导弹发射架吊舱 16 在该图中示出。F-16 战斗机一般能够携带多达 6 枚不同组合的空对空导弹。本发明的系统和方法能够使在一个或多个大容量导弹发射架吊舱 16 内上载更多的导弹，而并不在实质上改变飞行器的飞行状态范围。在本发明的第二个优选实施例中，在所述大容量导弹发射架吊舱 16 中所携带的导弹是 AIM-9 响尾蛇导弹，但应能够很容易地理解本发明的这个实施例能够应用到其它的导弹，如魔术 R-550 导弹、AM-7 海麻雀或巨蟒 4 导弹。AIM-9 导弹是一种能够由多种战斗机所携带的超音速、热导空对空导弹。AIM-9 导弹具有高爆弹头、灵敏的红外制导系统，和带有滚动稳定后翼/滚转安定翼装置的圆柱形弹体。该红外制导弹头能够使导弹对准目标飞机的排气装置，并能够在白天、夜间和有电子对抗的条件下使用。所述红外制导弹头还允许飞机的飞行员发射导弹，然后在导弹自身导向目标的时候离开该区域或采取逃避行动。从标准外部燃料副油箱转变而来的所述大容量导弹发射架吊舱 16 包括三枚 AIM-9 导弹 114，这些导弹 114 由所述三联导弹发射架组件 112 上的发射轨道分别携带。所述三联导弹发射架组件 112 能够提供并行和曲线型并行运载架，并发射这三枚导弹 114。所述大容量导弹发射架吊舱 16 的外壳包括两个相对向外打开的导弹发射门 116，这两个导弹发射门 116 沿着所述大容量导弹发射架吊舱 16 的整个长度延伸，这样能够使在所述吊舱 16 中装载所述导弹 114，在所述导弹 114 仍在多发发射架组件 112 上时由红外制导装置对敌方目标进行探测，并且能够使导弹发射。在此优选实施例中，所述多导弹发射架组件 112 是适当改装的 LAU-7/A 系列导弹发射架，这种多导弹发射架组件暂时固定在所述大容量导弹发射架吊舱 16 的外壳的

内表面。通过利用三个悬挂装置将所述导弹 114 悬挂在所述发射架组件 112 上的特定发射轨道上，所述三个悬挂装置安装在每枚所述导弹 114 的外壳上。所述导弹 114 通过特定的操纵缆连接到所述飞机 11 的内部储存管理和控制系统，所述操纵缆用于在所述导弹 114 和所述机载计算机装置之间提供动力并传输数据和处理信号。并入所述大容量导弹发射架吊舱 16 的所述三联导弹发射架组件 112 包括外壳组件、氮接收器、机构组件和电气配线组件。所述外壳组件为所述发射架组件 112 提供结构上的刚性并提供安装点，以将所述发射架 112 安装在所述大容量导弹发射架吊舱 16 上。所述氮接收器组件储存高压氮，该高压氮用于冷却导弹 114 制导系统中的红外探测器，所述机构组件包括固定所述导弹 114 以使其升起和着陆以及释放使其发射的机电装置，所述电气配线组件由在所述飞机 11 的电源、射击电路和发射架 112 进行相互连接的适当的连接器和线路组成。所述三联导弹发射架组件 112 的发射轨道以将三枚 AIM-9 导弹 114 固定到相同的组件中的方式排列。如果导弹 114 的飞行控制表面不能够折叠，那么发射架轨道位置之间的角偏差完成导弹 14 的控制翼和安定翼相互之间的布置。作为选择，如果所述导弹 114 的飞行控制表面是可以折叠的，并能够容易地储存在所述大容量导弹发射架吊舱 16 中，那么在导弹发射之后所述表面会立即自动展开。

为了在所述大容量导弹发射架吊舱 16 内储存、输送和发射所述导弹 114，应对所述外部燃料油箱进行适当的改装而并不改变其空气动力学形状。对所述 HOTAS/SCC 部件以人体工程学上最佳的方式进行另外的功能性改变和/或增加这些部件。对在飞机的计算机中所实现的适当的 SMS 例行程序进行进一步的修改。对冗余提供次级控制系统以控制和发射导弹，并在紧急情况下投弃所述大容量导弹发射架吊舱。

显然，前述的本发明的系统和方法的实施例在专门选择和实施的储备配置的框架内，在飞机的飞行员可以利用的攻击性和防御性发射的数量上有了极大的提高。因此，飞行器的攻击性和防御性能力都得到了极大的提高。

本领域具有一般技能的技术人员会很容易地认识到，前面所述的与大容量干扰丝发送装置吊舱有关的结构、操作、尺寸、重量和数量仅仅是示范性的，对它们的介绍只是为了更好地理解本发明的第二个实施例。在其它形式的实施例中，所述吊舱中所携带的导弹数量可以是不同的，并可视所携带的导弹的规格而定。

参看图 4，该图示出了普通外部燃料油箱，如标准 600 加仑燃料油箱，其已被转变成大体上共形的大容量重型武器吊舱 16。根据本发明的第三个优选实施例，所述吊舱 16 容纳有一套三联炸弹弹射式挂弹架组件 202。上载到 F-16 战斗机的预定的武器站的大容量重型武器吊舱 16 在该图中示出。三联弹射炸弹架 (TER) 204 是一种附在飞机 11 的外挂架 21 上的武

器悬挂装置，它最多能够携带三件武器，如 250 磅、Mk-81 自由降落炸弹或 250 磅智能炸弹系统（SBS）。所述 TER 204 是一种附属悬挂飞机武器装备，它附在主挂弹架 202 上。所述 TER 204 由适配器组件、三个弹射装置和装配电路组成。所述 TER 最多能够携带三个储备，这三个储备固定在所述弹射装置上。两个上部弹射装置有四个可调节的抗摇系杆和两个机械锁定悬挂钩，而下部弹射装置有两个机械锁定悬挂钩。炸弹 206 通过两个悬挂凸缘悬挂并固定到所述三联弹射炸弹架 204 上。通过引燃炸药来达到释放，该炸药驱动一个活塞，该活塞驱使所述炸弹 206 离开所述 TER 204。从标准的外部燃料副油箱转变而来的所述大容量重型武器吊舱 16 包括三枚 M-81 炸弹 206（或三枚 SBS 炸弹），这三枚炸弹由三个弹射装置携带。所述三联弹射炸弹架组件 204 能够提供并行和曲线型并行运载架，并释放这三枚炸弹 206。所述大容量重型武器吊舱 16 的外壳包括两个相对向外打开的炸弹门 208，这两个导弹发射门 208 沿着所述大容量重型武器吊舱 16 的整个长度延伸，这样能够使在所述吊舱 16 中装载所述炸弹 206，并使得所述炸弹 206 从所述吊舱 16 中出去。与所述大容量重型武器吊舱 16 一起使用的所述三联弹射炸弹架组件 204 可以是固定到所述总挂弹架 202 的经过适当改装的 BRU-42 型 TER，该 TER 暂时固定在所述大容量重型武器吊舱 16 的外壳的内表面上。所述炸弹 206 由特定的悬挂凸缘携带，该凸缘是所述炸弹 206 外壳的一个主要部分。所述 TER 204 通过特定的通信电缆连接到飞机的内部储备管理和控制系统，所述通信电缆用于传送所述 TER 204 与机载计算机之间的控制信号。

并入所述大容量重型武器吊舱 16 的所述三联弹射炸弹架组件 204 包括三个 TER 武器站（底部、左侧、右侧），为其中的每个武器站都提供有悬挂钩、自动抗摇系杆、弹射脚、保险装置和类似的装置。所述武器站还安装有零保持螺线管并使用弹射盒装置，用于储备的释放和正常投弃。初级或正常释放使用两个盒促动装置，这两个盒促动装置产生气体压力以打开所述悬挂钩并将所述储备弹离所述 TER 204。辅助释放使用单独的盒促动装置以仅将所述钩打开，并在初级弹射失败的时候提供所述储备的重力释放。为了在所述大容量重型武器吊舱 16 中准备储存所述炸弹 206，像尾翼面这样的炸弹空气动力学水平尾翼可以制成可折叠式，在储存和输送期间适当置于折叠状态并在被释放之后可以自动打开。

为了在所述大容量重型武器吊舱 16 内储存、输送和释放所述炸弹 206，应对所述外部燃料油箱进行适当的改装而并不改变其空气动力学形状。对所述 HOTAS/SCC 部件和在飞机的计算机中所实现的适当的 SMS 例行程序进行另外的改变和升级。对冗余提供次级控制系统以释放所述炸弹 206，并在紧急情况下投弃所述大容量重型武器吊舱 16。

显然，前述的本发明的系统和方法的实施例使得在专门选择和实施的外部储备配置的框

架内，在飞机的飞行员可以利用的地面攻击装置的数量上有了极大的提高。因此，飞行器的地面拦截能力会得到极大的提高。

将外部燃料副油箱转变成实质上共形的改进的大容量外部储备吊舱在几个方面很有好处，所述改进的大容量外部储备吊舱将多导弹发射装置和重型武器（铁制炸弹、SBS 和类似的炸弹）释放装置结合在一起。飞行器的有效载荷能力和储备配置灵活性会得到很大的改进。普通的外部燃料油箱的空气动力学特性是已知的，且将所述油箱用作外部有效载荷已进行了彻底的试验和确认，以利于在特定飞机上的军事性使用。所述储备组件包括所述外挂架、所述大容量重型武器吊舱并容纳所述武器运载工具和所述武器，其重量一般小于满载的外部燃料油箱的重量。因此，对储备配置进行试验和获得确认的过程非常简单、快速并仅需极少的成本且风险很小，在这种储备配置中，可以选择大容量外部储备吊舱来替代特定武器站的原先的外部燃料油箱。此外，大容量武器吊舱的牵制系数低于外部安装的重型武器复合组件（重型武器运载工具和悬挂的重型武器）中对应的牵制系数。而且也能够实现飞机的较小雷达特征和红外特征。

本领域具有一般技能的技术人员会很容易地认识到，前面所述的与重型武器吊舱有关的结构、操作、尺寸、重量和数量仅仅是示范性的，对它们的介绍只是为了更好地理解本发明的第二个实施例。在其它形式的实施例中，所述重型武器吊舱中所容纳的炸弹数量可以是不同的。例如，在其它形式的实施例中，前面所述的携带三枚 MK-81 炸弹的三联弹射炸弹架可以由携带 6 枚 MK-81 炸弹的多弹射式挂弹架或携带 8 枚 MK-81 炸弹的垂直弹射式挂弹架所代替。

参看图 5，该图示出了大容量微型飞行器发射装置吊舱 16，该吊舱 16 从一种标准外部燃料副油箱，如标准的 370 加仑燃料油箱转变而来并大体上与之共形，该吊舱 16 上载到 F-16 战斗机的预定的武器站。根据本发明的第四个优选实施例，所述大容量发射装置吊舱 16 容纳有微型飞行器（MAV）多弹射组件 252。在现有技术中，已知微型飞行器是能够负担得起的、全功能性、远距离驾驶、能够应用于军事的小型飞行器或空中机器人，其机动性能向远距离或其它有危险的地点布置有使用价值的微型有效载荷，在这些远距离或其它有危险的地点，它可以执行各种各样的任务，包括战术性或小型单位侦察或监视、对城市地形中的军事行动的支持、在放弃地区对高价值目标的确定和跟踪、对生物化学制剂的探测、搜索和救援以及其它任务。MAV 的小型化有效载荷包括推进、远距离和现场飞行控制和导航系统、小型摄像机、辐射传感器、化学传感器、GPS、简单的航空电子设备以及足以完成任务所需的通信线路。MAV 一般从地面炮筒发射武器或飞行器中发射。

再参看图 5, 所述大容量 MAV 发射装置吊舱 16 固定到外挂架 21 上, 该外挂架 21 固定到所述飞行器 11 的机翼下侧上的特定硬点上。所述吊舱 16 包括一个外壳, 该外壳实际上与 370 加仑的外部燃料副油箱的外壳相同, 该外部燃料副油箱转变成所述大容量 MAV 发射装置吊舱 16。对所述外壳进行特别的加固以将所述 MAV 运载组件 252 并入所述吊舱 16 内, 还为所述外壳提供一对向外和向下开启的 MAV 门 254 以使所述 MAV 256 从所述吊舱 16 中出去。所述吊舱 16 包括一个电气机械门传动装置, 如一个或多个电动机, 以及一个 MAV 运载组件 252, 该 MAV 运载组件暂时固定在所述外壳的内表面上。所述 MAV 运载装置 252 由运载装置保护组件、三个绳索线组件、三个支架组件和机械锁定悬挂钩组成, 所述三个支架组件用于携带所述三个 MAV 256, 而所述三个 MAV 256 通过安装在所述外壳内的悬挂凸缘悬挂在所述机械锁定悬挂钩上。MAV 基本上是无人驾驶的飞行器。因此, 其机身设计成具有空气动力学结构并具有适当的飞行控制界面, 如机翼是可折叠的, 以使 MAV 256 储存在所述大容量武器吊舱 16 之中。所述 MAV 256 的内部部件包括航空电子设备系统、推进系统、电源系统、通信系统、导航系统、遥控系统、现场飞行控制系统、如图像搜索组件这样的与用途有关的功能性系统、传感器组合以及类似的装置。所述 MAV 256 通过操纵缆与运载飞机 11 的内部控制系统连接, 所述操纵缆通过所述 MAV 运载装置 252、所述外挂架 21 和所述外挂架-机身界面而延伸。所述 MAV 256 的监测、控制和发射由所述运载飞机 11 的计算机完成, 在所述计算机中输入了来自所述飞机 11 的驾驶员座舱 40 中的适当 HOTAS/SCC 部件的控制和发射数据。所述 SCC 能够合并特别设计的 MAV 控制面板, 该控制面板包括数字显示器、照明按键、旋钮开关和类似的部件。所述 MAV 控制面板的元件显示给机组人员并由机组人员启动。所述 MAV 256 通过绳索线与所述 MAV 运载装置 252 进行机械和电气连接, 所述绳索线合并了包括在绳索组件中的数据传输器。所述数据传输器优选光纤电缆, 该光纤电缆与所述运载飞机 11 的计算机相互连接。当运载飞机 11 到达适于发射 MAV 的位置、飞行高度和空速时, 特定的 MAV 256 就会被选择发射, 并且发射前试验的自动顺序会由机组人员启动。所述试验顺序可以包括 MAV 通信系统试验、MAV 航空电子设备试验、MAV 电源试验、MAV 发射系统试验以及类似的试验。所述试验一般通过预先编制的例行程序或者适当的类似预先编制的子例行程序来进行, 这些预先编制的例行程序在所述飞机 11 的计算机中实现, 而这些适当的类似预先编制的子例行程序在所述 MAV256 的数据处理系统中实现。MAV 一侧的子例行程序在独立飞行期间还会用到, 这种独立的飞行是用来进行定期自身试验的, 自动启动或由控制台(地面、空中或轨道)的命令启动。试验的结果通过数据总线以电信号的形式传输, 并由机组人员解码且显示给机组人员。如果整套试验产生了表明所检测的 MAV 系统的全部功能性的回应, 那么机组人员通过对适当的控制元件进

行适当的操作，以从所述 MAV 控制板启动所述 MAV 256 发射的初级阶段，所述适当的操作在所述 MAV 控制面板中实现，所述控制面板完成控制数据向飞机计算机的发送。所述计算机会反过来将数据信号传送到所述 MAV 运载装置 252，所述数据信号表示所选择的 MAV 发射。所选择的 MAV 256 发射的初级阶段由开启所述大容量武器吊舱 16 的 MAV 门 254 和从所述 MAV 运载装置 252 释放所述 MAV 256 组成，从所述 MAV 运载装置 252 释放所述 MAV 256 通过将所述机械锁定悬挂钩解锁和打开来进行。所述 MAV 256 从所述 MAV 运载装置 252 分离，完成重力辅助降落并将方向调整为相对于所述运载飞机 11 向下和向机尾的方向，这种重力辅助降落会使所述 MAV 从所述吊舱 16 中出来（在此过程中，所述操纵缆断开），在调整方向时，所述 MAV 256 会拉动并延伸锁连接的绳索装置，该绳索装置由其内部的放出调节装置所控制。所述绳索线包括光纤数据连接电缆，该光纤数据连接电缆用于对所述 MAV 256 从所述运载飞机 11 发射的次要阶段进行控制。当所述 MAV 到达相对于所述运载飞机的适当位置时，所述次要阶段既可以由机组人员人工启动，也可以由飞机计算机自动启动。因此，所述 MAV 的控制和通信系统启动、所述 MAV 256 的飞行控制表面展开、所述推进装置启动、所述绳索线从所述 MAV 256 断开并且所述 MAV 256 开始独立飞行，该独立飞行以预先编制的程序的方式离开所述运载飞机 11 的飞行路径。然后，通过旋转绳索线轴或其它适当的装置将所述绳索线抽回到所述 MAV 的运载装置 252 的外壳内，并且所述大容量 MAV 发射装置吊舱 16 的 MAV 门 254 也关上。所述 MAV 发射系统还包括用于冗余的次级控制系统和用于在危机情况之中的 MAV 256 的紧急释放的紧急系统。为了在、通过并从所述大容量发射装置吊舱 16 内储存、输送和弹出所述 MAV 256，应对所述标准外部油箱进行适当的内部改装而并不改变其空气动力学特征。对所述 HOTAS/SCC 部件以人体功率学上适当的方式进行另外的改变和升级，对在飞机的计算机中所实现的适当的 SMS 例行程序进行进一步的修改。

本领域具有一般技能的技术人员会很容易地认识到，前面所述的操作系统和方法仅仅是示范性的，而并不是限制性的。所述 MAV 的弹射和发射可以用基本上不同的方式来进行，并且所述 MAV 运载装置和所述内部控制系统可以包括更多的部件。此外，还可以加上更多的部件，可以分配功能给一些部件，或者一些部件可以组合起来以分担功能性。例如，所述的这些 MAV 可通过适当结构的机械臂而从所述发射装置吊舱取下。与所述绳索线有关的光纤数据传输器可以省去并且所述发射的所述次要阶段既可以自动启动也可以通过无线传播的命令启动。在所述吊舱中所携带的 MAV 的数量以及这些 MAV 相互之间的布置可以是不同的，并可视运载飞机的尺寸和所述大容量 MAV 发射装置吊舱的尺寸而定。例如，在不同形式的实施例中，在所述 MAV 发射装置吊舱内可携带 6 枚或 8 枚 MAV，这些 MAV 悬挂在适当配置的多 MAV 运载

装置上。

参看图 6, 该图示出大容量微型卫星 (MicroSAT) 发射装置吊舱 16, 该吊舱 16 从一种普通外部副油箱, 如标准的 600 加仑油箱转变而来并大体上与之共形, 该吊舱 16 上载到 F-16 战斗机的预定的武器站。根据本发明的第五个优选实施例, 所述大容量发射装置吊舱 16 容纳一个微型卫星发射装置 262。在现有技术中已知微型卫星是小型、灵活、紧凑、成本低而且重量在 100 磅以下的卫星, 这种卫星可在军事、民用和科研的不同用途中使用。微型卫星一般配有机载航空电子设备、通讯系统、推进和图像捕获系统。因此, 微型卫星能够携带高分辨率摄像机、UHF、UHF 和短波以及长波发射机、数据存储和输送系统、机载遥测和计算系统, 其中的这些系统由充电电池、燃料电池和太阳能电池提供动力。微型卫星的用途包括通讯、监视、和数据传输, 如监测环境敏感区域、为天气预报提供帮助以及传递来自战场的重要监视和战术信息。通过从不同的平台发射微型卫星来将微型卫星发送到近地轨道, 所述平台包括传统地面火箭发射装置 (如由麦道三角洲 II 型火箭所携带的)、大炮、水面舰艇、潜艇以及不同的飞行器, 如高空气球和高空飞机。另外, 微型卫星还可以通过从沿着轨道飞行的母舰卫星中弹出而进入轨道。将高空飞行器, 如飞机用作微型卫星发射平台的好处是能够提供非常迅速、非常有成本效益和非常隐秘的配置。飞行器, 如携带一个或更多轨道输送飞行器的飞机, 爬升到约 40,000 英尺的高度, 启动发射系统、输送飞行器状态和微型卫星的功能性发射前检验, 并发射携带微型卫星的输送飞行器, 所述一个或更多轨道输送飞行器包括容纳一个或多个微型卫星的特别编程的火箭。所述火箭的发动机点火, 并且所述输送飞行器根据预先编程的飞行路径爬升到 400 英里的高度。随后, 所述微型卫星以现有技术中已知的方式从所述输送飞行器中弹出并进入近地轨道。在通过地面控制台 (GCS) 或轨道控制台 (OCS) 与微型卫星建立了通讯路径之后, 在所述微型卫星中所实现的预先设计的用途和功能就会根据预先编制的程序和/或根据由所述 GCS 或 OCS 特定传输的命令而启动。

再参看图 6, 所述大容量 MicroSAT 发射装置吊舱 16 固定到外挂架 21 上, 该外挂架 21 固定到所述飞行器 11 的机翼下方的特定硬点上。所述吊舱 16 包括一个外壳, 该外壳实际上与 600 加仑的外部副油箱的外壳相同, 该外部副油箱转变成所述大容量 MicroSAT 发射装置吊舱 16。对所述外壳进行特别的加固以将所述 MicroSAT 发射装置 262 并入所述吊舱 16 内, 还为所述外壳提供一个或多个位置相对的向外和向下开启的 MicroSAT 弹射门 270, 以使所述微型卫星输送火箭 (MSDR) 从所述吊舱 16 中出去。所述吊舱 16 包括一个电气机械门传动装置, 如一个或多个电动机, 以及一个 MSDR 发射装置 262, 该 MSDR 发射装置 262 暂时固定在所述外壳的内表面上。所述 MSDR 发射装置 262 由发射装置保护组件和两个发射装置轨道组成,

所述两个发射装置轨道用于携带所述两个单独的 MSDR 264。所述 MSDR 264 包括火箭外壳、推进系统、机载导航控制系统和适当地固定和隐蔽的 MicroSAT 268，所述 MicroSAT 268 一般位于所述火箭的前面部分。所述 MicroSAT 268 包括航空电子设备系统、推进系统、电源系统、通讯系统、导航系统、遥控系统和与用途有关的功能性系统，如 EO 传感器组件以及类似的装置。所述 MSDR 264 通过操纵缆与运载飞机 11 的内部储备管理和控制系统连接，所述操纵缆通过所述 MicroSAT 发射装置 262、所述外挂架 21 和所述外挂架-机身界面而延伸。所述 MSDR 264 的监测、控制和发射由所述运载飞机 11 的计算机完成，在所述计算机中输入了来自所述飞机 11 的驾驶员座舱 40 中的适当 HOTAS/SCC 部件的控制和发射数据。所述 SCC 能够合并特别设计的 MSDR 控制面板，该控制面板包括数字显示器、照明按键、旋钮开关和类似的部件。所述 MSDR 控制面板的元件显示给机组人员并由机组人员启动。当运载飞机 11 到达适于发射 MicroSAT 的飞行高度，如 40,000 英尺时，特定的 MicroSAT 268 就会被选择发射，并且发射前试验的自动顺序会由机组人员启动。所述试验顺序可以包括 MicroSAT 通信系统试验、MicroSAT 航空电子设备试验、MicroSAT 电源试验、MicroSAT 发射系统试验以及类似的试验。所述试验一般通过预先编制的例行程序或者适当的类似预先编制的子例行程序来进行，这些预先编制的例行程序在所述飞机 11 的计算机中实现，而这些适当的类似预先编制的子例行程序在所述 MicroSAT 268 的数据处理系统中实现。卫星一侧的子例行程序在独立空气中飞行和太空中飞行期间还会用到，这种独立的飞行是用来进行定期自身试验的，自动启动或根据 GCS 或 OCS 的命令启动。试验的结果通过数据总线以电信号的形式传输，并由机组人员解码且显示给机组人员。如果试验产生了表明所检测的 MicroSAT 268 系统的全部功能性的回应，那么机组人员通过对适当的 HOTAS/SCC 部件进行操作，来启动所述 MSDR 264 的发射，所述操作完成控制数据向飞机计算机的发送。所述计算机反过来将数据信号传送到所述 MicroSAT 发射装置 262，所述数据信号表示所选择的 MicroSAT 268 发射。所选择的 MSDR 264 的发射由开启所述大容量发射装置吊舱 16 的门 270 和启动所述 MSDR 264 的推进装置组成。

由所述 MSDR 264 的推进装置所施加的力使所述 MSDR 264 从所述 MicroSAT 发射装置轨道分离。所述 MSDR 离开所述吊舱 16（在此期间所述操纵缆断开）、加速并在达到与所述运载飞机的预定的安全距离之后沿着预先编程的飞行路径爬升到约 400 英里的高度。因此，根据预先编制的 MicroSAT 输送程序，固定在所述 MSDR 264 的机尾部分的所述 MicroSAT 268 弹出并以现有技术中已知的方式进入预定的近地轨道。成功发射之后，所述大容量 MicroSAT 发射装置吊舱 16 的 MicroSAT 门 270 也关上。所述 MicroSAT 发射系统还包括用于冗余的次级控制系统和用于在危机情况之中的吊舱 16 的投弃的紧急系统。为了在、通过并从所述大容量

MicroSAT 发射装置吊舱 16 内储存、运载和弹出所述 MicroSAT 268，应对所述标准外部油箱进行适当的内部改装而并不改变其空气动力学特征。对所述 HOTAS/SCC 部件以人体功率学上最佳的方式进行另外的改变和升级，对在飞机计算机中实现的适当的 SMS 例行程序进行进一步的修改。

- 5 本领域具有一般技能的技术人员会很容易地认识到，前面所述的操作系统和方法仅仅是示范性的，而并不是限制性的。所述 MSDR 的发射可以用基本上不同的方式来进行，并且所述 MicroSAT 发射装置吊舱、所述 MicroSAT 发射装置和所述内部储备管理和控制系统可以包括更多的部件。此外，还可以加上更多的部件，可以分配功能给一些部件，或者一些部件可以组合起来以分担功能性。例如，所述 MSDR 可通过重力辅助或适当结构的机械臂和其它类似的方式从所述 MicroSAT 发射装置吊舱弹出。在重力辅助降落的情况下，可以使用与对所述 MAV 的描述中的绳索线类似的绳索线。MicroSAT 发射装置吊舱所携带的 MSDR 的数量可以是不同的，并可视 MicroSAT 的尺寸、与之相关的 MSDR 的尺寸和所述 MicroSAT 的发射装置吊舱的尺寸而定。

- 15 参看图 7，该图示出了大容量多载荷吊舱，该吊舱从一种标准外部副油箱，如标准的 600 加仑油箱转变而来并大体上与之共形，该吊舱上载到 F-16 战斗机的预定的武器站。根据本发明的第六个优选实施例，所述大容量多载荷吊舱容纳一个多载荷储备综合体。本实施例中的大容量多载荷吊舱 16 在存在可能的雷达引导和/或红外引导的威胁的战区完成战术控制侦察任务时起作用。所述多载荷储备综合体包括易耗电子对抗装置（EECMA）291、红外诱骗闪光分配器 282 和战术空中侦察装置（TARA）290，所述 EECMA 291 包括用于防止雷达引导的威胁的大容量干扰丝分配器 39，所述红外诱骗闪光分配器 282 用于防止飞机受到红外制导炸弹的威胁，所述 TARA290，如用于收集可视信息的一个或多个 E0 传感器，和一个相关的数字成像系统，用于向地面指挥中心、机载指挥中心或通讯继电器传输实时影像。

- 25 所述大容量多载荷吊舱 16 包括一个外壳，该外壳具有等同于标准的外部副油箱的外壳形状的部件结构。对所述外壳进行了特定的功能性改装，如加上了用于日常维护的服务面板 24、加上了干扰丝/闪光信号分散门 288，用于分散干扰丝/红外诱骗闪光信号，以及具有选择功能来重新移动所述外壳的位于机尾的模块区 67，以进行日常维护、干扰丝/闪光信号卸载和重载步骤。还对所述外壳进行了特别的加固，以处理与在其中容纳所述组合 EECMA 284 和所述 TARA 290 有关的负荷。所述标准的外部副油箱的内部结构也进行了实质上的重新构造，以为所述 EECMA/TARA 组件 284 和 290 提供空间。所述 EECMA 284 暂时固定到所述吊舱外壳的内表面并包括旋转架 286、大容量干扰丝分配装置 39、红外诱骗闪光信号分配装置 282 和电控
- 30

盒 294。所述大容量干扰丝分配装置 39 和所述红外诱骗闪光信号分配装置 282 机械耦合到所述旋转架 286，以使所述旋转架 286 以特定方向进行 180° 的旋转运动，使得与所述干扰丝/闪光信号分散门 288 相对的所述干扰丝分配装置 39 或所述红外诱骗闪光信号分配装置 282 进行重新定位。所述旋转架 286 的运动还涉及，将所述干扰丝分配装置 39 和所述红外诱骗闪光信号分配装置 282 根据所述分配装置 39 和 282 的位置来设定成待命/非待命状态。因此，在所述旋转架 286 的旋转运动之后，与所述门 288 相对的干扰丝分配装置 39 被重新定位，通过启动向所述电控盒 294 发送指示性信号的一个或多个定位传感器，使所述干扰丝分配装置 39 处于待命状态，而使所述红外诱骗闪光信号分配装置 282 处于非待命状态。相反，在所述旋转架 286 的旋转运动之后，与所述门 288 相对的所述红外诱骗闪光信号分配装置 282 被重新定位，通过启动向所述电控盒 294 发送指示性信号的一个或多个定位传感器，使所述红外诱骗闪光信号分配装置 282 处于待命状态，而使所述干扰丝分配装置 39 处于非待命状态。

所述旋转架 286 的运动，从所述干扰丝分配装置 39 发射任何一个或多个干扰丝包，或从所述红外诱骗闪光信号分配装置 282 发射任何一个或多个红外诱骗闪光信号，是由机组人员在识别出雷达引导或红外引导的威胁之后，通过所述飞机 11 的驾驶座舱 40 内的干扰丝/闪光信号控制面板来进行控制的。所述旋转架 286 的运动也可由飞机 11 的计算机在指示特定的威胁信号之后而自动控制，所述指示特定的威胁信号从图 1 中所示的适当的 ECM 吊舱接收。在所述旋转架 286 的运动中起作用的所述控制数据信号由所述飞机的计算机通过适当的数据总线分别传输到所述外挂架-机身界面、所述外挂架 21、所述多载荷吊舱 16、所述控制盒 294、所述旋转架 286 的传动装置、所述干扰丝分配装置 39 和所述红外诱骗闪光信号分配装置 282。指示所述武器吊舱 16、所述 EECMA 284 和所述 TARA 290 的状态的信号，如所述闪光信号分散门 288 的状态、干扰丝/闪光信号的数量和类似的情况，通过所述数据总线，并通过所述飞机的计算机，以相反的方向从所述吊舱 16 传输到所述 SCC。

所述大容量干扰丝分配装置 39 的结构、功能性和操作在本发明的第一个优选实施例中进行了描述，因此不再在下文中进行描述。所述红外诱骗闪光信号分配装置 282 的结构、功能性和操作大体上等同于现有技术中已知的红外诱骗闪光信号分配装置。

所述 TARA 290 暂时固定到所述 EECMA 284 的独立外壳的内表面上。所述 TARA 290 包括：一个或多个 EO 传感器，如用于收集可视信息，如战斗破坏评估 (BDA) 的高分辨率照相机和摄像机 (静止帧和视频) 292；相关的信号编码器/解码器，用于将从所述照相机和摄像机 292 接收的模拟数据转换成数字格式；图像存储和处理装置 296，如微处理器，该装置带有适当的内部执行软件，用于通过特定的通往所述运载飞机 11 的计算机的数据传输连接器，来存储、

处理和传输所述图像，所述运载飞机 11 的计算机是准备来向地面指挥中心、机载指挥平台或适当的通讯继电器进行传输的。在启动和关闭所述 EO 传感器 292 时起作用的命令，和在启动和关闭所述图像处理系统 296 时起作用的命令，以及在将所述经过处理的图像传输到所述飞机的计算机时起作用的上载过程的开始或结束，也从操作所述控制元件的机组人员传送到所述大容量多载荷吊舱 16，所述控制元件在特定的，与所述飞机 11 的驾驶座舱 40 中的 SCC 有关的 TARA 控制面板中实现。根据特定控制部件的设置，这些程序中的一部分也可以是自动的，如选择器开关，这种开关在与所述飞机 11 的驾驶座舱 40 中的 SCC 有关的 TARA 控制面板中实现。

为了在多载荷吊舱 16 中储存、输送和操作所述多载荷武器组件，所述多载荷吊舱 16 被设计用来对抗雷达引导和红外引导的威胁、管理战术侦察和战术信息处理和实时传输，应对所述标准外部油箱进行适当的内部改装，而并不在实质上改变其空气动力学形状。还要对相关的热/SCC 部件，对在飞机计算机中执行的适当的 SMS 例行程序，并对与不同的与武器站有关的控制系统单元，如多路复用器、多路信号分离器、编码器、解码器以及类似的装置，进行另外的改变和升级。

本领域具有一般技能的技术人员会很容易地认识到，前面所述的操作系统和方法仅仅是示范性的，而并不是限制性的。所述多载荷储备综合体的结构性安排可以用实质上不同的方式来进行，并且所述多载荷吊舱、所述 EECMA 系统和所述 TARA 系统可以包括更多的部件，如红外线（IR，静止帧）、合成孔径雷达（SAR）、和机载记录器功能，以捕捉广泛区域的搜索影像。此外，还可以加上更多的部件，可以分配功能给一些部件，或者一些部件可以组合起来以分担功能性。例如，所述 TARA 可以包括设计用来探测处于监视之下的地面上的生物或化学威胁的特定传感器组件、由超高频/Ku 波段卫星通信连接装置组成的自激数据通讯组件、发射器/接收机、编码器/解码器、天线和类似的装置，这些装置可以加入到所述 TARA 中，以将高度精确的实时信息传输到一个或多个地面控制台（GCS），或独立于飞机计算机的机载命令和控制平台，以及类似的设备。

本发明的系统和方法所提出的大容量储备吊舱利用了飞机外表面上的现有硬点。应注意到适于附着携带大容量储备吊舱的外挂架的现有硬点保持其原有的选择性功能，如支持普通的外部燃料油箱综合体。因此，仍可保证有这样的选择，可以在所述特定的硬点另外悬挂外部燃料储备，并保持悬挂的外部燃料储备与飞机的发动机之间的燃料流通。

本发明所提出的系统和方法的内在的优点在前面的六个优选实施例中做了详细的描述。

本领域具有一般技能的技术人员会很容易地认识到所有的这些实施例仅仅是示范性的。将普

通的外部副油箱转变成大体上共形的大容量外部储备吊舱的系统和方法，使得内部和外部构成、选择、形式、配置、排列和用途有了很多选择。前面所做的描述仅仅为了更容易地理解作为本发明的基础的概念，不应理解为是限制性的。

因此，本领域具有一般技能的技术人员会理解本发明并不限制在此处所示出的和所描述
5 的范围。本发明的范围仅由下面所附的权利要求书限定。

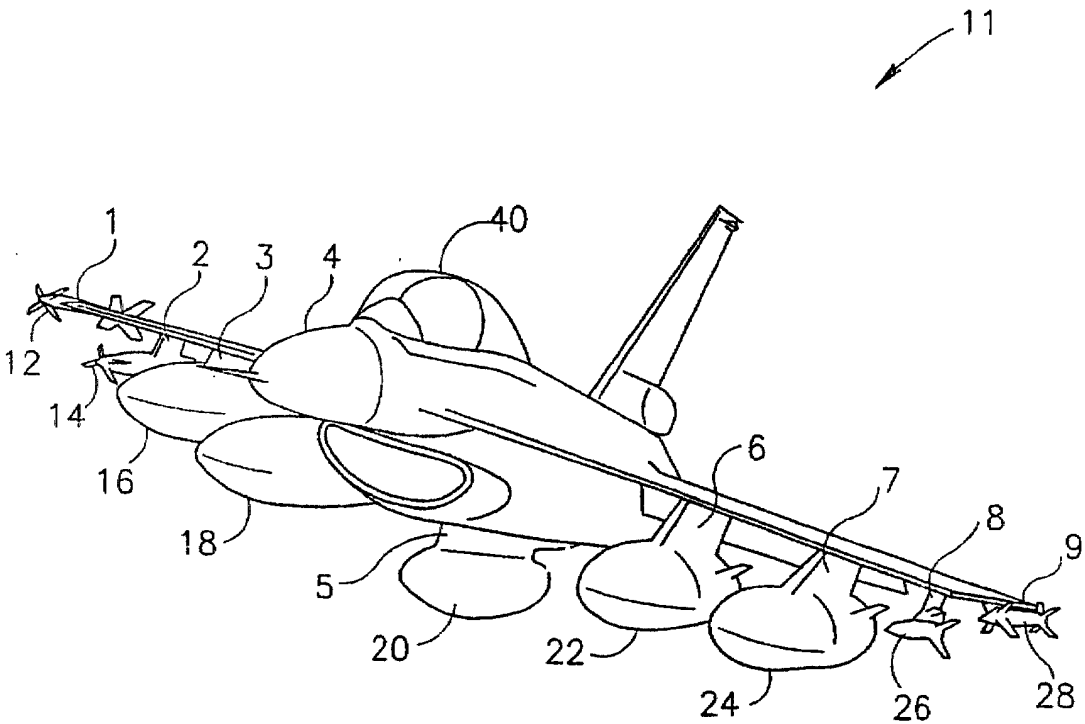


图 1

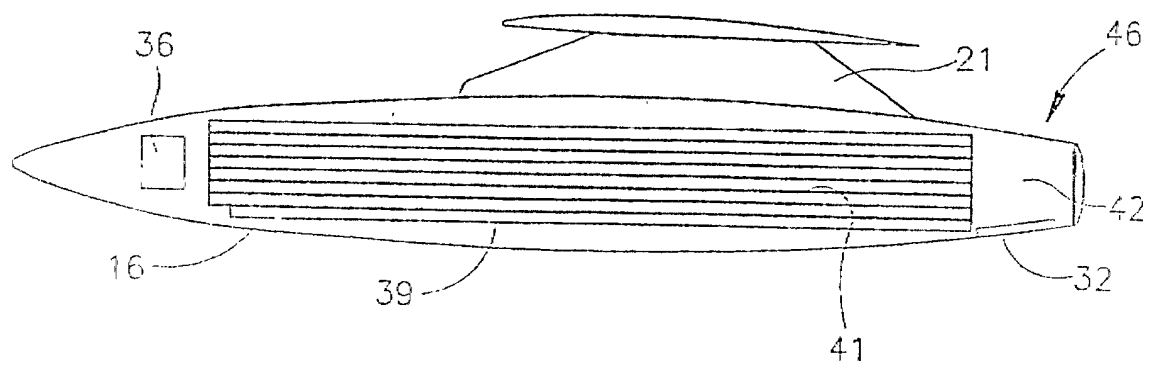


图 2

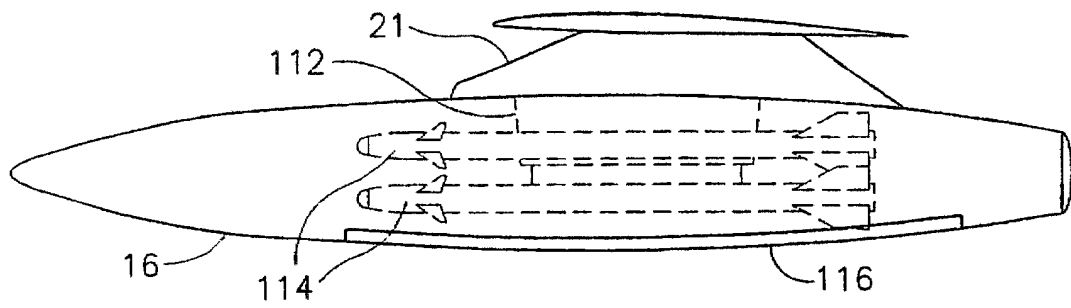


图 3a

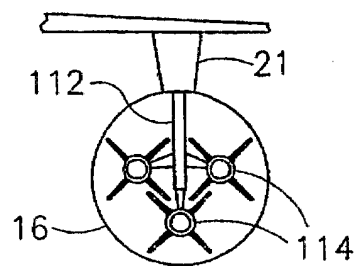


图 3b

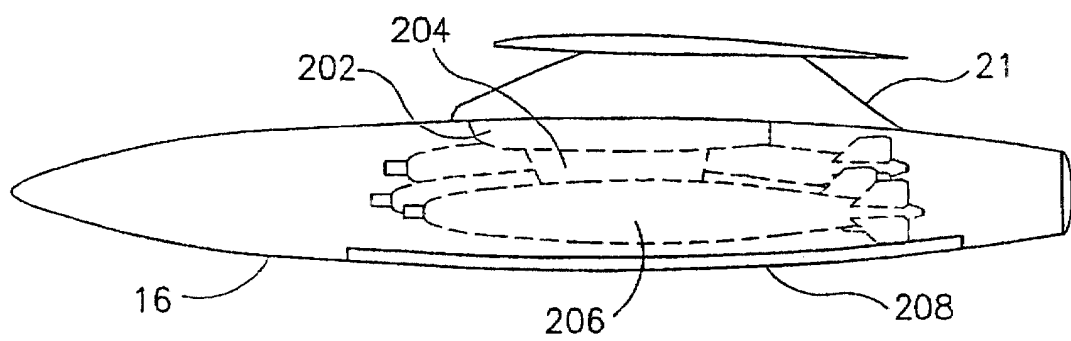


图 4

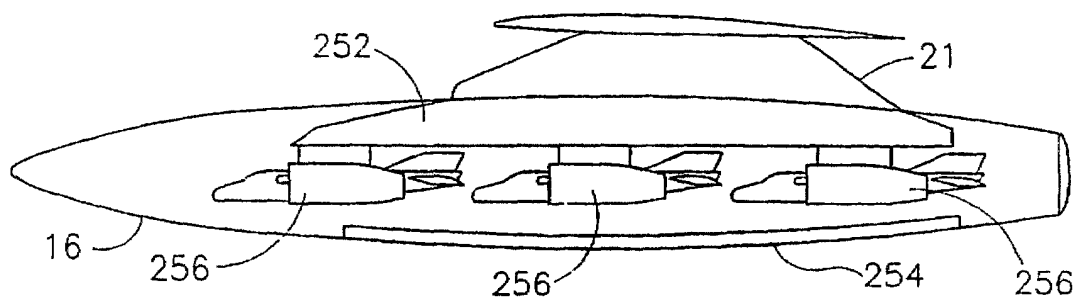


图 5

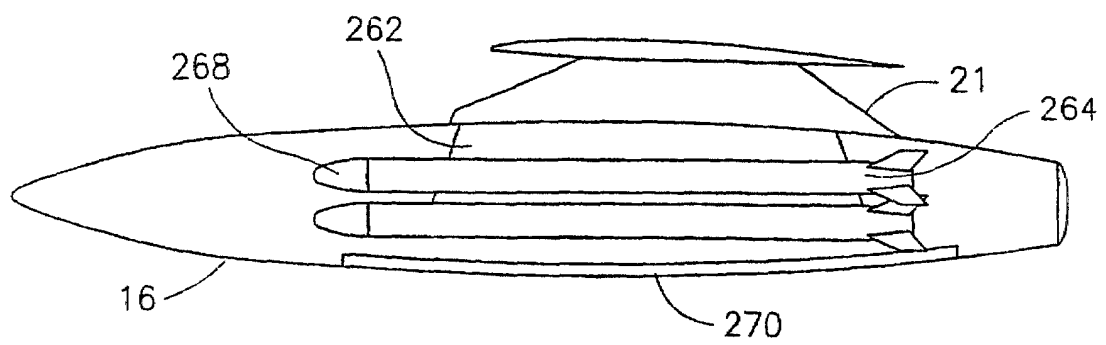


图 6

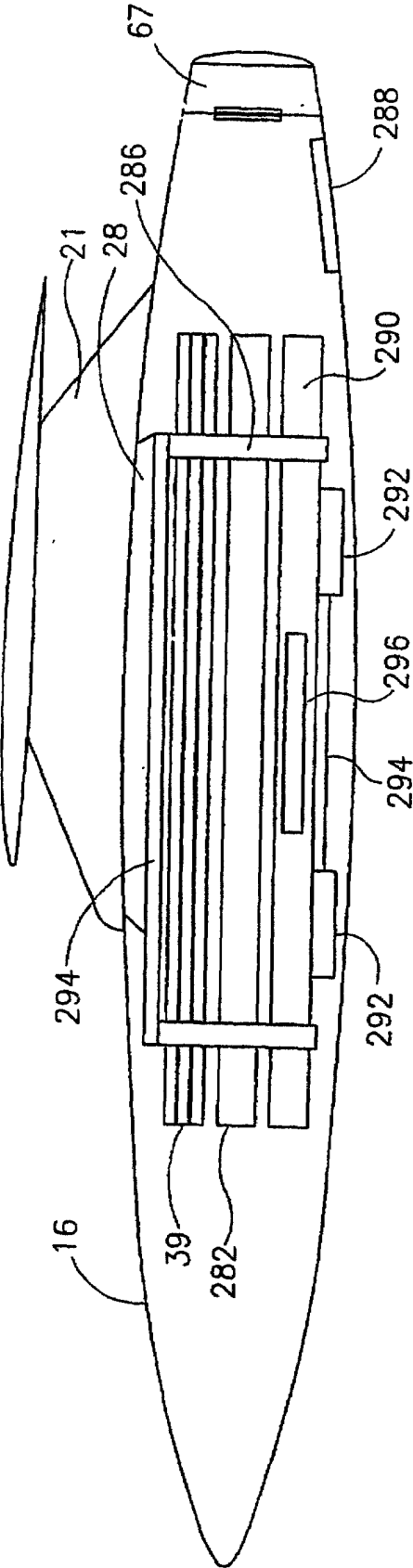


图 7