



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102923300 B

(45) 授权公告日 2015. 08. 12

(21) 申请号 201210427362. X

(22) 申请日 2012. 10. 31

(73) 专利权人 南京航空航天大学

地址 210016 江苏省南京市白下区御道街
29 号

(72) 发明人 聂宏 聂青 张明 王梓霖 李闯

(74) 专利代理机构 南京经纬专利商标代理有限公司 32200

代理人 张惠忠

(51) Int. Cl.

B64C 25/44(2006. 01)

B64C 25/50(2006. 01)

(56) 对比文件

US 2011/0180658 A1, 2011. 07. 28, 说明书第
29-42 段, 附图 2a、3a、3b、4c.

DE 102006024403 A1, 2007. 11. 29, 全文 .

CN 101870358 A, 2010. 10. 27, 全文 .

CN 101208241 A, 2008. 06. 25, 全文 .

EP 1301727 B1, 2006. 05. 10, 全文 .

审查员 王平

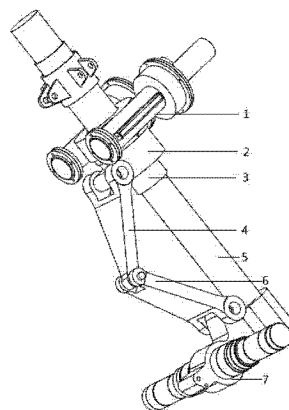
权利要求书1页 说明书5页 附图5页

(54) 发明名称

电驱动双蜗杆式飞机前轮转弯系统

(57) 摘要

本发明公开了一种电驱动双蜗杆式前轮转弯系统, 其特征在于, 包括: 一固定在支柱外筒上的外壳, 在外壳内设置有第一电机、第一减速器、第一离合器以及第一蜗杆, 所述的第一蜗杆一端与第一离合器的输出端平键联接, 第一离合器的输入端通过所述的第一减速器与第一电机输出端连接; 一与上扭力梁铰接的支柱外筒套筒, 在所述的支柱外筒套筒上设置有一蜗轮, 所述的蜗杆与该蜗轮形成传动副; 一第一蒸发器, 该第一蒸发器通过第一热管端盖和第二热管端盖固定于外壳内部。与现有技术相比, 本发明多电飞机技术实现了系统集成化和部件复用, 使得电驱动式前轮转弯系统的零部件更少, 相关费用降低, 并降低了维护和地面保障费用。



1. 一种电驱动双蜗杆式前轮转弯系统,其特征在于,包括:

一固定在支柱外筒(3)上的外壳,在外壳内设置有第一电机(9)、第一减速器(10)、第一离合器(11)以及第一蜗杆(16),所述的第一蜗杆(16)一端与第一离合器(11)的输出端平键联接,第一离合器(11)的输入端通过所述的第一减速器(10)与第一电机(9)输出端连接;在所述的外壳内还设置有第二电机(26)、第二减速器(27)、第二离合器(28)以及第二蜗杆(31),所述的第二蜗杆(31)一端与第二离合器(28)的输出端平键联接,第二离合器(28)的输入端通过所述的第二减速器(27)与第二电机(26)输出端连接,

一与上扭力梁(4)铰接的支柱外筒套筒(2),在所述的支柱外筒套筒(2)上设置有一蜗轮(17),所述的第一蜗杆(16)与该蜗轮(17)形成传动副;所述的第二蜗杆(31)与所述的蜗轮(17)形成传动副;

一第一蒸发器(15),该第一蒸发器(15)通过第一热管端盖(12)和第二热管端盖(19)固定于外壳内部;

一第二蒸发器(23),该第二蒸发器(23)通过第三热管端盖(22)和第四热管端盖(24)固定于外壳内部;

一主控制器,接收第一蜗杆和第二蜗杆的输出力矩,通过系统转角输入与蜗轮转角反馈之间的差值与第一蜗杆和第二蜗杆输出力矩之间的差值进行处理后对第一电机和第二电机进行控制;当第一电机(9)因出现故障而无法输出旋转力矩时,第一离合器(11)自动断开,使得整个转弯系统在第二电机(26)的驱动下继续完成前轮转弯;当第二电机(26)因出现故障而无法输出旋转力矩时,第二离合器(28)自动断开,使得整个转弯系统在第一电机(9)的驱动下继续完成前轮转弯;当系统处于自由转动状态下时,第一离合器(11)和第二离合器(28)都断开,使机轮能够自由旋转。

2. 根据权利要求1所述的一种电驱动双蜗杆式前轮转弯系统,其特征在于:所述的外壳包括第一外壳(1)、第二外壳(8)和第三外壳(25),所述的第二外壳(8)和第三外壳(25)通过螺栓固定在所述的第一外壳(1)上,所述的第一蜗杆(16)和第二蜗杆(31)设置在第一外壳(1)内,所述的第一电机(9)和第一减速器(10)设置在所述的第二外壳(8)内,所述的第二电机(26)和第二减速器(27)设置在所述的第三外壳(25)内。

3. 根据权利要求2所述的一种电驱动双蜗杆式前轮转弯系统,其特征在于:

在所述的第一蜗杆(16)的两端分别设置有第一圆柱滚子轴承(14)和第一圆锥滚子轴承(18),其中第一圆柱滚子轴承(14)通过第一蜗杆(16)上的轴肩和第一孔用挡圈(13)进行轴向固定,第一圆锥滚子轴承(18)通过第一螺母(20)和第一蜗杆(16)上的轴肩进行轴向固定。

电驱动双蜗杆式飞机前轮转弯系统

技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞机前起落架机轮转弯操纵系统,具体是一种通过电动机驱动的转弯系统。

技术背景

[0002] 对于前三点式起落架布局的飞机,操纵转向主要有三种方式:非对称推力、差动刹车和操纵前轮转向。其中操纵前轮转向可使飞机转弯更灵活,还避免了差动刹车使轮胎磨损和局部高温,甚至在主起落架轮胎漏气时仍然能操纵飞机。目前国外的大型民机和大多数军用飞机都采用这种方式。

[0003] 飞机操纵前轮转弯系统是现代飞机地面操纵的核心,具有十分显著的特点和优势。国外对飞机的操纵前轮转弯系统研究较早,早在上世纪 50 年代,欧洲便开始在一些机型上采用机械液压前轮转弯系统;到 70 年代,欧洲的军用飞机已经全部采用了电传液压前轮转弯系统。美国也较早掌握了操纵前轮转弯技术,并在众多型号上得到了广泛的应用。在国内,新一代的各类机型也开始普遍采用了前轮转弯系统。随着现代飞机设计技术的不断进步,前轮转弯系统已经可以达到在飞机地面速度全范围内使用的要求,并为飞机的地面机动安全性和灵活性提供了保障。到 20 世纪 80 年代初,随着技术的进步,各界对飞机各子系统的性能不断提出更高的要求,AEA / MEA (全电 / 多电技术)开始引起航空界的重视,美国的许多公司也开始大规模开展以电能替换现有的液压、气动系统的可行性研究。

[0004] 多电飞机采用电力系统部分取代飞机上原有的液压、气压和机械系统,尽可能多地将电力作为第二动力,具有结构简单、重量轻、可靠性高、性能价格比高等特点。由于目前飞机采用的混合式系统本身所存在的固有缺陷难以克服,由此类相关系统引发的飞机检修占飞机检修的 50% 以上,而全电系统自身具有高可靠性,高可维护性,低保障和使用费用等诸多优点,因此飞机前轮转弯系统必将向全电化这一方向发展。

发明内容

[0005] 本发明的目的:基于飞机前轮转弯操纵要求和起落架的实际工作情况,本发明提出了一种电驱动双蜗杆式前轮转弯系统的实现方案,与传统的电传液压前轮转弯系统相比,具有高可靠性,高可维护性,低保障费和使用费用等诸多优点。

[0006] 本发明的技术方案是:

[0007] 一种电驱动双蜗杆式前轮转弯系统,其特征在于,包括:

[0008] 一固定在支柱外筒上的外壳,在外壳内设置有第一电机、第一减速器、第一离合器以及第一蜗杆,所述的第一蜗杆一端与第一离合器的输出端平键联接,第一离合器的输入端通过所述的第一减速器与第一电机输出端连接;

[0009] 一与上扭力梁铰接的支柱外筒套筒,在所述的支柱外筒套筒上设置有一蜗轮,所述的蜗杆与该蜗轮形成传动副;

[0010] 一第一蒸发器,该第一蒸发器通过第一热管端盖和第二热管端盖固定于外壳内

部。

[0011] 在所述的外壳内还设置有第二电机、第二减速器、第二离合器以及第二蜗杆,所述的第二蜗杆一端与第二离合器的输出端平键联接,第二离合器的输入端通过所述的第二减速器与第二电机输出端连接,所述的第二蜗杆与所述的蜗轮形成传动副。

[0012] 在所述的外壳上还设置有第二蒸发器。

[0013] 所述的外壳包括第一外壳、第二外壳和第三外壳,所述的第二外壳和第三外壳通过螺栓固定在所述的第一外壳上,所述的第一蜗杆和第二蜗杆设置在第一外壳内,所述的第一电机和第一减速器设置在所述的第二外壳内,所述的第二电机和第二减速器设置在所述的第三外壳内。

[0014] 在所述的第一蜗杆的两端分别设置有第一圆柱滚子轴承和第一圆锥滚子轴承,其中第一圆柱滚子轴承通过第一蜗杆上的轴肩和第一孔用挡圈进行轴向固定,第一圆锥滚子轴承通过第一螺母和第一蜗杆上的轴肩进行轴向固定。

[0015] 在飞机的前起落架上,设计双蜗杆式前轮转弯系统,通过电机提供驱动力;前轮转弯系统第一外壳安装在起落架支柱外筒套筒上,系统第一外壳与支柱外筒套筒固定;飞机转弯过程中,系统外壳内的电机依次通过减速器、离合器、蜗轮蜗杆机构将驱动力矩传递给起落架支柱外筒,从而带动整个套筒转动,套筒与上、下扭力臂相连,套筒转动带动扭力臂转动,进而带动支柱活塞杆和轮轴绕支柱外筒轴线转动,从而实现操纵前轮转弯的目的;为提高系统的可靠性,采用双余度控制方式,任一单余度失效时该通道的离合器都将自动断开,整个系统由另一余度保证其正常工作;当飞机在地面机动过程中不需要转弯控制时,系统两个通道的离合器都断开,使其处于自由转动状态。系统除了将蜗轮转角反馈到主控制器外,还将两蜗杆的输出力矩也反馈到主控制器,将系统转角输入与蜗轮转角反馈之间的差值与两蜗杆输出力矩之间的差值经过一定的处理后一并作为主控制器的输出对电机进行控制,以防止双蜗杆式前轮转弯系统在实际的地面机动过程中出现两蜗杆承载不同的现象发生。由于电驱动前轮转弯系统没有了传统液压式前轮转弯系统所有的液压油作为冷源,本系统将环路热管散热方式应用于飞机前轮转弯系统,并将飞机燃油箱体选为它的冷源。

[0016] 本发明的有益效果:

[0017] (1) 电驱动前轮转弯系统为子通道和设备提供可靠的动力,电力作动方式可靠、具有容错能力;它更容易实现按需供电,从而使其与液压系统相比用电量少、发热少、部件磨损小,因此它的可靠性有所提高。(2) 多电飞机技术实现了系统集成化和部件复用,使得电驱动式前轮转弯系统的零部件更少,相关费用降低,并降低了维护和地面保障费用。(3) 由于电气系统更容易实现诊断、监控和进行趋势分析,电驱动转弯控制系统中的微处理机具有很强的机内自检测能力,从而提高了设备检测功能,降低了对其维护的要求。

附图说明

[0018] 附图 1 装有电驱动双蜗杆式前轮转弯系统的起落架结构示意图。

[0019] 附图 2 电驱动双蜗杆式前轮转弯系统的俯视图。

[0020] 附图 3 是图 2 的 A-A 剖面图。

[0021] 附图 4 电驱动双蜗杆式前轮转弯系统的侧视图。

[0022] 附图 5 是图 4 的 B-B 剖面图。

[0023] 附图 6 电驱动双蜗杆式前轮转弯系统控制原理框图。

[0024] 附图 7 环路热管散热方案示意图。

[0025] 图中标号名称:图中 1、第一外壳, 2、支柱外筒套筒, 3、起落架支柱外筒, 4、上扭力臂, 5、支柱活塞杆, 6、下扭力臂, 7、轮轴, 8、第二外壳, 9、第一电机, 10、第一减速器, 11、第一离合器, 12、第一热管端盖, 13、第一孔用挡圈, 14、第一圆柱滚子轴承, 15、第一蒸发器, 16、第一蜗杆, 17、蜗轮, 18、第一圆锥滚子轴承, 19、第二热管端盖, 20、第一螺母, 21、第一端盖, 22、第三热管端盖, 23、第二蒸发器, 24、第四热管端盖, 25、第三外壳, 26、第二电机, 27、第二减速器, 28、第二离合器, 29、第二孔用挡圈, 30、第二圆柱滚子轴承, 31、第二蜗杆, 32、第二圆锥滚子轴承, 33、第二螺母, 34、第二端盖。

具体实施方式

[0026] 电驱动双蜗杆式前轮转弯系统的安装结构如附图 1 至 5 所示。这里将说明该前轮转弯操纵系统的安装方式、控制方式、散热方式和实施方式。

[0027] (1) 安装方式

[0028] 在飞机的前起落架上, 电驱动双蜗杆式前轮转弯系统的第一外壳 1 通过螺钉固定在支柱外筒套筒 2 上。在电驱动双蜗杆式前轮转弯系统的左端, 第一电机 9 和第一减速器 10 位于第二外壳 8 内部, 第一离合器 11 通过螺钉固定在第二外壳 8 上, 它与第一减速器 10 之间通过普通平键联接, 并通过第二外壳 8 将第一电机 9 和第一减速器 10 轴向固定。第一外壳 1 与第二外壳 8 之间通过螺栓固接, 第一外壳 1 内的第一蜗杆 16 一端通过普通平键与第一离合器 11 联接, 另一端通过第一圆锥滚子轴承 18 和第一端盖 21 进行轴向固定。第一圆柱滚子轴承 14 和第一圆锥滚子轴承 18 分别安装在第一蜗杆 16 的两端, 其中第一圆柱滚子轴承 14 通过第一蜗杆 16 上的轴肩和第一孔用挡圈 13 进行轴向固定, 第一圆锥滚子轴承 18 通过第一螺母 20 和第一蜗杆 16 上的轴肩进行轴向固定。第一端盖 21 通过螺栓与第一外壳 1 固接, 并和第一圆锥滚子轴承 18 的外圈保持接触。第一蒸发器 15 通过第一热管端盖 12 和第二热管端盖 19 固定于第一外壳内部, 并通过它们中间的小孔将所需的管路引出。

[0029] 在电驱动双蜗杆式前轮转弯系统的右端, 第二电机 26 和第二减速器 27 位于第三外壳 25 内部, 第二离合器 28 通过螺钉固定在第三外壳 25 上, 它与第二减速器 27 之间通过普通平键联接, 并通过第三外壳 25 将第二电机 26 和第二减速器 27 轴向固定。第一外壳 1 与第三外壳 25 之间通过螺栓固接, 第一外壳 1 内的第二蜗杆 31 一端通过普通平键与第二离合器 28 联接, 另一端通过第二圆锥滚子轴承 32 和第二端盖 34 轴向固定。第二圆柱滚子轴承 30 和第二圆锥滚子轴承 32 分别安装在第二蜗杆 31 的两端, 其中第二圆柱滚子轴承 30 通过第二蜗杆 31 上的轴肩和第二孔用挡圈 29 进行轴向固定, 第二圆锥滚子轴承 32 通过第二螺母 33 和第二蜗杆 31 上的轴肩进行轴向固定。第二端盖 34 通过螺栓与第一外壳 1 固接, 并和第二圆锥滚子轴承 32 的外圈保持接触。第二蒸发器 23 通过第三热管端盖 22 和第四热管端盖 24 固定于第一外壳内部, 并通过它们中间的小孔将所需的管路引出。

[0030] 蜗轮 17 外圈与第一蜗杆 16 和第二蜗杆 31 按轮齿配合进行联接, 内圈与支柱外套套筒 3 之间通过花键联接, 支柱外筒套筒 2 可绕支柱外筒 3 的轴线转动, 并通过上扭力臂 4 和下扭力臂 6 与轮轴 7 连接。

[0031] (2) 控制方式

[0032] 本系统的控制器采用双余度热备份设计,两个通道之间通过交叉通道数据链发送和接收数据,实现双通道间数据传输、资源共享,参见图6。工作过程中一个通道对系统进行控制,另一个通道起监控和备份的作用,当某一个通道出现故障时,由表决电路进行通道切换,隔离故障通道。系统控制方案如图1所示,控制器根据输入的数字量,进行逻辑判断,确定系统的操纵模式为手轮还是脚蹬;然后采集模拟量信号,包括角度指令信号、反馈信号以及飞机地面速度,由于手操纵和脚蹬操纵的最大允许转弯角度都与飞机地面速度之间具有一定的线性关系,因此最后需要进行数据处理,按照一定的控制率和控制算法实现前轮转弯系统的转弯随动控制。

[0033] 从图6中可以看出,为了防止双蜗杆式前轮转弯系统在实际的地面机动过程中出现两根蜗杆承载不同的现象发生,系统除了将蜗轮转角反馈到主控制器外,还将两蜗杆的输出力矩也反馈到主控制器,将系统转角输入与蜗轮转角反馈之间的差值与两蜗杆输出力矩之间的差值经过一定的处理后一并作为主控制器的输出对电机进行控制,以确保飞机前轮转弯过程的顺利完成。假如在实际的前轮转弯过程中蜗杆机构1承受的载荷大于蜗杆机构2的,则两条通道的反馈力矩差值为正,经过放大处理后分别作为负信号和正信号加到电机控制器1和电机控制器2的输入端,使蜗杆机构1减速和蜗杆机构2加速,从而减小蜗杆机构1所承受的载荷,增加蜗杆机构2所承受的载荷,经反复迭代后最终实现两蜗杆机构所承受的载荷相等。同理可知,若蜗杆机构1承受的载荷大于蜗杆机构2时,系统也将通过一定的自动调整以实现两蜗杆载荷的平衡。

[0034] (3) 散热方式

[0035] 该环路热管系统主要包括蒸发器、冷凝器、储液器、蒸汽管线和液体管线,如图7所示,为环路热管散热方案示意图。其整个循环工作过程为:液体在蒸发器(附图中的第一蒸发器15和第二蒸发器23)中的毛细芯外表面蒸发,吸收蒸发器外由电驱动双蜗杆式前轮转弯系统产生的热量,随后液体蒸发,产生的蒸汽由蒸汽管线流向冷凝器,在冷凝器中释放热量并将热量传递给飞机燃油箱体。如此循环工作,从而将电驱动双蜗杆式前轮转弯系统的热量散发出去。

[0036] (4) 实施方式

[0037] (a)、在正常的转弯工作状态下两个电机的输出转速时相反的。在飞机地面机动过程中,当飞机需要向右转弯时,附图3中的第一电机9的输出轴顺时针旋转时,旋转力矩经过第一减速器10进行放大后依次传递到第一离合器11和第一蜗杆16上,并通过第一蜗杆16在蜗轮17上产生一个顺时针方向的力矩。同时,附图5中的第二电机26的输出轴逆时针旋转,旋转力矩经过第二减速器27进行放大后依次传递到第二离合器27和第二蜗杆31上,并通过第二蜗杆31在蜗轮17上产生一个顺时针方向的力矩。由两个蜗杆产生的总力矩将带动蜗轮17沿顺时针方向转动,由于支柱外筒套筒2与蜗轮17之间通过花键联接,因此它也将沿顺时针方向转动。而支柱外筒套筒2又与上扭力臂4铰接,因此支柱外筒套筒2的转动将通过上扭力臂4和下扭力臂6带动与下扭力臂6铰接的轮轴7一起转动,从而实现飞机前轮向右偏转。

[0038] (b)、当飞机需要向左转弯时,第一电机9的输出轴逆时针旋转时,旋转力矩经过第一减速器10进行放大后依次传递到第一离合器11和第一蜗杆16上,并通过第一蜗杆16

在蜗轮 17 上产生一个逆时针方向的力矩。同时,第二电机 26 的输出轴顺时针旋转,旋转力矩经过第二减速器 27 进行放大后依次传递到第二离合器 28 和第二蜗杆 31 上,并通过第二蜗杆 31 在蜗轮 17 上产生一个逆时针方向的力矩。由两个蜗杆产生的总力矩将带动蜗轮 17 沿逆时针方向转动,从而带动支柱外筒套筒 2 沿逆时针方向转动,并通过上扭力臂 4 和下扭力臂 6 带动轮轴 7 一起转动,从而实现飞机前轮向左偏转。

[0039] (c)当第一电机 9 因出现故障而无法输出旋转力矩时,第一离合器 11 自动断开,使得整个转弯系统在第二电机 26 的驱动下继续完成前轮转弯。当第二电机 26 因出现故障而无法输出旋转力矩时,第二离合器 28 自动断开,使得整个转弯系统在第一电机 9 的驱动下继续完成前轮转弯。当系统处于自由转动状态下时,第一离合器 11 和第二离合器 28 都断开,使机轮能够自由旋转。

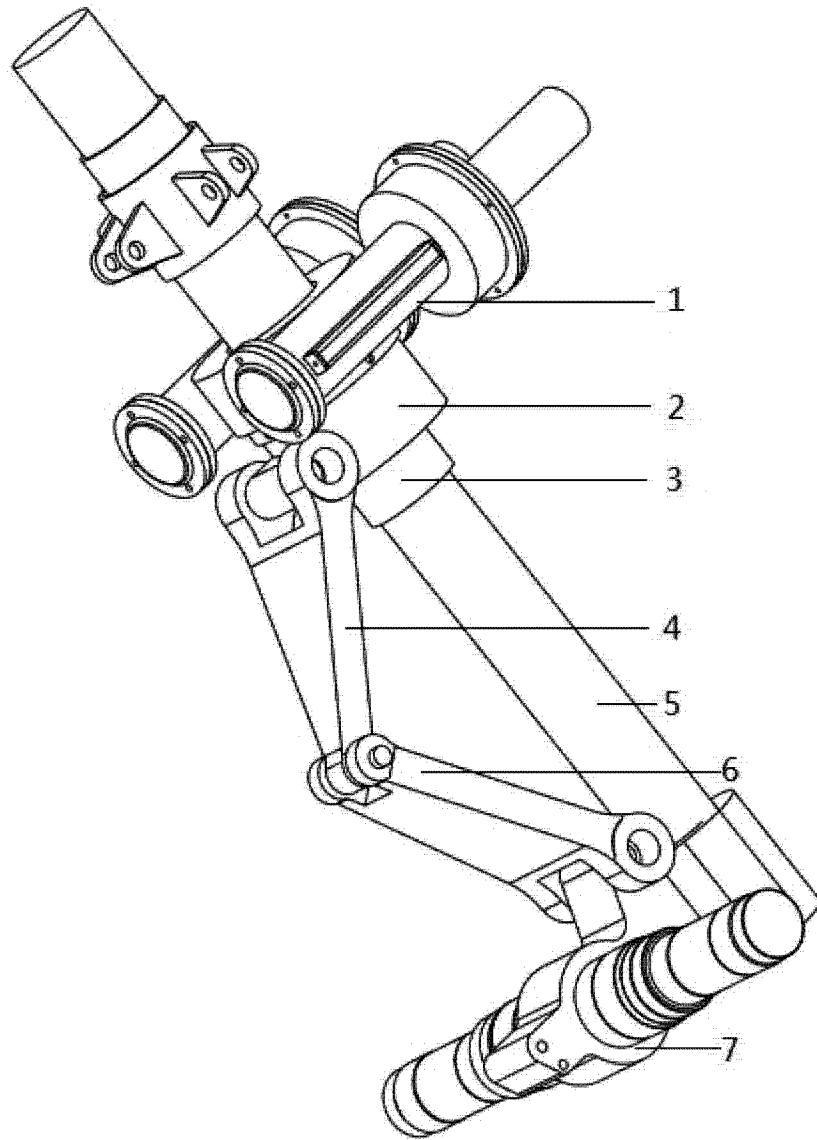


图 1

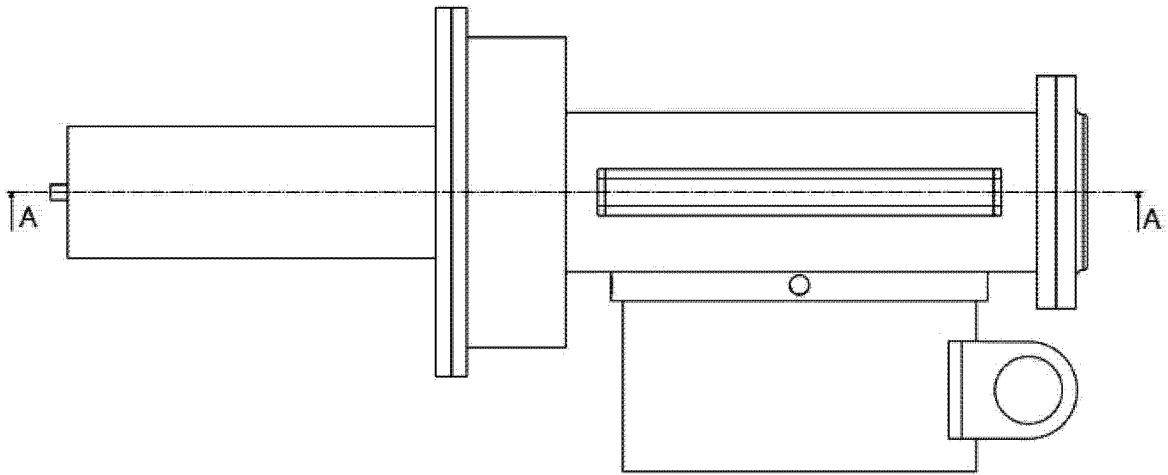


图 2

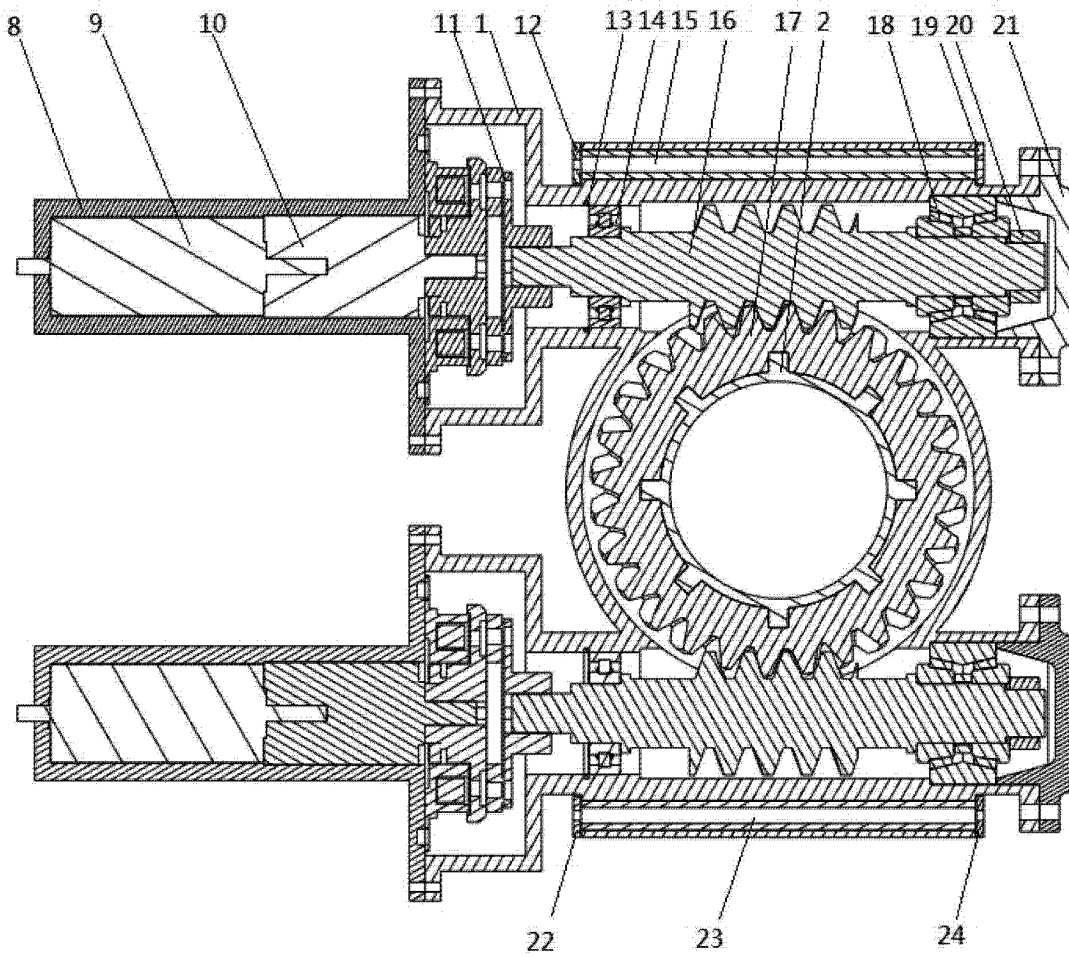


图 3

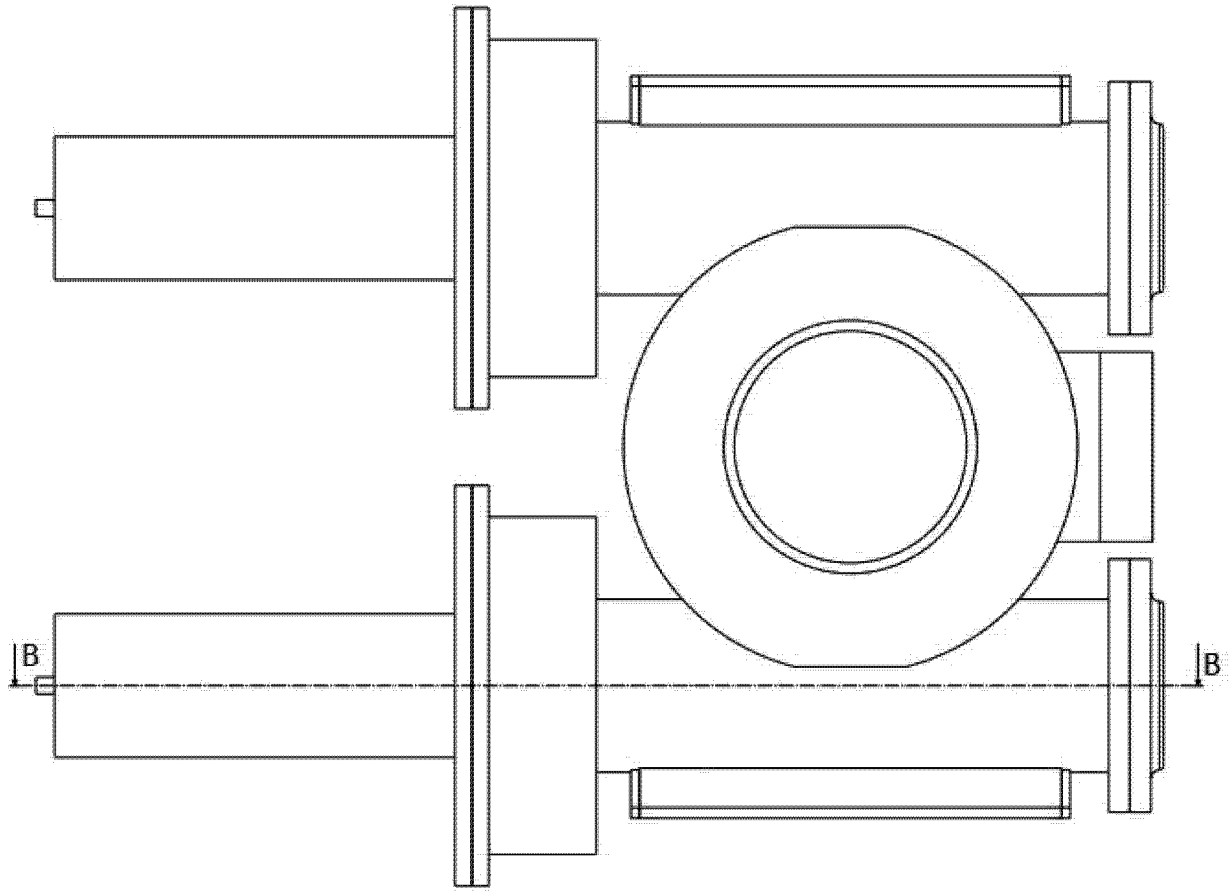


图 4

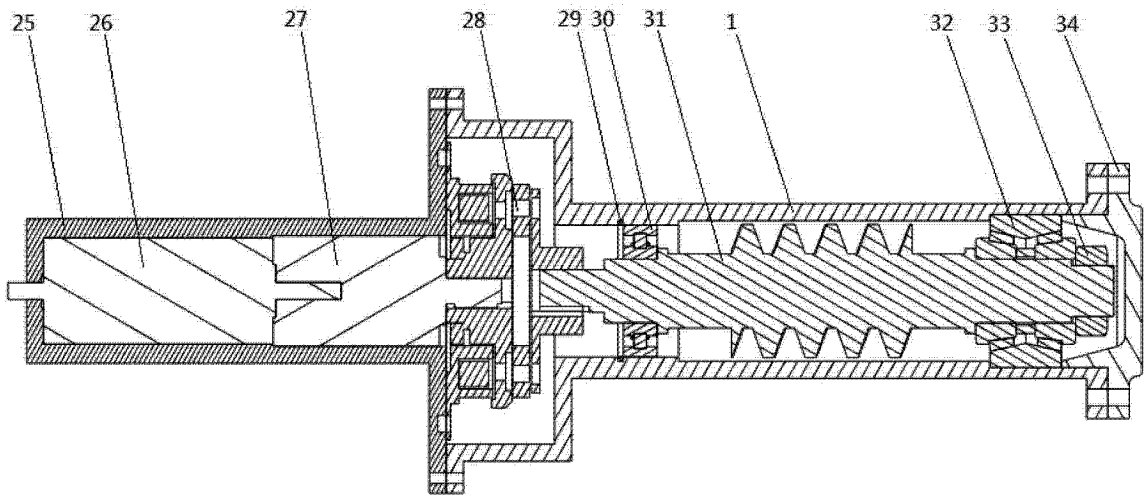


图 5

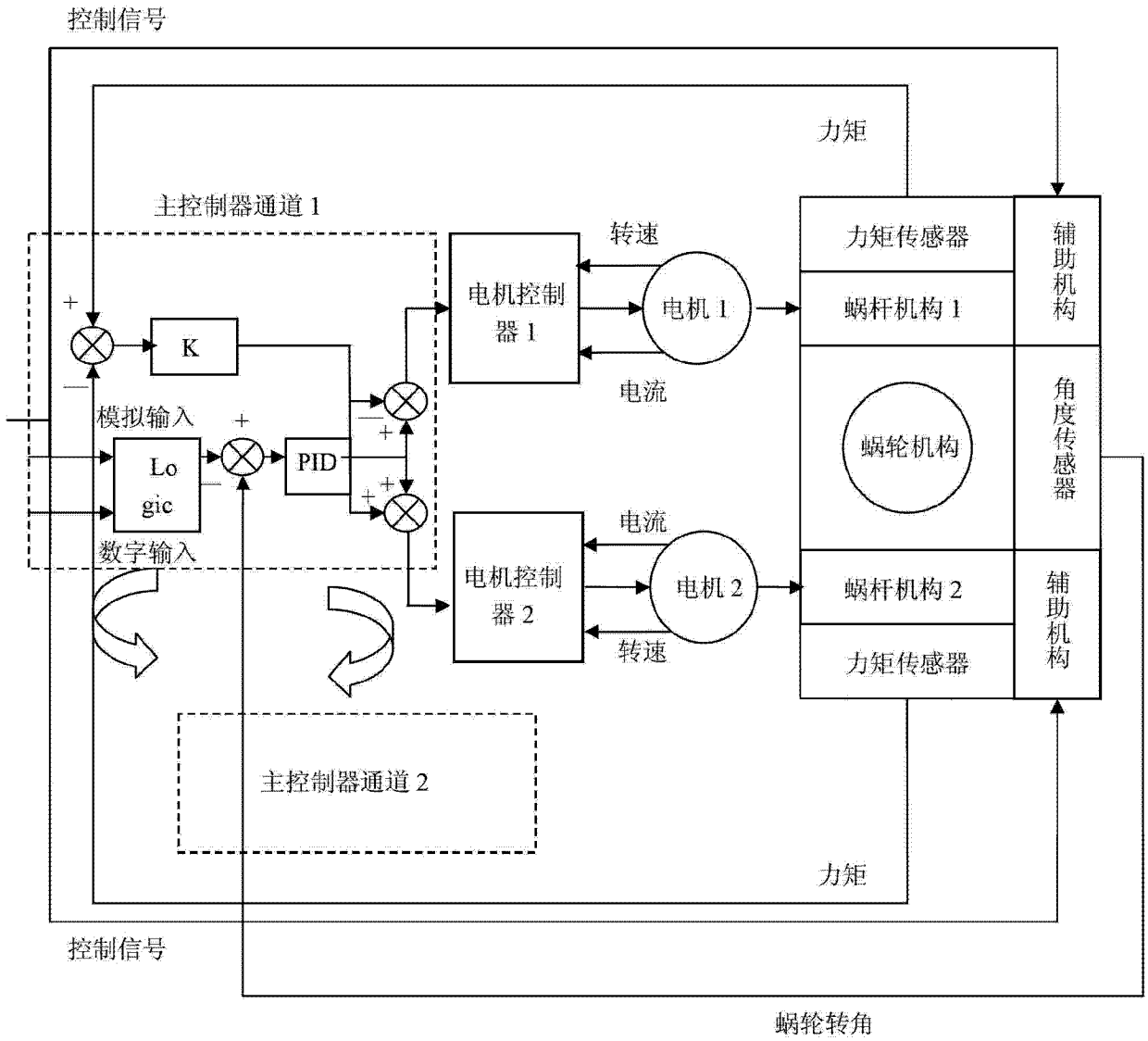


图 6

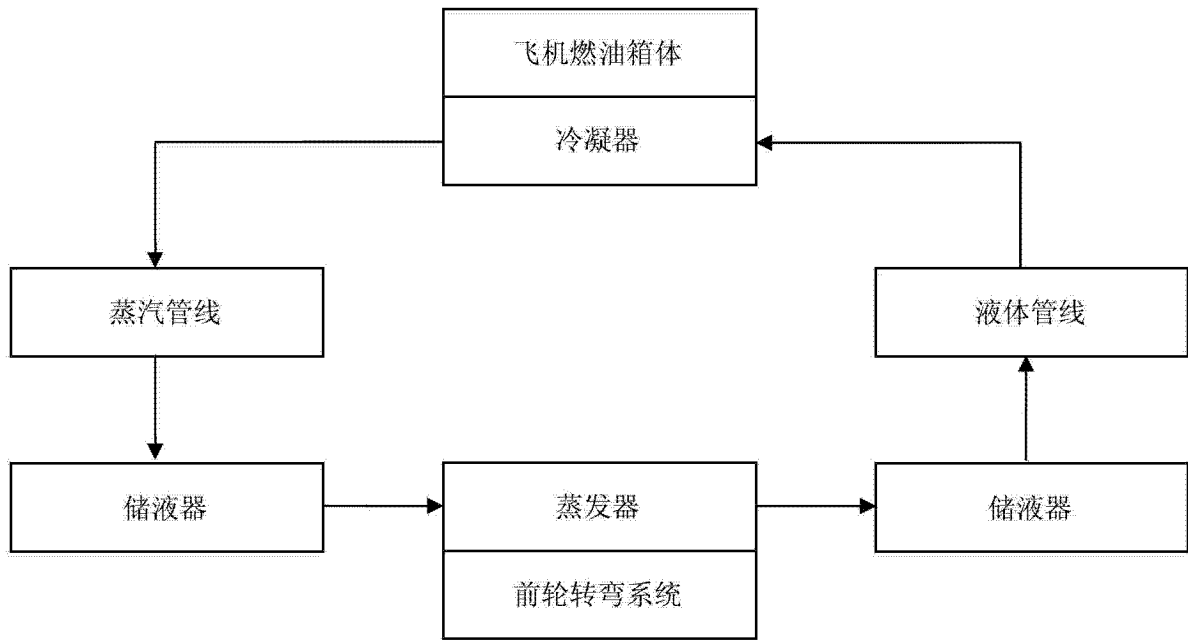


图 7