



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113719359 B

(45) 授权公告日 2022. 11. 01

(21) 申请号 202111141204.3

G01M 15/14 (2006.01)

(22) 申请日 2021.09.28

审查员 胡浩

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113719359 A

(43) 申请公布日 2021.11.30

(73) 专利权人 中国航发湖南动力机械研究所
地址 412002 湖南省株洲市芦淞区董家墩
高科园中国航发动研所

(72) 发明人 杨艳美 李概奇 贺剑 刘海华
岳洋

(74) 专利代理机构 北京知联天下知识产权代理
事务所(普通合伙) 11594
专利代理师 张迎新

(51) Int. Cl.
F02C 9/48 (2006.01)

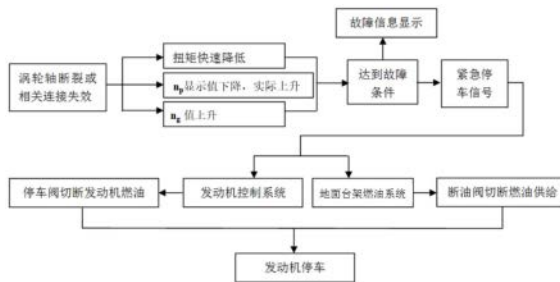
权利要求书2页 说明书6页 附图2页

(54) 发明名称

一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法和系统

(57) 摘要

本发明公开了一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法和系统,预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法,包括:分析发动机动力涡轮轴断裂或相关连接失效时的参数变化趋势;根据参数变化趋势确定显著试验数据特征;根据显著试验数据特征确定故障条件;检测故障条件是否达到阈值;当故障条件达到设定阈值时,采取保护措施和指示故障信息。本发明通过分析动力涡轮轴发生断裂或相关连接失效的参数变化趋势,得出显著试验数据特征,提出“高转速低扭矩”的保护方法,将燃气发生器转速和扭矩或扭矩下降斜率作为判断条件,当同时满足故障条件时,对发动机紧急自动停车保护,预防动力涡轮破坏性超转,响应迅速,提高试验安全。



1. 一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法,其特征在于,包括以下步骤:
分析发动机动力涡轮轴断裂或相关连接失效时的参数变化趋势;
根据所述参数变化趋势确定显著试验数据特征;其中,所述显著试验数据特征为燃气发生器转速 n_g 上升和扭矩急剧下降;
根据所述显著试验数据特征确定故障条件;
检测所述故障条件是否达到阈值;
当所述故障条件达到设定阈值时,采取保护措施和指示故障信息。
2. 根据权利要求1所述的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法,其特征在于,所述参数变化趋势具体如下:
发动机控制系统测量的动力涡轮转速 $n_{p控制}$ 下降;
地面台架测试系统测量的动力涡轮转速 $n_{p地面台架}$ 下降;
实际动力涡轮转速 $n_{p实际}$ 快速上升;
扭矩测量值急剧下降至0;
发动机控制系统燃油流量上升;
发动机燃气发生器转速 n_g 上升;
实际动力涡轮转速 $n_{p实际}$ 急剧上升。
3. 根据权利要求1所述的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法,其特征在于,所述故障条件包括:
燃气发生器转速 n_g 大于第一设定值且持续时间大于第四设定值;
扭矩小于第二设定值或扭矩下降斜率大于第三设定值且持续时间大于第四设定值。
4. 根据权利要求1所述的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法,其特征在于,所述保护措施为自动控制发动机停车和切断地面台架燃油供给。
5. 一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护系统,其特征在于,包括:
分析单元,用于分析发动机动力涡轮轴断裂或相关连接失效时的参数变化趋势;
确定单元,用于根据所述参数变化趋势确定显著试验数据特征;其中,所述显著试验数据特征为燃气发生器转速 n_g 上升和扭矩急剧下降;
确定单元,用于根据所述显著试验数据特征确定故障条件;
检测单元,用于检测所述故障条件是否达到阈值;
保护单元,用于当所述故障条件达到设定阈值时,采取保护措施和指示故障信息。
6. 根据权利要求5所述的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护系统,其特征在于,所述参数变化趋势具体如下:
发动机控制系统测量的动力涡轮转速 $n_{p控制}$ 下降;
地面台架测试系统测量的动力涡轮转速 $n_{p地面台架}$ 下降;
实际动力涡轮转速 $n_{p实际}$ 快速上升;
扭矩测量值急剧下降至0;
发动机控制系统燃油流量上升;
发动机燃气发生器转速 n_g 上升;
实际动力涡轮转速 $n_{p实际}$ 急剧上升。
7. 根据权利要求5所述的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护系统,其特征在于,

所述故障条件包括：

燃气发生器转速 n_g 大于第一设定值且持续时间大于第四设定值；

扭矩小于第二设定值或扭矩下降斜率大于第三设定值且持续时间大于第四设定值。

8. 根据权利要求5所述的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护系统,其特征在于,所述保护措施为自动控制发动机停车和切断地面台架燃油供给。

一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法和系统

技术领域

[0001] 本发明属于航空发动机控制技术领域,特别涉及一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法和系统。

背景技术

[0002] 对于涡轮部件采用轴承共腔结构形式的航空涡轴发动机,动力涡轮后没有转速测量机构,如果发生动力涡轮轴断裂或相关连接失效,动力涡轮转速将急剧上升,但其实际转速无法检测。由于发动机控制系统显示的动力涡轮转速下降,此时,控制系统将继续增加燃油供给,发动机状态不降反升,从而导致动力涡轮转速急剧升高,存在涡轮超转破裂严重损坏发动机的风险。

[0003] 目前航空涡轴发动机地面台架试验转速、温度和扭矩的保护方法均为高值设定保护,没有针对发生动力涡轮轴断裂或相关连接失效时实际动力涡轮转速无法检测情况下的紧急自动保护方法,通过人为判断和反应或在发动机的燃气发生器转速 n_g 、燃气温度达到保护设定值时才会触发保护停车,存在效率低、损伤大的风险,即使是几秒的处理时间延迟,对发动机的损伤都是很大的,存在发动机轮盘超转破裂的风险。目前,现有技术中没有同时将燃气发生器转速 n_g 上升和扭矩快速下降或扭矩下降斜率作为判断航空涡轴发动机发生超转的故障条件,因此亟需一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法。

发明内容

[0004] 针对上述问题,本发明公开了一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法,包括以下步骤:

[0005] 分析发动机动力涡轮轴断裂或相关连接失效时的参数变化趋势;

[0006] 根据所述参数变化趋势确定显著试验数据特征;

[0007] 根据所述显著试验数据特征确定故障条件;

[0008] 检测所述故障条件是否达到阈值;

[0009] 当所述故障条件达到设定阈值时,采取保护措施和指示故障信息。

[0010] 更进一步地,所述参数变化趋势具体如下:

[0011] 发动机控制系统测量的动力涡轮转速 $n_{p\text{控制}}$ 下降;

[0012] 地面台架测试系统测量的动力涡轮转速 $n_{p\text{地面台架}}$ 下降;

[0013] 实际动力涡轮转速 $n_{p\text{实际}}$ 快速上升;

[0014] 扭矩测量值急剧下降至0;

[0015] 发动机控制系统燃油流量上升;

[0016] 发动机燃气发生器转速 n_g 上升;

[0017] 实际动力涡轮转速 $n_{p\text{实际}}$ 急剧上升。

[0018] 更进一步地,所述显著试验数据特征为燃气发生器转速 n_g 上升和扭矩急剧下降。

[0019] 更进一步地,所述故障条件包括:

- [0020] 燃气发生器转速 n_g 大于第一设定值且持续时间大于第四设定值；
- [0021] 扭矩小于第二设定值或扭矩下降斜率大于第三设定值且持续时间大于第四设定值。
- [0022] 更进一步地,所述保护措施为自动控制发动机停车和切断地面台架燃油供给。
- [0023] 一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护系统,包括:
- [0024] 分析单元,用于分析发动机动力涡轮轴断裂或相关连接失效时的参数变化趋势;
- [0025] 确定单元,用于根据所述参数变化趋势确定显著试验数据特征;
- [0026] 确定单元,用于根据所述显著试验数据特征确定故障条件;
- [0027] 检测单元,用于检测所述故障条件是否达到阈值;
- [0028] 保护单元,用于当所述故障条件达到设定阈值时,采取保护措施和指示故障信息。
- [0029] 更进一步地,所述参数变化趋势具体如下:
- [0030] 发动机控制系统测量的动力涡轮转速 $n_{p控制}$ 下降;
- [0031] 地面台架测试系统测量的动力涡轮转速 $n_{p地面台架}$ 下降;
- [0032] 实际动力涡轮转速 $n_{p实际}$ 快速上升;
- [0033] 扭矩测量值急剧下降至0;
- [0034] 发动机控制系统燃油流量上升;
- [0035] 发动机燃气发生器转速 n_g 上升;
- [0036] 实际动力涡轮转速 $n_{p实际}$ 急剧上升。
- [0037] 更进一步地,所述显著试验数据特征为燃气发生器转速 n_g 上升和扭矩急剧下降。
- [0038] 更进一步地,所述故障条件包括:
- [0039] 燃气发生器转速 n_g 大于第一设定值且持续时间大于第四设定值;
- [0040] 扭矩小于第二设定值或扭矩下降斜率大于第三设定值且持续时间大于第四设定值。
- [0041] 更进一步地,所述保护措施为自动控制发动机停车和切断地面台架燃油供给。
- [0042] 与现有技术相比,本发明的有益效果是:通过分析动力涡轮轴发生断裂或相关连接失效时的参数变化趋势,得出显著试验数据特征,提出了“高转速低扭矩”保护功能的保护方法,对发动机自动紧急停车保护,预防动力涡轮破坏性超转,响应迅速,提高试验安全,降低发动机损伤。通过增加专用的检测单元,检测燃气发生器转速 n_g 和扭矩或扭矩下降斜率,只有同时满足故障条件时,才会确认发生动力涡轮轴断裂或相关连接失效,进而立刻采取保护措施和指示故障信息,有效提高判断是否发生动力涡轮轴断裂或相关连接失效的准确性并及时采取保护措施。
- [0043] 本发明的其他特征和优点将在随后的说明书中阐述,并且,部分地从说明书中变得显而易见,或者通过实施本发明而了解。本发明的目的和其他优点可通过在说明书、权利要求书以及附图中所指出的内容来实现和获得。

附图说明

- [0044] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作一简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根

据这些附图获得其他的附图。

[0045] 图1示出了根据本发明实施例的航空涡轴发动机地面台架试验原理图；

[0046] 图2示出了根据本发明实施例的航空涡轴发动机地面台架试验控制原理图；

[0047] 图3示出了根据本发明实施例的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法流程图。

具体实施方式

[0048] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚，下面将结合本发明实施例中的附图，对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地说明，显然，所描述的实施例是本发明一部分实施例，而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例，本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例，都属于本发明保护的范围。

[0049] 本发明的地面台架包括：功率吸收与测量系统（即水力测功器）、连接轴、操纵系统（包括负载杆和控制盒）、地面台架测试系统、电气控制系统、燃油系统、发动机控制系统等。

[0050] 图1示出了根据本发明实施例的航空涡轴发动机地面台架试验原理图。如图1所示，发动机控制系统与电气控制系统、地面台架测试系统电性连接，发动机控制系统与发动机连接；电气控制系统与发动机控制系统、地面台架测试系统、操纵系统、功率吸收与测量系统以及燃油系统电性连接；操纵系统和功率吸收与测量系统、电气控制系统以及发动机控制系统电性连接；地面台架测试系统和电气控制系统、功率吸收与测量系统以及发动机控制系统电性连接；燃油系统与电气控制系统、地面台架测试系统电性连接，燃油系统与发动机本体连接，为发动机供燃油。

[0051] 航空涡轴发动机地面台架试验原理：发动机输出的扭矩及转速经连接轴传递给功率吸收与测量系统，测量发动机的扭矩及转速、并吸收功率。操纵系统控制发动机状态。地面台架测试系统监视、测量和录取发动机及地面台架设备各状态参数，且具有转速高值保护设定和信号输出功能。电气控制系统起动和控制地面台架设备，并向发动机控制系统发出相关控制信号，可实现发动机重要工作参数超限报警或保护指示。燃油系统给发动机提供符合压力和温度要求的燃料。

[0052] 利用以下公式，将功率吸收与测量系统测量发动机的扭矩和转速转化成输出功率：

$$[0053] \quad \text{功率 (kW)} = \frac{\text{扭矩 (N} \cdot \text{m)} \times \text{转速 (r / min)}}{9550}$$

[0054] 图2示出了根据本发明实施例的航空涡轴发动机地面台架试验控制原理图。如图2所示，负载杆（CLP）和发动机电子控制器、功率吸收与测量系统电性连接，负载杆用于给出负载需求信号和发动机控制系统需求调节信号；发动机电子控制器与发动机电性连接，用于控制发动机状态；功率吸收与测量系统和发动机连接，用于调节发动机的负载；发动机动力涡轮转速 n_p 反馈给发动机电子控制器。航空涡轴发动机地面台架试验的典型控制模式为动力涡轮转速 n_p 控制模式，即：发动机控制系统和功率吸收与测量系统共同作用，控制动力涡轮转速 n_p 为恒定目标值。发动机控制系统控制发动机的燃油量，功率吸收与测量系统控制负载，发动机控制系统通过测算负载变化引起的动力涡轮转速 n_p 变化，调节发动机的燃油流量来保持动力涡轮转速 n_p 恒定。

[0055] 图3示出了根据本发明实施例的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法流程图。如图3所示,本发明提出的一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法,包括以下步骤:

[0056] 分析发动机动力涡轮轴断裂或相关连接失效时的参数变化趋势;

[0057] 根据所述参数变化趋势确定显著试验数据特征;

[0058] 根据所述显著试验数据特征并充分考虑安全可靠,确定故障条件;

[0059] 建立专用检测单元,检测所述故障条件是否达到阈值;

[0060] 当所述故障条件达到设定阈值时,采取自动保护措施和指示故障信息。

[0061] 其中,相关连接失效指与动力涡轮轴有机械连接的传输扭矩的相关部件连接失效。示例性地,动力涡轮盘轴和动力涡轮轴相连处由于连接螺钉失效/花键磨损导致连接松动、动力涡轮盘轴尾端的圆弧端齿损坏或者动力涡轮盘轴断裂等情况。失效指松动或断裂等情况。

[0062] 如果动力涡轮轴发生断裂或相关连接失效,动力涡轮实际转速无法检测,动力涡轮即刻失去负载,此时,发动机扭矩迅速下降。根据发动机输出功率计算公式,在功率一定的情况下,扭矩迅速下降,动力涡轮转速 n_p 实际转速急剧上升,但发动机控制系统和地面台架测试系统均显示动力涡轮转速 n_p 下降,无法触动力涡轮转速 n_p 超转保护,同时燃气发生器转速 n_g 和燃气温度保护也不会即刻触发。如果靠人为判断和反应控制停车,存在处理时间延迟的风险。由于发动机控制系统接收到检测的动力涡轮转速 n_p 转速降低信号,将继续增加燃油供给,发动机状态不降反升,从而导致动力涡轮转速 n_p 急剧升高,存在涡轮超转破裂严重损坏发动机的安全风险。发动机的参数变化趋势具体如表1所示。通过分析得出当动力涡轮轴发生断裂或相关连接失效时的显著试验数据特征为燃气发生器转速 n_g 上升和扭矩急剧下降。

[0063] 表1故障时参数变化趋势

时间和逻辑 顺序	参数	变化趋势
1	发动机控制系统测量的动力涡轮转速 n_p <small>控制</small>	下降
	地面台架测试系统测量的动力涡轮转速 n_p <small>地面台架</small>	下降
	实际动力涡轮转速 n_p <small>实际</small>	快速上升
	扭矩测量值	急剧下降至 0
2	发动机控制系统燃油流量	上升
3	发动机燃气发生器转速 n_g	上升
4	实际动力涡轮转速 n_p <small>实际</small>	继续急剧上升,存在破坏性超转的风险

[0064] [0065] 根据故障发生时的显著试验数据特征,确定地面台架的保护方法为:“高转速低扭

矩”保护。地面台架电气控制系统增加发动机燃气发生器转速和水力测功器扭矩检测单元，并考虑可能出现信号干扰产生误判的情况，编辑判断程序，设置保障条件：

[0066] a. 燃气发生器转速 n_g 大于第一设定值且持续时间大于第四设定值；

[0067] b. 扭矩小于第二设定值或扭矩下降斜率大于第三设定值且持续时间大于第四设定值；

[0068] 当满足保障条件采取保护措施，进行保护停车的同时电气控制系统上位机上会显示故障信息，用于操作员对故障原因进行判断和后续分析。

[0069] 其中，优选地，第一设定值为燃气发生器额定转速的93.3%；第二设定值为 $50N \cdot m$ ；第三设定值为 $890N \cdot m/s$ ；第四设定值为74ms。

[0070] 当检测到a或b满足要求时，不会采取保护措施，只有当a和b同时满足要求时，则表示达到了故障条件，地面台架电气控制系统立即采取保护措施，发出紧急停车信号，该信号分两路同时输出，一路发送给发动机控制系统，停车阀切断发动机燃油，控制发动机立即停车；另一路发送给地面台架燃油系统，燃油阀立即切断地面台架燃油供给，确保动力涡轮轴发生断裂或相关连接失效时自动可靠控制发动机紧急停车，保证可靠自动停车，同时电气控制系统上位机上显示故障信息，用于操作员对故障原因进行判断和后续分析。保护措施采取双重保护的方式，有效避免单一保护措施因故障失效不能保证发动机可靠自动停车的问题。上述的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法已应用于某涡轴发动机地面台架试验，紧急停车保护措施响应迅速，从发生故障时扭矩快速下降到达到保障条件触发发动机保护停车的时间为0.12s，保护了发动机，避免了对发动机的严重损伤。通过设置a和b两个保障条件，且只有当同时满足要求时，才会确认发生动力涡轮轴断裂或相关连接失效，进而立刻采取保护措施，对发动机自动紧急停车保护，预防动力涡轮破坏性超转，提高判断是否发生动力涡轮轴断裂或相关连接失效的准确性，响应迅速，提高试验安全。

[0071] 基于上述的预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护方法，本发明提出一种预防航空涡轴发动机涡轮超转破裂的保护系统，包括：

[0072] 分析单元，用于分析发动机动力涡轮轴断裂或相关连接失效时的参数变化趋势；

[0073] 确定单元，用于根据所述参数变化趋势确定显著试验数据特征；

[0074] 确定单元，用于根据所述显著试验数据特征确定故障条件；

[0075] 检测单元，用于检测所述故障条件是否达到阈值；

[0076] 保护单元，用于当所述故障条件达到设定阈值时，采取保护措施和指示故障信息。

[0077] 所述参数变化趋势具体如下：

[0078] 发动机控制系统测量的动力涡轮转速 $n_{p控制}$ 下降；

[0079] 地面台架测试系统测量的动力涡轮转速 $n_{p地面台架}$ 下降；

[0080] 实际动力涡轮转速 $n_{p实际}$ 快速上升；

[0081] 扭矩测量值急剧下降至0；

[0082] 发动机控制系统燃油流量上升；

[0083] 发动机燃气发生器转速 n_g 上升；

[0084] 实际动力涡轮转速 $n_{p实际}$ 急剧上升。

[0085] 所述显著试验数据特征为燃气发生器转速 n_g 上升和扭矩急剧下降。

[0086] 所述故障条件包括：

[0087] 燃气发生器转速 n_g 大于第一设定值且持续时间大于第四设定值；

[0088] 扭矩小于第二设定值或扭矩下降斜率大于第三设定值且持续时间大于第四设定值。

[0089] 所述保护措施为自动控制发动机停车和切断地面台架燃油供给。

[0090] 尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明，本领域的普通技术人员应当理解：其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改，或者对其中部分技术特征进行等同替换；而这些修改或者替换，并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的精神和范围。

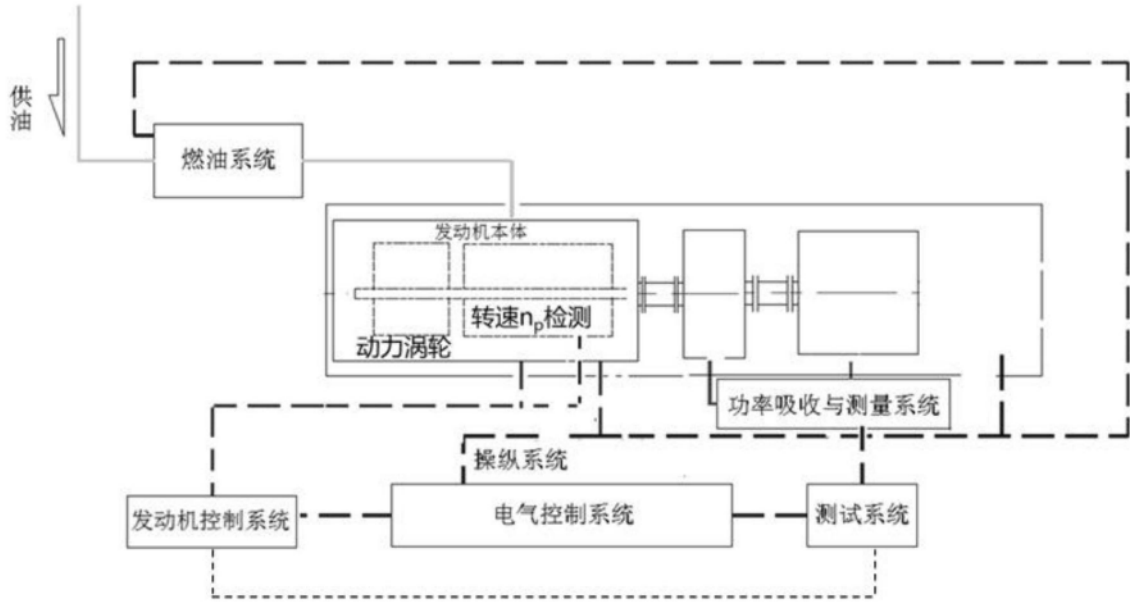


图1

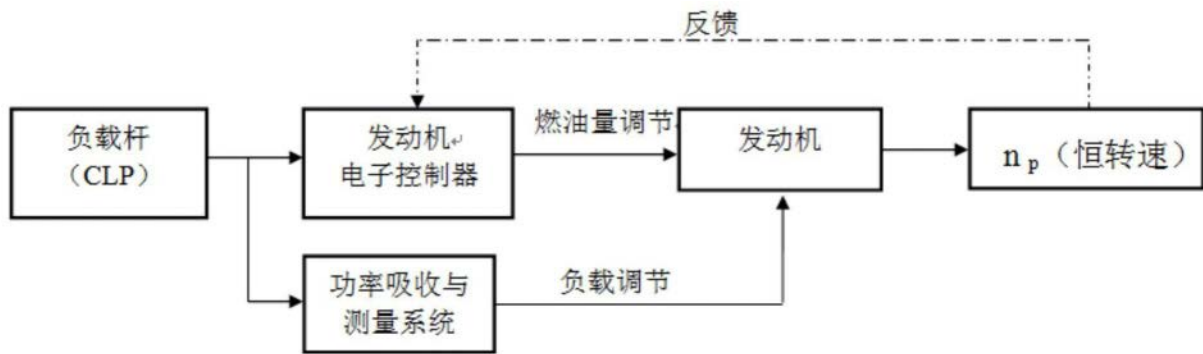


图2

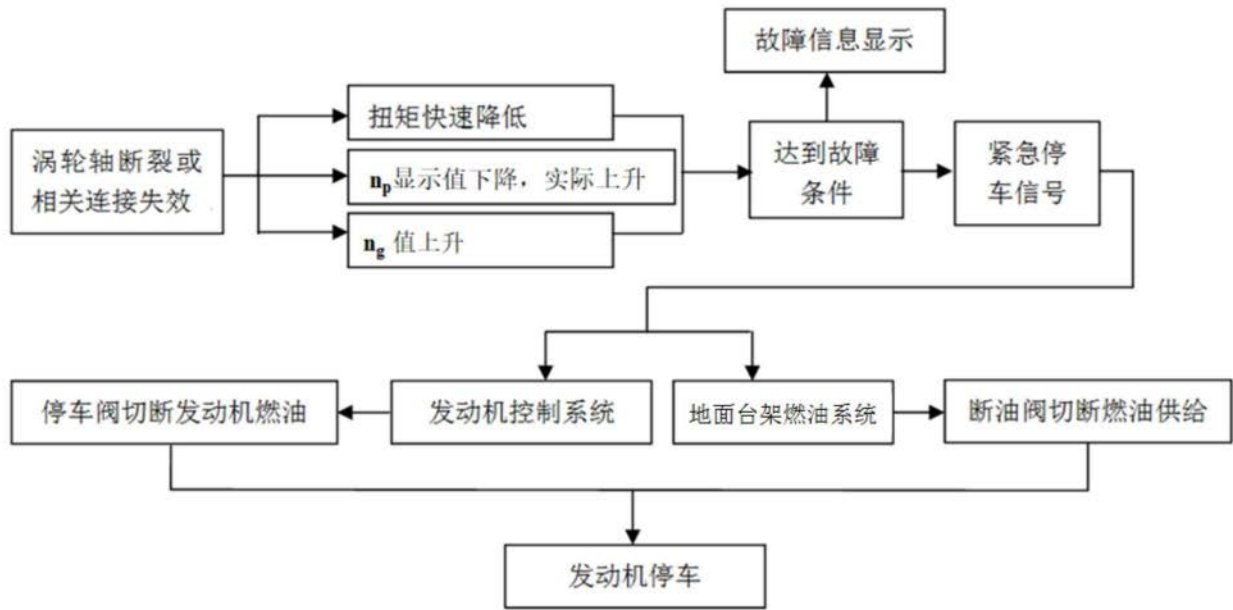


图3