



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 119047135 A

(43) 申请公布日 2024. 11. 29

(21) 申请号 202410983848.4

G06F 119/14 (2020.01)

(22) 申请日 2024.07.22

(71) 申请人 上海航天控制技术研究所

地址 201109 上海市闵行区中春路1555号

(72) 发明人 黄以鑫 夏斌 金一欢 谢伟

历磊

(74) 专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

专利代理师 马全亮

(51) Int. Cl.

G06F 30/20 (2020.01)

G06F 30/17 (2020.01)

G06F 30/15 (2020.01)

G06F 111/10 (2020.01)

G06F 119/08 (2020.01)

权利要求书2页 说明书5页 附图3页

(54) 发明名称

一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法

(57) 摘要

一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,包括:根据发动机地面试车获得的不同工作温度状态下发动机工作推力曲线计算理论飞行轨迹;根据得到的所述理论飞行轨迹,确定飞行过程中飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系;根据所述飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系,拟合出飞行器总体参数随关键飞行状态量变化的函数;计算不同工作温度状态下飞行器弹性模态频率变化规律,以此为依据设计滤波器对飞行过程中测量的过载信息进行滤波处理;建立摆动喷管操纵效率随关键飞行状态量变化的数学模型,从而实现摆动喷管操纵效率的在线辨识。本发明提高了飞行器对摆动喷管操纵效率离散性差异的适应能力和飞行控制品质。



1. 一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,其特征包括:

根据发动机地面试车获得的不同工作温度状态下发动机工作推力曲线计算理论飞行轨迹;

根据得到的所述理论飞行轨迹,确定飞行过程中飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系;所述飞行器总体参数包括飞行器质量、质心、转动惯量和推力;所述关键飞行状态量包括飞行高度、马赫数、飞行攻角、动压以及加速度;

根据所述飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系,拟合出飞行器总体参数随关键飞行状态量变化的函数;

计算不同工作温度状态下飞行器弹性模态频率变化规律,以此为依据设计滤波器对飞行过程中测量的过载信息进行滤波处理;

建立摆动喷管操纵效率随关键飞行状态量变化的数学模型,从而实现摆动喷管操纵效率的在线辨识。

2. 根据权利要求1所述的一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,其特征包括:所述理论飞行轨迹包括飞行高度、马赫数、攻角、动压、质量和转动惯量在飞行过程中的变化情况。

3. 根据权利要求1所述的一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,其特征包括:所述根据得到的所述理论飞行轨迹,确定飞行过程中飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系,具体为:

分别建立飞行状态量与飞行器总体参数的拟合函数,拟合函数为线性函数,比较各拟合函数,选取与飞行器总体参数线性性、拟合度最高的飞行状态量作为关键飞行状态量。

4. 根据权利要求3所述的一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,其特征包括:所述根据所述飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系,拟合出飞行器总体参数随关键飞行状态量变化的函数,具体为:

$$X_g = k_1 \times Ma + m_1$$

$$J_z = k_2 \times Ma + m_2$$

$$Mass = k_3 \times Ma + m_3$$

$$C_a = k_4 \times Ma + m_4$$

其中,通过马赫数Ma拟合飞行器质心 X_g 、转动惯量 J_z 、质量Mass以及阻力系数 C_a ,其中 k_i 、 m_i 为拟合得到的参数结果, $i=1,2,3,4\cdots$ 。

5. 根据权利要求4所述的一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,其特征包括:根据飞行器总体参数随关键飞行状态量变化的函数获取的总体参数以及阻力系数,结合飞行器测量得到的真实轴向加速度 A_x ,解算得到推力Thrust。

6. 根据权利要求5所述的一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,其特征包括:计算不同工作温度状态下飞行器弹性模态频率变化规律,以此为依据设计滤波器对飞行过程中测量的真实轴向加速度 A_x 进行滤波处理,具体为:

设计陷波滤波器 $G(s)$:

$$G(s) = \frac{T_1^2 s^2 + 2 \times \zeta_1 \times T_1 s + 1}{T_2^2 s^2 + 2 \times \zeta_2 \times T_2 s + 1}$$

其中, T_1 、 T_2 分别为滤波时间常数; ζ_1 、 ζ_2 为结构滤波器阻尼系数;

通过马赫数Ma对滤波器时间常数 T_1 、 T_2 进行调节,使滤波器中心频率的变化与弹性模态频率变化一致。

7. 根据权利要求6所述的一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,其特征在于:滤波器时间常数 T_1 、 T_2 :

$$T_1 = 1 / (m_5 + k_5 \times Ma)$$

$$T_2 = 1 / (m_6 + k_6 \times Ma)$$

其中, m_5 、 m_6 、 k_5 、 k_6 为拟合得到的参数结果。

8. 根据权利要求7所述的一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,其特征在于:建立摆动喷管操纵效率随关键飞行状态量变化的数学模型,从而实现摆动喷管操纵效率 a_{3bp} 的在线辨识,具体为:

$$\text{Thrust} = Ca \times Q \times S + \text{Mass} \times Ax$$

$$a_{3bp} = \text{Thrust} \times (L - Xg) / Jz$$

其中,S为飞行器特征面积,L为飞行器长度,Q为飞行中实时的动压。

9. 一种非易失性存储介质,其特征在于,包括:计算机程序产品,当所述计算机程序产品被执行时执行上述权利要求1~8任一项所述的摆动喷管操纵效率在线辨识方法。

10. 一种计算机程序产品,其特征在于,该计算机程序产品被处理器执行时实现权利要求1~8任一项所述摆动喷管操纵效率在线辨识方法的步骤。

一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,属于飞行控制领域。

背景技术

[0002] 摆动喷管通过使推力偏离飞行器轴线产生控制力矩,控制力矩大小主要受喷管摆角以及推力大小影响,质心、转动惯量等总体参数也会对喷管操纵效率造成影响。在不同的发动机工作温度状态下,发动机推力大小以及工作时间存在差异,同时质量、质心以及转动惯量等总体参数随时间变化的离散性强,因此需要对飞行过程中的摆动喷管操纵进行辨识,以此提高整个飞行阶段的控制品质。

发明内容

[0003] 本发明的目的在于:克服现有技术的不足,通过分析基于理论飞行轨迹的飞行器总体参数与飞行状态关联性,设计一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,提高了飞行器对摆动喷管操纵效率离散性差异的适应能力和飞行控制品质。

[0004] 本发明采用的技术方案为:

[0005] 一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法,包括:

[0006] 步骤一、根据发动机地面试车获得的不同工作温度状态下发动机工作推力曲线计算理论飞行轨迹;

[0007] 步骤二、根据得到的所述理论飞行轨迹,确定飞行过程中飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系;所述飞行器总体参数包括飞行器质量、质心、转动惯量和推力;所述关键飞行状态量包括飞行高度、马赫数、飞行攻角、动压以及加速度;

[0008] 步骤三、根据所述飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系,拟合出飞行器总体参数随关键飞行状态量变化的函数;

[0009] 步骤四、计算不同工作温度状态下飞行器弹性模态频率变化规律,以此为依据设计滤波器对飞行过程中测量的过载信息进行滤波处理;

[0010] 步骤五、建立摆动喷管操纵效率随关键飞行状态量变化的数学模型,从而实现摆动喷管操纵效率的在线辨识。

[0011] 进一步的,所述理论飞行轨迹包括飞行高度、马赫数、攻角、动压、质量和转动惯量在飞行过程中的变化情况。

[0012] 进一步的,所述根据得到的所述理论飞行轨迹,确定飞行过程中飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系,具体为:

[0013] 分别建立飞行状态量与飞行器总体参数的拟合函数,拟合函数为线性函数,比较各拟合函数,选取与飞行器总体参数线性性、拟合度最高的飞行状态量作为关键飞行状态量。

[0014] 进一步的,所述根据所述飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系,拟合出飞行器总体参数随关键飞行状态量变化的函数,具体为:

[0015] $X_g = k_1 \times Ma + m_1$

[0016] $J_z = k_2 \times Ma + m_2$

[0017] $Mass = k_3 \times Ma + m_3$

[0018] $Ca = k_4 \times Ma + m_4$

[0019] 其中,通过马赫数Ma拟合飞行器质心 X_g 、转动惯量 J_z 、质量 $Mass$ 以及阻力系数 Ca ,其中 k_i 、 m_i 为拟合得到的参数结果, $i=1,2,3,4\cdots$ 。

[0020] 进一步的,根据飞行器总体参数随关键飞行状态量变化的函数获取的总体参数以及阻力系数,结合飞行器测量得到的真实轴向加速度 A_x ,解算得到推力 $Thrust$ 。

[0021] 进一步的,计算不同工作温度状态下飞行器弹性模态频率变化规律,以此为依据设计滤波器对飞行过程中测量的真实轴向加速度 A_x 进行滤波处理,具体为:

[0022] 设计陷波滤波器 $G(s)$:

[0023]
$$G(s) = \frac{T_1^2 s^2 + 2 \times \zeta_1 \times T_1 s + 1}{T_2^2 s^2 + 2 \times \zeta_2 \times T_2 s + 1}$$

[0024] 其中, T_1 、 T_2 分别为滤波时间常数; ζ_1 、 ζ_2 为结构滤波器阻尼系数;

[0025] 通过马赫数Ma对滤波器时间常数 T_1 、 T_2 进行调节,使滤波器中心频率的变化与弹性模态频率变化一致。

[0026] 进一步的,滤波器时间常数 T_1 、 T_2 :

[0027] $T_1 = 1 / (m_5 + k_5 \times Ma)$

[0028] $T_2 = 1 / (m_6 + k_6 \times Ma)$

[0029] 其中, m_5 、 m_6 、 k_5 、 k_6 为拟合得到的参数结果。

[0030] 进一步的,建立摆动喷管操纵效率随关键飞行状态量变化的数学模型,从而实现摆动喷管操纵效率 a_{3bp} 的在线辨识,具体为:

[0031] $Thrust = Ca \times Q \times S + Mass \times A_x$

[0032] $a_{3bp} = Thrust \times (L - X_g) / J_z$

[0033] 其中, S 为飞行器特征面积, L 为飞行器长度, Q 为飞行中实时的动压。

[0034] 第二方面,本发明还提出一种非易失性存储介质,包括:计算机程序产品,当所述计算机程序产品被执行时执行所述的摆动喷管操纵效率在线辨识方法。

[0035] 第三方面,本发明还提出一种计算机程序产品,该计算机程序产品被处理器执行时实现所述摆动喷管操纵效率在线辨识方法的步骤。

[0036] 本发明与现有技术相比带来的有益效果为:

[0037] (1) 本发明根据理论飞行轨迹分析并确认发动机推力、质量、质心、转动惯量等总体参数相关性较强的飞行状态量,建立摆动喷管操纵效率随关键飞行状态量变化的数学模型,通过在线辨识摆动喷管操纵效率从改善推力离散特性带来的影响,解决飞行器发动机不同温度工作下推力特性带来的一系列问题。

[0038] (2) 本发明通过分析不同发动机工作状态下的理论飞行轨迹,以选取的关键飞行状态量为依据进行辨识,物理概念清晰;为抑制飞行过程中弹性振动影响,根据弹性模态随关键飞行状态量规律设计滤波器,对发动机不同工作状态下弹性振动特性适应性好。

附图说明

- [0039] 图1为本发明方法流程图；
 [0040] 图2为根据飞行任务计算不同发动机工作状态下的飞行器理论飞行轨迹图；
 [0041] 图3为马赫数与飞行器总体参数关系示意图。

具体实施方式

[0042] 本发明公开了一种针对使用固体火箭发动机的摆动喷管操纵效率在线辨识方法，依据发动机地面试车结果，计算理论飞行轨迹，分析高低常温条件下飞行器推力、质量、质心、转动惯量等总体参数与不同飞行状态的关联性，进而建立摆动喷管操纵效率随关键飞行状态量变化的数学模型，完成操纵效率在线辨识。

[0043] 如图1所示，本发明提出的一种摆动喷管操纵效率在线辨识方法，包括如下步骤：

[0044] 步骤一、根据发动机地面试车获得的不同工作温度状态下发动机工作推力曲线计算理论飞行轨迹；

[0045] 所述理论飞行轨迹包括飞行高度、马赫数、攻角、动压、质量和转动惯量在飞行过程中的变化情况。

[0046] 步骤二、根据得到的所述理论飞行轨迹，确定飞行过程中飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系；所述飞行器总体参数包括飞行器质量、质心、转动惯量和推力；所述关键飞行状态量包括飞行高度、马赫数、飞行攻角、动压以及加速度；

[0047] 分别建立飞行状态量与飞行器总体参数的拟合函数，拟合函数为线性函数，比较各拟合函数，选取与飞行器总体参数线性性、拟合度最高的飞行状态量作为关键量。

[0048] 步骤三、根据所述飞行器总体参数与关键飞行状态量的关系，拟合出飞行器总体参数随关键飞行状态量变化的函数；具体为：

$$[0049] \quad X_g = k_1 \times Ma + m_1$$

$$[0050] \quad J_z = k_2 \times Ma + m_2$$

$$[0051] \quad Mass = k_3 \times Ma + m_3$$

$$[0052] \quad C_a = k_4 \times Ma + m_4$$

[0053] 其中，通过马赫数Ma拟合飞行器质心 X_g 、转动惯量 J_z 、质量 $Mass$ 以及阻力系数 C_a ，其中 k_i 、 m_i 为拟合得到的参数结果， $i=1, 2, 3, 4 \dots$ 。

[0054] 根据飞行器总体参数随关键飞行状态量变化的函数获取的总体参数以及阻力系数，结合飞行器测量得到的真实轴向加速度 A_x ，解算得到推力 $Thrust$ 。

[0055] 步骤四、计算不同工作温度状态下飞行器弹性模态频率变化规律，以此为依据设计滤波器对飞行过程中测量的过载信息进行滤波处理；

[0056] 以此为依据设计滤波器对飞行过程中测量的真实轴向加速度 A_x 进行滤波处理，具体为：

[0057] 设计陷波滤波器 $G(s)$ ：

$$[0058] \quad G(s) = \frac{T_1^2 s^2 + 2 \times \zeta_1 \times T_1 s + 1}{T_2^2 s^2 + 2 \times \zeta_2 \times T_2 s + 1}$$

[0059] 其中， T_1 、 T_2 分别为滤波时间常数； ζ_1 、 ζ_2 为结构滤波器阻尼系数；

[0060] 通过马赫数Ma对滤波器时间常数 T_1 、 T_2 进行调节，使滤波器中心频率的变化与弹性

模态频率变化一致。

[0061] 滤波器时间常数 T_1 、 T_2 ：

[0062] $T_1 = 1 / (m_5 + k_5 \times Ma)$

[0063] $T_2 = 1 / (m_6 + k_6 \times Ma)$

[0064] 其中, m_5 、 m_6 、 k_5 、 k_6 为拟合得到的参数结果。

[0065] 步骤五、建立摆动喷管操纵效率随关键飞行状态量变化的数学模型,从而实现摆动喷管操纵效率的在线辨识。

[0066] 实现摆动喷管操纵效率 a_{3bp} 的在线辨识,具体为:

[0067] $Thrust = Ca \times Q \times S + Mass \times Ax$

[0068] $a_{3bp} = Thrust \times (L - Xg) / Jz$

[0069] 其中, S 为飞行器特征面积, L 为飞行器长度, Q 为飞行中实时的动压。

[0070] 实施例:

[0071] 按照飞行任务,分别计算不同发动机工作温度状态下的理论飞行轨迹如图2所示,每条飞行轨迹数据中都包括飞行高度、马赫数、攻角、动压、质量、转动惯量等数据在飞行过程中的变化情况。

[0072] 通过对理论飞行轨迹分析,本例中选则马赫数作为关键飞行状态量,如图3所示,本例中推力与马赫数关联性较差,飞行器质量、质心、转动惯量以及阻力与马赫数剪联性强、剪线性好。根据弹体动力学关系,飞行器所受轴向合力可近似为发动机推力与阻力的合力,故还需引入飞行器测量得到的轴向加速度信息参与摆动喷管操纵效率的辨识。

[0073] 采用马赫数 Ma 拟合飞行器质心 Xg 、转动惯量 Jz 、质量 $Mass$ 以及阻力系数 Ca ,如式1所示。其中 k_i ($i = 1, 2, 3, 4 \dots$), m_i ($i = 1, 2, 3, 4 \dots$)为拟合得到的参数结果。

[0074] $Xg = k_1 \times Ma + m_1$

[0075] $Jz = k_2 \times Ma + m_2$

[0076] $Mass = k_3 \times Ma + m_3$

[0077] $Ca = k_4 \times Ma + m_4$ (1)

[0078] 根据式1获取的总体参数以及阻力系数,可根据飞行器测量得到的真实轴向加速度 Ax ,解算得到推力 $Thrust$ 。由于实际测量获取的轴向加速度 Ax 中可能存在弹性振动,如果不对其进行滤波可能会影响 a_{3bp} 辨识准确性,故设计陷波滤波器,滤波器的表达式如式(2)。

[0079] 由于弹性模态频率与飞行器质量直接相关,而 $Mass$ 与 Ma 关系如式1所示,故可通过 Ma 对滤波器时间常数进行调节,使滤波器中心频率的变化与弹性模态频率变化一致。

[0080]
$$G(s) = \frac{T_1^2 s^2 + 2 \times \zeta_1 \times T_1 s + 1}{T_2^2 s^2 + 2 \times \zeta_2 \times T_2 s + 1} \quad (2)$$

[0081] 其中 T_1 、 T_2 分别为滤波时间常数; ζ_1 、 ζ_2 为结构滤波器阻尼系数。

[0082] $T_1 = 1 / (m_5 + k_5 \times Ma)$

[0083] $T_2 = 1 / (m_6 + k_6 \times Ma)$ (3)

[0084] 进而完成摆动喷管操纵效率 a_{3bp} 辨识,如式4所示。

[0085] $Thrust = Ca \times Q \times S + Mass \times Ax$

[0086] $a_{3bp} = Thrust \times (L - Xg) / Jz$ (4)

[0087] 其中, S 为飞行器特征面积, L 为飞行器长度, Q 为飞行中实时的动压。

[0088] 本发明虽然已以较佳实施例公开如上,但其并不是用来限定本发明,任何本领域技术人员在不脱离本发明的精神和范围内,都可以利用上述揭示的方法和技术内容对本发明技术方案做出可能的变动和修改,因此,凡是未脱离本发明技术方案的内容,依据本发明的技术实质对以上实施例所作的任何简单修改、等同变化及修饰,均属于本发明技术方案的保护范围。

[0089] 本发明未详细说明部分属本领域技术人员公知常识。



图1

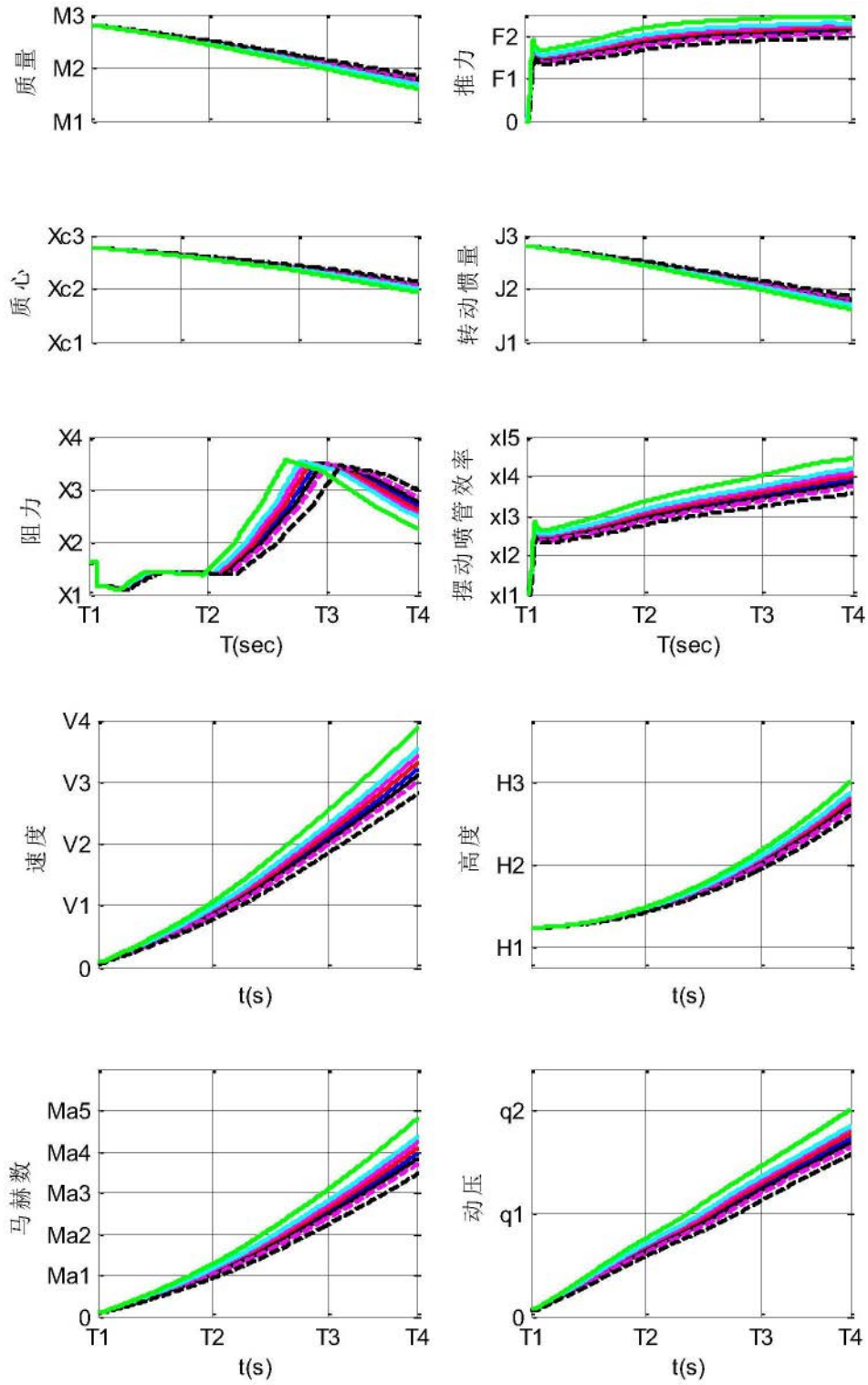


图2

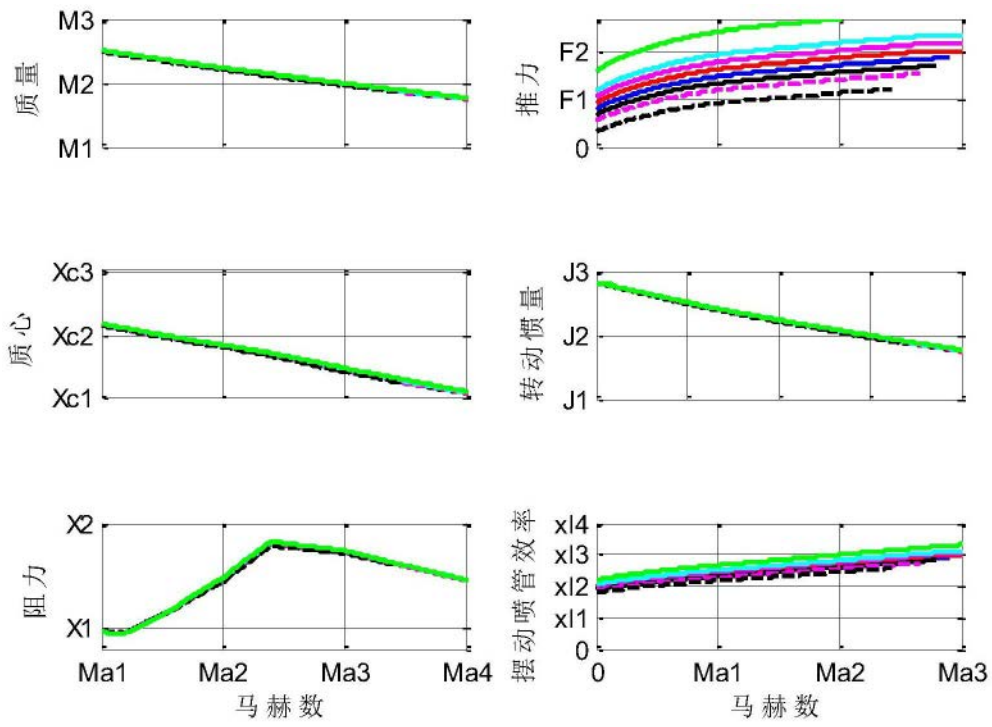


图3