(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国 际 局

(43) 国际公布日
2025 年 6 月 26 日 (26.06.2025)

WIPO | PCT

(10) 国际公布号
WO 2025/129762 A1

(51) 国际专利分类号:
G05B 13/04 (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2024/070334

(22) 国际申请日: 2024 年 1 月 3 日 (03.01.2024)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
202311737577.6 2023年12月18日 (18.12.2023) CN

(71) 申请人: 大连理工大学 (**DALIAN UNIVERSITY OF TECHNOLOGY**) [CN/CN]; 中国辽宁省大连市凌工路2号 116024 (CN)。

(72) 发明人:孙希明(**SUN, Ximing**); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号 116024 (CN)。李世新(**LI, Shixin**); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号 116024 (CN)。全福祥(**QUAN, Fuxiang**); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号 116024 (CN)。张志博(**ZHANG, Zhibo**); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号 116024 (CN)。杨明绥(**YANG, Mingsui**); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号 116024 (CN)。李宏新(**LI, Hongxin**); 中国辽宁省大连市凌工路 2 号 116024 (CN)。

(74) 代理人: 辽宁鸿文知识产权代理有限公司 (**LIAONING HONGWEN INTELLECTUAL PROPERTY AGENCY CO., LTD**); 中国辽宁省大连市甘井子区黄浦路 439 号科技创业大厦1102-02 116085 (CN)。

(81) 指定国(除另有指明，要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CV, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MU, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国(除另有指明，要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, CV, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ,

(54) **Title:** ACTIVE AERO-ENGINE SURGE CONTROL SYSTEM BASED ON SECOND-ORDER SLIDING MODE CONTROL

(54) 发明名称: 一种基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统

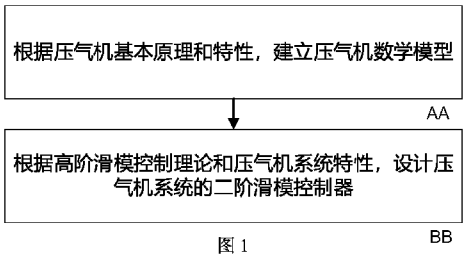


图 1

AA Establish a mathematical model for a compressor on the basis of basic principles and characteristics of the compressor

BB Design a second-order sliding mode controller of a compressor system on the basis of a high-order sliding mode control theory and characteristics of the compressor system

(57) **Abstract:** An active aero-engine surge control system based on second-order sliding mode control. The system involves the establishment of a compressor model which has an actuator, and the design of a second-order sliding mode controller. On the basis of the principle of high-order sliding mode control, the chattering problem during sliding mode control is inhibited while maintaining the advantages of the good robustness of a conventional sliding mode, such that the limitation of a relative order is eliminated, the control precision is improved, and quick active surge control with a strong anti-interference capability and a good robustness is realized. In addition to second-order sliding mode control, a linear item is also provided in a designed quick superhelix second-order sliding mode controller, such that not only is the chattering problem during sliding mode control effectively suppressed, but the convergence speed of the control system is also increased and the robustness of the system against unmatched uncertainty is enhanced. The designed controller can perform effective active anti-surge control and surge removal control, such that a compressor can stably operate in a region beyond a surge boundary, thereby expanding the operation range for the compressor, without the need to know the specified model of the compressor. The designed controller has a good robustness against uncertain factors such as unmodeled dynamics and system disturbances.

WO 2025/129762 A1

[见续页]

NA, RW, SC, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, ME, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布:
— 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

(57) 摘要: 一种基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统，包括建立带有执行机构的压气机模型、设计二阶滑模控制器。基于高阶滑模控制的原理，保持传统滑模的强鲁棒性的优点，同时也抑制滑模控制的抖振问题，消除相对阶的限制和提高了控制精度，实现快速、抗干扰能力强、鲁棒性强的喘振主动控制。所设计的快速超螺旋二阶滑模控制器在二阶滑模控制的基础上加入线性项，既有效抑制滑模控制的抖振问题，又增大控制系统的收敛速度，增强系统对非匹配不确定性的鲁棒性；所设计的控制器可以进行有效的主动防喘控制和退喘控制，使压气机能够稳定地工作在喘振边界以外的区域，扩大压气机的工作范围，不需要知道压气机的精确模型；所设计控制器对于未建模动态及系统扰动等不确定性因素具有较强的鲁棒性。

一种基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统

技术领域

本发明属于航空发动机建模与控制领域，涉及一种基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统。

背景技术

自上世纪中期以来，随着科技的进步和社会的发展，航空事业得到了蓬勃发展。作为现代航空飞机的动力，航空发动机的性能高低与否，直接决定了飞机的性能及稳定性。航空发动机的发展水平，往往被认为是能够体现国家实力的重要标志。当下，航空发动机在追求更高推重比和更高速度的同时，对其运行稳定性有着更高的要求。压气机作为直接关系其运行状态的主要部件之一，他的稳定性，制约着航空发动机的稳定工作范围。根据压气机的基本原理可知，在追求高推重比和速度的情况下，压气机叶片通道内将产生气流分离，从而导致气动失稳现象。目前通过研究发现航空发动机最主要的两种失稳流态是喘振和旋转失速。不稳定流态的发生，会导致发动机的性能和效率迅速减小，同时不稳定的气流微团产生的振动和温度上升会给发动机结构产生极大的负荷，从极大地缩短了其寿命，增加其维护成本，更严重者甚至会引起发动机故障，产生灾难性后果。因此，为了有效地提高发动机的推重比并扩展其稳定工作范围，避免压气机失稳现象的产生，压气机主动稳定控制技术逐渐成为该领域的研究热点。

为了保证发动机的稳定运行，传统的发动机主要采用被动防喘控制与退喘控制相结合的控制方法，该控制方法的主要思想是设计压气机远离失稳工作点，使其与有足够的失稳裕度，以及在压气机进入失稳后采取措施使其退出失稳。但这种方法是被动控制，虽然能够使发动机稳定，但是以牺牲发动机的性能而换取的，极大限制了压气机的性能，未能完全施展其潜能。而之后提出的压气机主动稳定控制理论的控制机理是在失稳扰动即将产生或出现初期，通过探测失稳初始扰动，设计控制器对压气机施加主动控制以抑制其内部失速初始扰动的发展，从而避免失稳的产生。相比于传统的被动控制方法，压气机主动稳定控制有着提高发动机运行速度和推重比、改善其不同速度以及不同运行状态的性能等诸多优势。目前压气机主动稳定控制方法可以分成两类：基于模态的控制方法和非线性控制方法。模态控制是将压气机失速扰动信号分解为多阶模态波，通过探测其幅值相位，利用执行装置进行反馈控制，进而避免压气机进入失稳状态。非线性控制则是将压气机系统看作一个非线性系统，通过非线性控制理论来抑制压气机的失速扰动，从而抑制压气机失稳状态的发生。因此，大量学者将非线性控制理论与压气机主动控制相结合进行研究，产生了众多成果。目前应用较为广泛的非线性控制方法有反演控制、滑模变结构控制以及智能控制等控制方法。

在大多数主动控制算法中，压气机系统模型都是假设已知的。系统未建模动态及内外部干扰有可能使主动控制系统无法正常工作，所以考虑各种不确定性的主动控制方法成为了压气机主动稳定控制的一大研究热点。而其中滑模变结构控制凭借其以其卓越的鲁棒性能而受到了广泛的重视。它是通过采用控制切换法则在不同的控制作用之间进行切换，从而产生一种“滑动模态”的状态轨迹，这种滑动模态运动对于参数摄动和外界扰动具有强鲁棒性。而也正是变结构形式的存在，使得滑模控制方法在实际应用中受时间滞后、空间滞后以及系统惯性等影响，在控制切换过程中产生的一种高频振荡现象，也就是滑模控制中最突出的抖振问题。抖振不仅影响控制的精确性、增加能量消耗，而且系统中的高频未建模动态很容易被激发起来，破坏系统的性能，甚至使系统产生振荡或失稳，损坏控制器部件。因此，关于抖振抑制的研究也随着滑模控制理论的发展而进行着。方法主要分为边界层法、趋近律法、滤波法等众多方法。其中，高阶滑模控制方法在保持了传统滑模优点的同时，也完全解决了仅仅知道系统相对阶时的一类“黑箱”控制问题，同时能够消除传统滑模的缺陷成为目前一大研究热点。

发明内容

针对现有技术中，压气机主动稳定控制中的抗干扰性差以及滑模变结构控制的抖振问题，本发明提出了一种基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统。

为了达到上述目的，本发明采用的技术方案为：

一种基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统，该航空发动机喘振主动控制系统主要包括建立带有执行机构的压气机模型、设计二阶滑模控制器两部分，其各部分设计过程包括以下步骤：

S1 建立带有执行机构的压气机模型

压气机模型是该航空发动机喘振主动控制系统设计的基础，压气机模型用于描述压比、平均流量和流量扰动的动态变化，为主动稳定控制系统分析判断压气机失稳和控制律设计提供依据。压气机的执行机构是作为控制器的主要执行单元，通过施加主动控制影响压气机的压升和流量使得系统稳定。其具体实现过程如下：

S1.1 本发明所采用的是一阶空间傅里叶截断的压气机 Moore-Gretizer 模型，其数学模型如下图所示：

$$\begin{cases} \dfrac{dA}{d\xi} = \dfrac{3\alpha H}{(1+m\alpha)W} A\left(1-\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^2-\dfrac{1}{4}A\right) \\ \dfrac{d\Phi}{d\xi} = \dfrac{H}{l_c}\left(-\dfrac{\Psi-\Psi_{C0}}{H}+\dfrac{3}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)\left(1-\dfrac{1}{2}A\right)-\dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^3+1\right) \\ \dfrac{d\Psi}{d\xi} = \dfrac{1}{4B^2 l_c}\left(\Phi-\Phi_T\right) \end{cases} \tag{1}$$

其中，Ψ是压气机系统总静压升系数；Φ是平均流量系数，Φ_T表示节流阀的平均流量系数；A是失速扰动幅值的平方，也就是轴向扰动速度系数，用于描述压气机流量的周向不对称程度，

可以体现出压气机的工作状态以及周向特性。Ψ_{C0}, H, W是压气机稳态特性参数，分别表示$\Psi = 0$时的压升、压气机稳态特性曲线的半高、压气机稳态特性曲线的半宽。l_c, m, α以及 B 都是压气机结构参数：B表示 Greitzer-B 参数，用于判断压气机失稳状态；l_c表示压气机及其上、下游管道的有效长度；α表示压气机级平均滞后的大小；ξ表示无量纲时间；m表示表征出口管道长度的参数。

压气机稳态特性是指在无旋转失速及其他非均匀性影响情况下压气机的稳态压升特性。该特性是压气机与扰动无关的轴对称特性，可以用三次曲线来描述：

$$\Psi_c = \Psi_{C0} + H[1 + \frac{3}{2}(\frac{\Phi}{W} - 1) + \frac{1}{2}(\frac{\Phi}{W} - 1)^3] \tag{2}$$

其中，Ψ_c表示压气机与扰动无关的轴对称特性，Ψ_{C0}表示$\Psi = 0$时的压升；Φ表示平均流量系数。

Φ_T是节流阀的平均流量系数，可以写成：

$$\Phi_T = \gamma_T\sqrt{\Psi} \tag{3}$$

其中，γ_T是节流阀参数。

通过上述压气机的数学模型可知，公式（1）所示的第一个方程表述为压气机系统局部位置的平衡方程，公式（1）所示的第二个方程表述为周向平均的平衡方程，公式（1）所示的第三个方程则为容腔至节流阀的质量连续方程。同时，根据压气机的基本原理和数学模型可知，当这三个变量的导数为$\dot{\Psi} = \dot{\Phi} = \dot{A} = 0$时，压气机系统处于平衡态，此时，该压气机系统的平衡点为节流阀特性线与压气机稳态特性线的交点。所述节流阀特性线为公式(3)所示，表示节流阀压升系数与流量系数之间的关系，由图 4 中给出；所述压气机稳态特性为公式(2)所示，表示在无旋转失速及其他非均匀性影响情况下压气机的压升系数与流量系数之间的关系，由图 4 给出。

S1.2 本发明采用紧联控制阀作为控制器的实际执行装置，紧联控制阀是一个紧贴压气机出口的阀门，该阀门的作用与压气机的作用一样都是压缩空气，相当于压气机出口处的一个纯压降，通过控制紧联控制阀从而改变压气机的压升和流量系数，进而影响压气机流场的动量和平均流量的变化，最终在控制律的作用下避免压气机进入失稳状态。然后将紧联控制阀引入步骤 1.1 的压气机模型中，最终推导出带有紧联控制阀的压气机系统模型如下：

$$\begin{cases} \frac{dA}{d\xi} = \frac{3\alpha H}{(1+m\alpha)W}A(1 - (\frac{\Phi}{W} - 1)^2 - \frac{1}{4}A) \\ \frac{d\Phi}{d\xi} = \frac{H}{l_c}(-\frac{\Psi - \Psi_{C0}}{H} + \frac{3}{2}(\frac{\Phi}{W} - 1)(1 - \frac{1}{2}A) - \frac{1}{2}(\frac{\Phi}{W} - 1)^3 + 1 - \frac{\Psi_v}{H}) \\ \frac{d\Psi}{d\xi} = \frac{1}{4B^2 l_c}(\Phi - \Phi_T) \end{cases} \tag{4}$$

其中，Ψ_v为紧连阀的压降，与节流阀相似，可以表示为如下二次曲线：

$$\Psi_v = \frac{1}{\gamma_v^2}\Phi^2 \tag{5}$$

其中，γ_v为紧联控制阀开度。

根据步骤 1.1 中对于压气机系统平衡态的描述，在引入紧联控制阀后，压气机的平衡点也因此发生改变。由于紧联控制阀与压气机出口间的距离足够短，使得两者之间的质量储存可以忽略不计。所以本发明可以将压气机与紧联控制阀看成一个等效压气机，此时，等效压气机压升等价于压气机压升减去紧联控制阀的压降。等效压气机的稳态特性$\Psi_{cm}(\Phi)$可以用压气机稳态特性$\Psi_c(\Phi)$与紧联控制阀的特性$\Psi_v(\Phi)$表示：

$$\Psi_{cm}(\Phi) = \Psi_c(\Phi) - \Psi_v(\Phi) \tag{6}$$

此时，压气机的平衡点变为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点。所述等效压气机稳态特性线如公式（6）所示，表示等效压气机的压升系数与流量系数之间的关系，由图 4 中给出。

S1.3 根据步骤 1.2 所构建的压气机模型可知，在未引入执行机构的情况下，压气机系统的平衡点为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点：

$$\Psi_c = \frac{1}{\gamma_T^2}\Phi_T^2 \tag{7}$$

而根据压气机的基本原理可知，当系统平衡点位于压气机稳态特性线中压比系数极大值点的左侧部分时，系统会在扰动的影响下进入失稳状态；当系统平衡点位于压气机稳态特性曲线中压比系数极大值点的右侧部分时，系统会始终保持稳定状态。而根据步骤 1.2 所构建的压气机模型可知，在引入紧联控制阀后，它可以使得压气机稳态特性线上移变为等效压气机稳态特性线，此时压气机系统的平衡点也变为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点：

$$\Psi_c - \Psi_v = \Psi_{cm} = \frac{1}{\gamma_T^2}\Phi_T^2 \tag{8}$$

其中，Ψ_c表示压气机与扰动无关的轴对称特性；Ψ_v表示紧联控制阀的压升系数与流量系数之间的关系特性；Ψ_{cm}表示等效压气机的稳态特性。

图 4 中展示了不同紧联控制阀开度下的压气机特性。从图中可以看出，紧联控制阀的引入使得系统平衡点保持在等效压气机稳态特性线极大值点的右边，由此也可以看出紧联控制阀可以使得步骤 1.2 所构建的压气机系统稳定。

S1.4 与其他物理系统一样，扰动将发生在压缩系统中。扰动的存在可能会影响压气机的稳定性，甚至可能会导致控制器不能正常工作。因此在设计主动控制器时，扰动的抑制也应在考虑范围内。压气机中的扰动主要分压力扰动和流量扰动。同时也分为时变扰动和偏移量。本专利考虑的是一种偏移量，偏移量是一个恒定的负质量流量/压力扰动使得压缩系统的平衡移到压缩图的不稳定区域，导致产生喘振或者旋转失速。其中压力偏移量可被认为是压气机

稳态特性中某种不确定性；而质量流量偏移量可被认为是节流阀中的某种不确定性。在引入这些扰动情况下，公式（4）所示的压气机系统模型变为：

$$\begin{cases} \frac{dA}{d\xi} = \frac{3\alpha H}{(1+m\alpha)W} A(1-(\frac{\Phi}{W}-1)^2-\frac{1}{4}A) \\ \frac{d\Phi}{d\xi} = \frac{H}{l_c}(-\frac{\Psi-\Psi_{C0}}{H}+\frac{3}{2}(\frac{\Phi}{W}-1)(1-\frac{1}{2}A)-\frac{1}{2}(\frac{\Phi}{W}-1)^3+1-\frac{u}{H}+\frac{d_\psi}{H}) \\ \frac{d\Psi}{d\xi} = \frac{1}{4B^2 l_c}(\Phi-\Phi_T-d_\phi) \end{cases} \tag{9}$$

其中，d_ψ表示压气机的压升外部扰动；d_ϕ表示压气机的流量外部扰动；u表示紧联控制阀输出，也是控制器输出。

S2 设计二阶滑模控制器

滑模变结构控制是一种具有较强鲁棒性的控制方法，它是通过采用控制切换法则，利用变结构的形式在不同的控制作用之间进行切换，从而产生一种“滑动模态”的状态轨迹，这种滑动模态运动对于参数摄动和外界扰动具有强鲁棒性。常规的滑模变结构控制因其变结构性质而产生抖振问题，而高阶滑模控制方法既保持了传统滑模的不变性的优点，同时也抑制了抖振，消除了相对阶的限制和提高了控制精度。

S2.1 高阶滑模实际上是在 Filippov 意义下，不连续动态系统的一种特殊类型的积分流形上的运动。

$$s = \dot{s} = \ddot{s} = \cdots = s^{(r-1)} = 0 \tag{10}$$

其中，s为滑动流形，也就是滑模面；$\dot{s}$为滑模面的一阶导数；$\ddot{s}$为滑模面的二阶导数；$s^{(r-1)}$为滑模面的 r-1 阶导数；r 为该动态系统的约束条件的维数.

也就是说通过上述式子构成该动态系统的 r 维约束条件，我们的目的是设计控制器满足这个约束条件，使得该 r 维滑动集非空，且假设他是 Filippov 意义下局部积分集，就是说它由不连续动态系统的 Filippov 轨迹组成。总之，若满足该等式，则称之为 r 阶滑模。

S2.2 二阶滑模

二阶滑模因为控制器结构简单且所需要的信息不多，成为目前应用最广泛的高阶滑模控制算法。在二阶滑模控制中方法，控制输入显式地出现在滑模面的二阶导数$\dot{s}$中，控制律的形式是基于s和$\dot{s}$或它们的符号函数的切换规律，保证系统的状态在有限时间内稳定于滑模面$s = \dot{s} = 0$上，但控制律本身却是连续的，从而有效的抑制了抖振。二阶滑模中最为常见的四种算法为 Twisting（螺旋）算法、Sub-Optimal（次优）算法、Prescribed Convergence Law （给定收敛律）算法和 Super-Twisting（超螺旋）算法。本发明所采用的二阶滑模算法中的 Super-Twisting（超螺旋）算法，其算法形式如下：

$$\begin{cases} u = -\lambda|s|^{\frac{1}{2}} sgn(s) + u_1 \\ \dot{u}_1 = -\beta\, sgn(s) \end{cases} \tag{11}$$

其中，u为控制器输出；λ为常数，为二阶滑模控制参数；s为滑模面；u_1为该二阶滑模控制器

中间变量，为变结构形式；β为常数，为变结构控制参数；$\dot{u}_1$为中间变量的导数；

当满足条件：

$$\begin{cases} \alpha > \dfrac{C}{K_m} \\ \lambda^2 > 2\dfrac{\alpha K_M + C}{K_m} \end{cases} \tag{12}$$

则 Super-Twisting（超螺旋）算法收敛。Super-Twisting（超螺旋）算法相轨迹如图 5 所示。

其中，C为常数；K_m为常数，C和K_m保证二阶滑模控制的有限时间稳定性；λ为二阶滑模控制参数。

S2.3 二阶滑模控制器设计

S2.3.1 针对上述系统（9），将其分成流量子系统和压升子系统。首先针对流量子系统设计滑模面s_1：

$$s_1 = \Phi - \Phi_0 \tag{13}$$

其中，Φ为平均流量系数；Φ_0为目标流量值；

对滑模面求导可得：

$$\dot{s} = \frac{1}{l_c}(\Psi_C(\Phi) - u - \Psi + d_\Psi(\xi)) - \frac{1}{l_c}u \tag{14}$$

继续对滑模面求二阶导数：

$$\ddot{s} = \frac{1}{l_c}(\dot{\Psi}_C(\Phi)\dot{\Phi} - \dot{u} - \dot{\Psi} + \dot{d}_\Psi(\xi)) - \ddot{\Phi}_0(\xi) \tag{15}$$

设计控制律为：

$$\begin{cases} u = -\lambda|s|^{\frac{1}{2}}sgn(s) + \sigma \\ \dot{\sigma} = -\beta\, sgn(s) + \Delta \end{cases} \tag{16}$$

其中，σ为二阶滑模控制器中间变量；Δ为系统外部扰动；

然后，在超螺旋算法中增加线性项来提高控制器的收敛速度：

$$\begin{cases} u = -\eta_1|s|^{\frac{1}{2}}sgn(s) - \eta_2 s + \sigma \\ \dot{\sigma} = -\eta_3\, sgn(s) - \eta_4 s + \dot{\Delta} \end{cases} \tag{17}$$

S2.3.2 证明该控制律的稳定性，定义 Lyapunov 函数为：

$$V = 2\eta_3|s| + \eta_4 s^2 + 0.5\sigma^2 + 0.5\left(\eta_1|s|^{0.5}\,\mathrm{sgn}(s) + \eta_2 s - \sigma\right)^2 \tag{18}$$

其中，η_1、η_2、η_3、η_4为常数，表示快速超螺旋控制器参数；σ表示该控制器中间变量，为变结构形式。

写成如下二次型形式：

$$
\begin{aligned}
&V=\Gamma^{\mathrm{T}}Q\Gamma,\\
&\Gamma=\left[\,|s|^{0.5}\,\mathrm{sgn}(s)\quad s\quad \sigma\,\right]^{\mathrm{T}},\\
&Q=\frac{1}{2}\begin{bmatrix}4\eta_3+\eta_1^2 & \eta_1\eta_2 & -\eta_1\\ \eta_1\eta_2 & 2\eta_4+\eta_2^2 & -\eta_2\\ -\eta_1 & -\eta_2 & 2\end{bmatrix}
\end{aligned}
\tag{19}
$$

Lyapunov 函数满足如下关系式:

$$
\begin{cases}\lambda_{\min}\{Q\}\,\|\Gamma\|_2^2\leqslant V(t)\leqslant\lambda_{\max}\{Q\}\,\|\Gamma\|_2^2,\\ \|\Gamma\|_2^2=|s|+s^2+\sigma^2\end{cases}
\tag{20}
$$

其中，$\|\Gamma\|_2$为Γ的二范数；$\lambda_{\min}\{Q\}$，$\lambda_{\max}\{Q\}$分别为矩阵Q的最小特征值和最大特征值，可知$\lambda_{\min}\{Q\}>0$，$\lambda_{\max}\{Q\}>0$. 对 Lyapunov 函数求导可得：

$$
\begin{aligned}
&\dot V=-\frac{1}{|s|^{0.5}}\Gamma^{\mathrm{T}}A\Gamma-\Gamma^{\mathrm{T}}B\Gamma+P^{\mathrm{T}}\Gamma\dot\Delta,\\
&A=\frac{\eta_1}{2}\begin{bmatrix}2\eta_3+\eta_1^2 & 0 & -\eta_1\\ 0 & 2\eta_4+5\eta_2^2 & -3\eta_2\\ -\eta_1 & -3\eta_2 & 1\end{bmatrix},\\
&B=\eta_2\begin{bmatrix}\eta_3+2\eta_1^2 & 0 & 0\\ 0 & \eta_4+\eta_2^2 & -\eta_2\\ 0 & -\eta_2 & 1\end{bmatrix},\\
&P=\left[-\eta_1-\eta_2\quad 2\right]^{\mathrm{T}}.
\end{aligned}
\tag{21}
$$

其中有$P^{\mathrm{T}}\Gamma\dot\Delta$如下形式：

$$
\begin{aligned}
&P^{\mathrm{T}}\Gamma\dot\Delta=\frac{1}{|s|^{0.5}}\Gamma^{\mathrm{T}}C\Gamma,\\
&C=\begin{bmatrix}-\eta_1\dot\Delta\,\mathrm{sgn}(s) & -0.5\eta_2\dot\Delta\,\mathrm{sgn}(s) & \dot\Delta\,\mathrm{sgn}(s)\\ -0.5\eta_2\dot\Delta\,\mathrm{sgn}(s) & 0 & 0\\ \dot\Delta\,\mathrm{sgn}(s) & 0 & 0\end{bmatrix}
\end{aligned}
\tag{22}
$$

由式子（21）和（22）可得：

$$
\dot V=-\frac{1}{|s|^{0.5}}\Gamma^{\mathrm{T}}(A-C)\Gamma-\Gamma^{\mathrm{T}}B\Gamma
\tag{23}
$$

如果$\Gamma^{\mathrm{T}}(A-C)\Gamma$和$\Gamma^{\mathrm{T}}B\Gamma$都为正定二次型，则$\dot V<0$，其充分必要条件是矩阵$A-C$和$B$所有的顺序主子式都大于 0，由$|\dot\Delta|\leqslant\Phi$推导可得

$$
\eta_1>5^{0.25}\Phi^{0.5},\eta_2>0,\eta_3>\Phi,\eta_4>\frac{8\eta_2^2\eta_3+22\eta_2^2\Phi+9\eta_1^2\eta_2^2}{4\eta_3-4\Phi}
\tag{24}
$$

当$\eta1,\eta2,\eta3,\eta4$为常数且取值满足式（24）时，矩阵 A-C 和 B 的特征值都大于 0，由式子（23）可得

$$\dot{V} \leqslant -\frac{1}{|s|^{0.5}}\lambda_{\min}\{A-C\}\|\Gamma\|_2^2 - \lambda_{\min}\{B\}\|\Gamma\|_2^2 \tag{25}$$

其中: 系数$\lambda\min\{A-C\}>0, \lambda\min\{B\}>0$ 分别为矩阵 A-C 和 B 的最小特征值. 由式（20）可得

$$|s|^{0.5} \leq \|\Gamma\|_2 \leq V^{0.5} / \lambda_{\min}^{0.5}\{Q\} \tag{26}$$

由式子（20），（25）和（26）可得：

$$\begin{aligned} &\dot{V} \leq -\xi_1 V^{0.5} - \xi_2 V, \\ &\xi_1 = \frac{\lambda_{\min}^{0.5}\{Q\}\lambda_{\min}\{A-C\}}{\lambda_{\max}\{Q\}} > 0, \\ &\xi_2 = \frac{\lambda_{\min}\{B\}}{\lambda_{\max}\{Q\}} > 0. \end{aligned} \tag{27}$$

由于式（27）的参数$\xi1$ 和$\xi2$ 都大于 0, 可知系统状态在有限时间内收敛到$s=0$，$\sigma=0$，由表达式（17）可知$s=\dot{s}=0$。受扰快速 super twisting 算法在有限时间内收敛到$s=\dot{s}=0$，且收敛时间满足

$$T \leq \frac{2}{\xi_2}\ln\frac{\xi_2 V(0)^{0.5}+\xi_1}{\xi_1} \tag{28}$$

因此，系统状态可在有限时间收敛到目标平衡点。所以得出，所设计的控制器可以使得整个压气机系统的稳定性。

由式(27)可知, 当 Lyapunov 函数距离平衡点较近时，非线性项$\xi_1 V^{0.5}$远大于线性项$\xi_2 V$，收敛速度主要由非线性项$\xi_1 V^{0.5}$决定，其 Lipschitz 性质使得系统的收敛速度很快。当 Lyapunov 函数距离平衡点较远时，线性项$\xi_2 V$ 远大于非线性项$\xi_1 V^{0.5}$，收敛速度主要由线性项$\xi_2 V$ 决定，为指数收敛。非线性项与线性项的结合，使本文的快速 super twisting 算法具有很快的收敛速度。

以上即为本发明所设计的一种基于反演滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统的主要设计及计算过程。通过本发明设计的航空发动机喘振主动控制系统，该方法采用二阶滑模控制方法，既增加系统对非匹配不确定性的鲁棒性，又削弱了滑模控制中抖振问题的影响，然后在使用超螺旋算法中增加线性项，具有比普通 super twisting 算法更优良的收敛特性；解决了滑模控制器中存在的抖振问题，克服了抖振引起的压气机喘振问题，扩大了喘振主动控制器的有效工作范围，从而实现航空发动机轴流压气机在更宽的工作范围内的稳定工作，很大程度上提高了喘振主动控制的成功率和压气机的稳定性，提高了航空发动机的安全性和可靠性。

附图说明

图 1 为基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统设计流程图；

图 2 为基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统结构示意图；

图 3 为本发明的某实施例中基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统结构图；

图 4 为引入紧联控制阀后不同喷气流量系数下压气机特性示意图，其中实线表示压气机未引入紧联控制阀的稳态特性曲线；点划线表示压气机引入紧联控制阀后，且紧联控制阀开度$\gamma_v = 1.6$时压气机的等效稳态特性曲线；虚线表示压气机引入紧联控制阀后，且紧联控制阀开度$\gamma_v = 2.16$时压气机的等效稳态特性曲线；两条点线表示节流阀开度为$\gamma_T = 0.7$和$\gamma_T = 0.62$时节流阀特性曲线。

图 5 为无扰动情况下喘振主动控制过程，其中图(a)为本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器在无扰动情况下实施控制时，局部压气机流量系数的变化过程；图(b)为本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器在无扰动情况下实施控制时，压气机总压升系数的变化过程；图(c)为本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器在无扰动情况下实施控制时，一阶模态幅值的变化过程。

图 6 为有扰动情况下喘振主动控制过程，其中图(a)为本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器在有白噪声扰动情况下实施控制时，局部压气机流量系数的变化过程；图(b)为本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器在有白噪声扰动情况下实施控制时，压气机总压升系数的变化过程；图(c)为本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器在有白噪声扰动情况下实施控制时，一阶模态幅值的变化过程。

具体实施方式

下面结合附图及本发明实施例，对本发明内容进行进一步说明。

一种基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统，该控制系统主要包括建立带有执行机构的压气机模型、设计二阶滑模控制器两部分，基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统的设计流程图如图 1 所示。

图 2 为基于反演滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统的结构示意图。从图中可以看出，控制器主要包含建立带有执行机构的压气机模型、设计二阶滑模控制器两部分。

图 3 为本实施例中基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统的结构图。

其具体实施过程包括以下步骤：

S1 压气机模型是该航空发动机喘振主动控制系统设计的基础，压气机模型用于描述压比、平均流量和流量扰动的动态变化，为主动稳定控制系统分析判断压气机失稳和控制律设计提供依据。压气机的执行机构是作为控制器的主要执行单元，通过施加主动控制影响压气机的压升和流量使得系统稳定。本发明所采用的带独立气源的喷气装置作为执行机构，其具体实现过程如下：

S1.1 本发明所采用的是一阶空间傅里叶截断的压气机 Moore-Gretizer 模型，该数学模型

如下所示：

$$\begin{cases} \dfrac{dA}{d\xi} = \dfrac{3\alpha H}{(1+m\alpha)W} A\left(1-\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^2-\dfrac{1}{4}A\right) \\ \dfrac{d\Phi}{d\xi} = \dfrac{H}{l_c}\left(-\dfrac{\Psi-\Psi_{C0}}{H}+\dfrac{3}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)\left(1-\dfrac{1}{2}A\right)-\dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^3+1\right) \\ \dfrac{d\Psi}{d\xi} = \dfrac{1}{4B^2 l_c}(\Phi-\Phi_T) \end{cases} \tag{29}$$

其中，Φ为压气机系统的平均流量系数，Ψ为压气机系统的总静压升系数，A为一阶模态幅值，Φ_T为节流阀的平均流量系数，方程中其他参数均为压气机固有参数，在此选取以下数值：$\Psi_{C0}=0.30$，$H=0.14$，$W=0.25$，$l_C=8.0$，$\alpha=1/3.5$，$m=1.75$。

根据压气机的基本原理和数学模型可知，当这三个变量的导数为$\dot{\Psi}=\dot{\Phi}=\dot{A}=0$时，系统处于平衡态，此时，该压气机系统的平衡点为节流阀特性线与压气机稳态特性线的交点。

S1.2 本发明所采用的执行机构是紧联控制阀，它是一个紧贴压气机出口的阀门，该阀门的作用与压气机的作用一样都是压缩空气，相当于压气机出口处的一个纯压降，通过控制紧联控制阀从而改变压气机的压升和流量系数，进而影响压气机流场的动量和平均流量的变化，最终在控制律的作用下避免压气机进入失稳状态。因此将其引入的步骤 1.1 的压气机模型，推导可得带紧联控制阀的压气机系统模型如下：

$$\begin{cases} \dfrac{dA}{d\xi} = \dfrac{3\alpha H}{(1+m\alpha)W} A\left(1-\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^2-\dfrac{1}{4}A\right) \\ \dfrac{d\Phi}{d\xi} = \dfrac{H}{l_c}\left(-\dfrac{\Psi-\Psi_{C0}}{H}+\dfrac{3}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)\left(1-\dfrac{1}{2}A\right)-\dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^3+1-\dfrac{\Psi_v}{H}\right) \\ \dfrac{d\Psi}{d\xi} = \dfrac{1}{4B^2 l_c}(\Phi-\Phi_T) \end{cases} \tag{30}$$

其中Ψ_v为喷气装置带来的压升效应。

根据步骤 1.1 中对于压气机系统平衡态的描述，在引入喷气装置后，压气机的平衡点也因此发生改变。此时，喷气装置的作用相当于压气机进口处的纯压升，因此，可以将压气机与喷气装置看作为一个等效的压气机。此时，压气机的平衡点变为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点。

S1.3 根据压气机的基本原理和数学模型可知，在未引入执行机构的情况下，压气机系统的平衡点为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点。当系统平衡点位于压气机稳态特性曲线中压比系数极大值点的左侧部分时，系统处于失稳状态；否则，系统稳定。系统的平衡点为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点。当系统平衡点交于压气机稳态特性曲线压比系数极大值点的左边，则系统进入失稳状态，否则，系统稳定。在引入紧联控制阀后，它可以使得压气机稳态特性线上移变为等效压气机稳态特性线，此时压气机系统的平衡点也变为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点。图 4 为不同紧联控制阀开度下的压气机特性。从图中可以看出，紧联控制阀的引入使得系统平衡点保持在等效压气机稳态特性线极大值点的右边，从而得出紧联控制阀可以使得步骤 1.2 所构建的压气机系统稳定。

S1.4 与其他物理系统一样，扰动将发生在压缩系统中。压气机中的扰动主要分压力扰动和流量扰动。同时也分为时变扰动和偏移量。本发明考虑的是一种偏移量，偏移量是一个恒定的负质量流量/压力扰动使得压缩系统的平衡移到压缩图的不稳定区域，导致产生喘振或者旋转失速。其中压力偏移量可被认为是压气机稳态特性中某种不确定性；而质量流量偏移量可被认为是节流阀中的某种不确定性。

S2 滑模变结构控制是一种具有较强鲁棒性的控制方法，它是通过采用控制切换法则在不同的控制作用之间进行切换，从而产生一种“滑动模态”的状态轨迹，这种滑动模态运动对于参数摄动和外界扰动具有强鲁棒性。常规的滑模变结构控制因其变结构性质而产生抖振问题，而高阶滑模控制方法在传统滑模的基础上有效抑制了抖振，所以采用高阶滑模算法设计控制器。具体实现过程如下：

S2.1 高阶滑模实际上是在 Filippov 意义下，不连续动态系统的一种特殊类型的积分流形上的运动。高阶滑模控制器设计目的就是满足 r 维滑动集非空，也称之为为 r 阶滑模。当 r=2 时，为二阶滑模。本实施例采用的二阶滑模算法中的 Super-Twisting（超螺旋）算法，其算法形式如下：

$$\begin{cases} u = -\lambda |s|^{\frac{1}{2}} sgn(s) + u_1 \\ \dot{u}_1 = -\alpha\, sgn(s) \end{cases} \tag{31}$$

然后针对流量误差设计滑模面，并设计快速 Super-Twisting 控制律，也就是在其基础上增加线性项来提高控制器的收敛速度，算法形式如下：

$$\begin{cases} u = -\eta_1 |s|^{\frac{1}{2}} sgn(s) - \eta_2 s + \sigma \\ \dot{\sigma} = -\eta_3\, sgn(s) - \eta_4 s \end{cases} \tag{32}$$

其中具体参数如下：

$$\eta_1 = 10, \eta_2 = 10, \eta_3 = 20, \eta_4 = 5 \tag{33}$$

本实施案例的仿真计算结果如图 5、图 6 所示：图 5 为无扰动情况下的喘振主动控制过程，其中图 5(a)为本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器在无扰动情况下实施控制时，局部压气机流量系数的变化过程；图 5(b)为本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器在无扰动情况下实施控制时，压气机总压升系数的变化过程；图 5(c)为本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器在无扰动情况下实施控制时，一阶模态幅值的变化过程。将本发明所提出的快速超螺旋二阶控制器与螺旋算法二阶控制器做对比，从图中可以看出，该快速超螺旋二阶控制器有效提高了各个状态的收敛速度。

图 6 为有扰动情况下的喘振主动控制过程，其中图 $6(a)$、图$6(b)$以及图 $6(c)$的意义与图 5 中所描述的相同。该扰动是一个白噪声扰动，在该扰动的影响下，快速超螺旋二阶控制器

与螺旋算法二阶控制器均未发生抖振，两个控制器都可以避免压气机进入喘振，相比于螺旋算法二阶控制器，所设计的快速超螺旋二阶控制器有效提高了各个变量的收敛速度，同时，受扰动影响更小，稳定误差更小，因此可以看出所设计的快速超螺旋二阶控制器提高了系统的收敛速度和稳态跟踪精度，具有更强的抗干扰性和鲁棒性。

以上所述实施例仅表达本发明的实施方式，但并不能因此而理解为对本发明专利的范围的限制，应当指出，对于本领域的技术人员来说，在不脱离本发明构思的前提下，还可以做出若干变形和改进，这些均属于本发明的保护范围。

权 利 要 求 书

1.一种基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统，其特征在于，所述的航空发动机喘振主动控制系统包括建立带有执行机构的压气机模型、设计二阶滑模控制器两部分，其各部分设计过程包括以下步骤：

步骤 S1 建立带有执行机构的压气机模型；

步骤 S2 设计二阶滑模控制器。

2.根据权利要求 1 所述的一种基于二阶滑模控制的航空发动机喘振主动控制系统，其特征在于，所述的步骤 S1、步骤 S2 具体如下：

步骤 S1 建立带有执行机构的压气机模型，具体如下：

S1.1 采用一阶空间傅里叶截断的压气机 Moore-Gretizer 模型，其模型如下所示：

$$\begin{cases} \dfrac{dA}{d\xi} = \dfrac{3\alpha H}{(1+m\alpha)W} A\left(1-\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^2-\dfrac{1}{4}A\right) \\ \dfrac{d\Phi}{d\xi} = \dfrac{H}{l_c}\left(-\dfrac{\Psi-\Psi_{C0}}{H}+\dfrac{3}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)\left(1-\dfrac{1}{2}A\right)-\dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^3+1\right) \\ \dfrac{d\Psi}{d\xi} = \dfrac{1}{4B^2 l_c}\left(\Phi-\Phi_T\right) \end{cases} \tag{1}$$

其中，Ψ是压气机系统总静压升系数；Φ是平均流量系数，Φ_T表示节流阀的平均流量系数；A是失速扰动幅值的平方，也就是轴向扰动速度系数，用于描述压气机流量的周向不对称程度，可以体现出压气机的工作状态以及周向特性；Ψ_{C0}, H, W是压气机稳态特性参数，分别表示$\Psi=0$时的压升、压气机稳态特性曲线的半高、压气机稳态特性曲线的半宽；l_c, m, α以及 B 都是压气机结构参数：B表示 Greitzer-B 参数，用于判断压气机失稳状态；l_c表示压气机及其上、下游管道的有效长度；α表示压气机级平均滞后的大小；ξ表示无量纲时间；m表示表征出口管道长度的参数；

压气机稳态特性是压气机与扰动无关的轴对称特性，采用三次曲线进行描述：

$$\Psi_c = \Psi_{C0} + H\left[1+\frac{3}{2}\left(\frac{\Phi}{W}-1\right)+\frac{1}{2}\left(\frac{\Phi}{W}-1\right)^3\right] \tag{2}$$

其中，Ψ_c表示压气机与扰动无关的轴对称特性，Ψ_{C0}表示$\Psi=0$时的压升；Φ表示平均流量系数；

Φ_T是节流阀的平均流量系数，可以写成：

$$\Phi_T = \gamma_T\sqrt{\Psi} \tag{3}$$

其中，γ_T是节流阀参数；

通过上述压气机模型可知，公式（1）中第一个方程表述为压气机系统局部位置的平衡方程，公式（1）中第二个方程表述为周向平均的平衡方程，公式（1）中第三个方程则为容腔至节流阀的质量连续方程；同时，当三个变量的导数为$\dot{\Psi}=\dot{\Phi}=\dot{A}=0$时，压气机系统处于平衡态，此时，该压气机系统的平衡点为节流阀特性线与压气机稳态特性线的交点；所述节流阀特性线为公式（3）所示，表示节流阀压升系数与流量系数之间的关系；所述压气机稳态

特性为公式（2）所示，表示在无旋转失速及其他非均匀性影响情况下压气机的压升系数与流量系数之间的关系；

S1.2 采用紧联控制阀作为控制器的实际执行装置，通过控制紧联控制阀改变压气机的压升和流量系数，进而影响压气机流场的动量和平均流量的变化，最终在控制律的作用下避免压气机进入失稳状态；将紧联控制阀引入步骤 S 1.1 的压气机模型中，最终推导出带有紧联控制阀的压气机系统模型如下：

$$\begin{cases} \dfrac{dA}{d\xi} = \dfrac{3\alpha H}{(1+m\alpha)W} A\left(1-\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^2-\dfrac{1}{4}A\right) \\ \dfrac{d\Phi}{d\xi} = \dfrac{H}{l_c}\left(-\dfrac{\Psi-\Psi_{C0}}{H}+\dfrac{3}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)\left(1-\dfrac{1}{2}A\right)-\dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\Phi}{W}-1\right)^3+1-\dfrac{\Psi_v}{H}\right) \\ \dfrac{d\Psi}{d\xi} = \dfrac{1}{4B^2 l_c}(\Phi-\Phi_T) \end{cases} \tag{4}$$

其中，Ψ_v为紧连阀的压降，与节流阀相似，可以表示为如下二次曲线：

$$\Psi_v = \frac{1}{\gamma_v^2}\Phi^2 \tag{5}$$

其中，γ_v为紧联控制阀开度；

根据步骤 1.1 中对于压气机系统平衡态的描述，在引入紧联控制阀后，压气机的平衡点也因此发生改变；将压气机与紧联控制阀看成一个等效压气机，此时，等效压气机压升等价于压气机压升减去紧联控制阀的压降；等效压气机的稳态特性$\Psi_{cm}(\Phi)$用压气机稳态特性$\Psi_c(\Phi)$与紧联控制阀的特性$\Psi_v(\Phi)$表示：

$$\Psi_{cm}(\Phi) = \Psi_c(\Phi) - \Psi_v(\Phi) \tag{6}$$

此时，压气机的平衡点变为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点；所述等效压气机稳态特性线如公式（6）所示，表示等效压气机的压升系数与流量系数之间的关系；

S1.3 根据步骤 1.2 所构建的压气机模型可知，在未引入执行机构的情况下，压气机系统的平衡点为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点：

$$\Psi_c = \frac{1}{\gamma_T^2}\Phi_T^2 \tag{7}$$

根据步骤 1.2 所构建的压气机模型可知，在引入紧联控制阀后，使得压气机稳态特性线上移变为等效压气机稳态特性线，此时压气机系统的平衡点也变为节流阀特性线与等效压气机稳态特性线的交点：

$$\Psi_c - \Psi_v = \Psi_{cm} = \frac{1}{\gamma_T^2}\Phi_T^2 \tag{8}$$

其中，Ψ_c表示压气机与扰动无关的轴对称特性；Ψ_v表示紧联控制阀的压升系数与流量系数之间的关系特性；Ψ_{cm}表示等效压气机的稳态特性；

S1.4 在引入这些扰动情况下，公式（4）所示的压气机系统模型变为：

$$\begin{cases} \frac{dA}{d\xi} = \frac{3\alpha H}{(1+m\alpha)W} A(1-(\frac{\Phi}{W}-1)^2-\frac{1}{4}A) \\ \frac{d\Phi}{d\xi} = \frac{H}{l_c}(-\frac{\Psi-\Psi_{C0}}{H}+\frac{3}{2}(\frac{\Phi}{W}-1)(1-\frac{1}{2}A)-\frac{1}{2}(\frac{\Phi}{W}-1)^3+1-\frac{u}{H}+\frac{d_\psi}{H}) \\ \frac{d\Psi}{d\xi} = \frac{1}{4B^2 l_c}(\Phi-\Phi_T-d_\phi) \end{cases} \tag{9}$$

其中，d_ψ表示压气机的压升外部扰动；d_ϕ表示压气机的流量外部扰动；u表示紧联控制阀输出，也是控制器输出；

S2 设计二阶滑模控制器，具体如下：

S2.1 通过公式（10）构成该动态系统的 r 维约束条件，设计控制器满足该约束条件，则称之为 r 阶滑模；

$$s = \dot{s} = \ddot{s} = \cdots = s^{(r-1)} = 0 \tag{10}$$

其中，s为滑动流形，也就是滑模面；$\dot{s}$为滑模面的一阶导数；$\ddot{s}$为滑模面的二阶导数；$s^{(r-1)}$为滑模面的 r-1 阶导数；r 为该动态系统的约束条件的维数；

S2.2 二阶滑模

采用二阶滑模算法中的 Super-Twisting 超螺旋算法，其算法形式如下：

$$\begin{cases} u = -\lambda|s|^{\frac{1}{2}} sgn(s) + u_1 \\ \dot{u}_1 = -\beta\, sgn(s) \end{cases} \tag{11}$$

其中，u为控制器输出；λ为常数，为二阶滑模控制参数；s为滑模面；u_1为该二阶滑模控制器中间变量，为变结构形式；β为常数，为变结构控制参数；$\dot{u}_1$为中间变量的导数；

当满足条件：

$$\begin{cases} \alpha > \dfrac{C}{K_m} \\ \lambda^2 > 2\dfrac{\alpha K_M + C}{K_m} \end{cases} \tag{12}$$

则 Super-Twisting 算法收敛；

其中，C为常数；K_m为常数，C和K_m保证二阶滑模控制的有限时间稳定性；λ为二阶滑模控制参数；

S2.3 二阶滑模控制器设计

S2.3.1 针对公式（9）所示的压气机系统模型，将其分成流量子系统和压升子系统；首先针对流量子系统设计滑模面s_1：

$$s_1 = \Phi - \Phi_0 \tag{13}$$

其中，Φ为平均流量系数；Φ_0为目标流量值；

依次对滑模面求导、对滑模面求二阶求导后，设计控制律为：

$$\begin{cases} u = -\lambda|s|^{\frac{1}{2}} sgn(s) + \sigma \\ \dot{\sigma} = -\beta\, sgn(s) + \Delta \end{cases} \tag{16}$$

其中，σ为二阶滑模控制器中间变量；Δ为系统外部扰动；

在超螺旋算法中增加线性项来提高控制器的收敛速度：

$$\begin{cases} u = -\eta_1 |s|^{\frac{1}{2}} sgn(s) - \eta_2 s + \sigma \\ \dot{\sigma} = -\eta_3 \, sgn(s) - \eta_4 s + \dot{\Delta} \end{cases} \tag{17}$$

S2.3.2 通过验证控制律的稳定性，系统状态可在有限时间收敛到目标平衡点，所设计的控制器可以使整个压气机系统的稳定性。

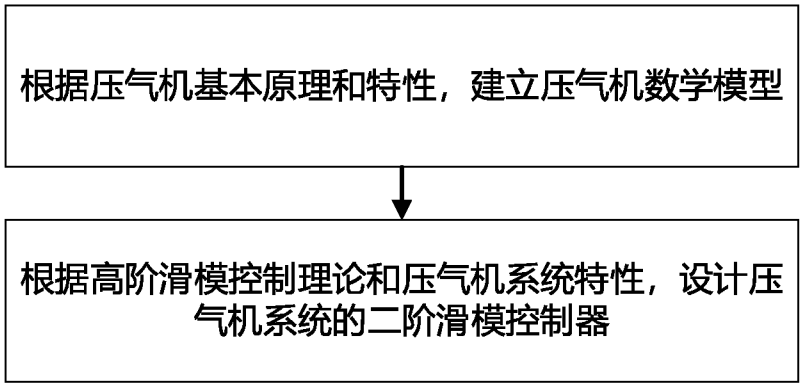

根据压气机基本原理和特性，建立压气机数学模型
根据高阶滑模控制理论和压气机系统特性，设计压气机系统的二阶滑模控制器

图 1

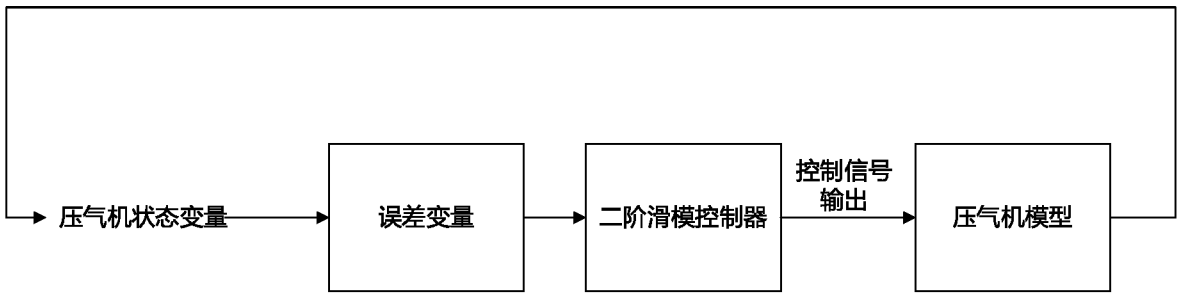

压气机状态变量
误差变量
二阶滑模控制器
控制信号输出
压气机模型

图 2

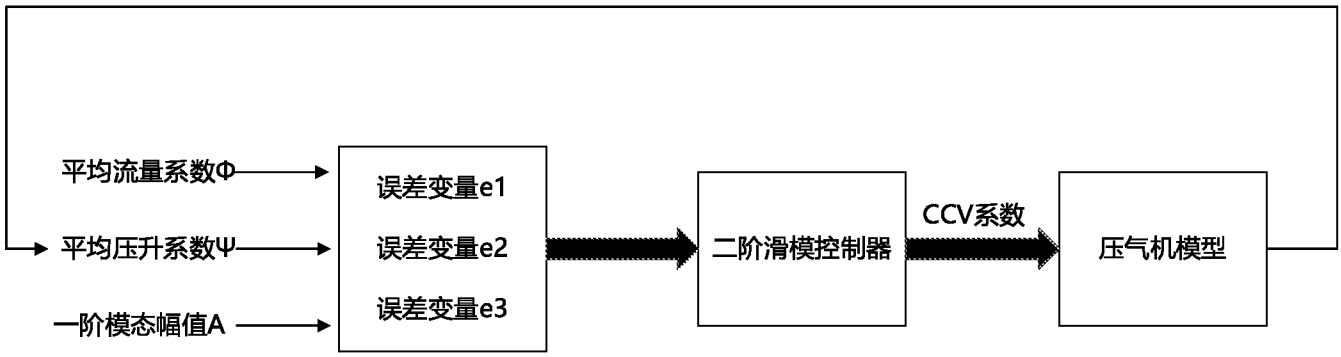

平均流量系数Φ
平均压升系数Ψ
一阶模态幅值A
误差变量e1
误差变量e2
误差变量e3
二阶滑模控制器
CCV系数
压气机模型

图 3

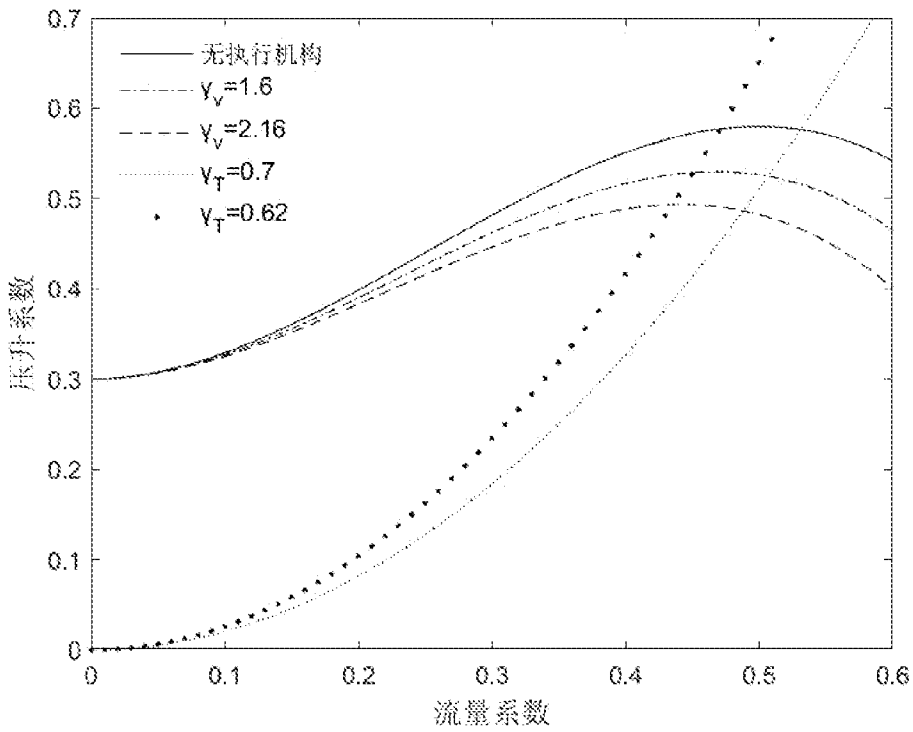

无执行机构
γ_V=1.6
γ_V=2.16
γ_T=0.7
γ_T=0.62
压升系数
流量系数
0
0.1
0.2
0.3
0.4
0.5
0.6
0.7

图 4

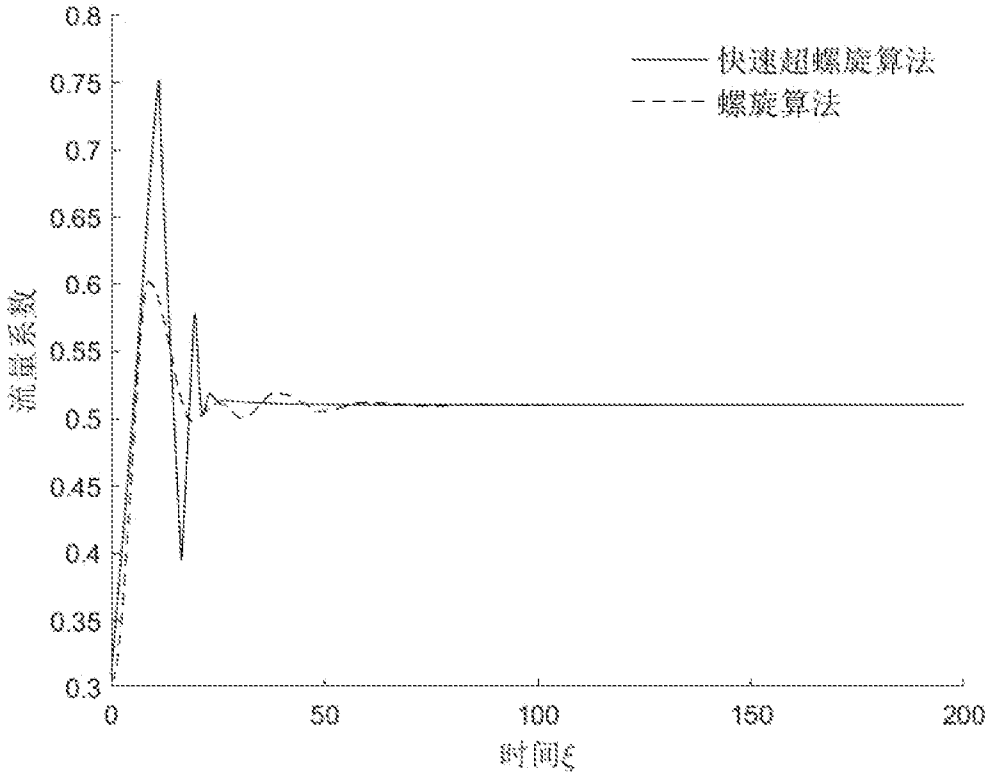

快速超螺旋算法
螺旋算法
流量系数
时间ξ
0.3
0.35
0.4
0.45
0.5
0.55
0.6
0.65
0.7
0.75
0.8
0
50
100
150
200

图 5 (a)

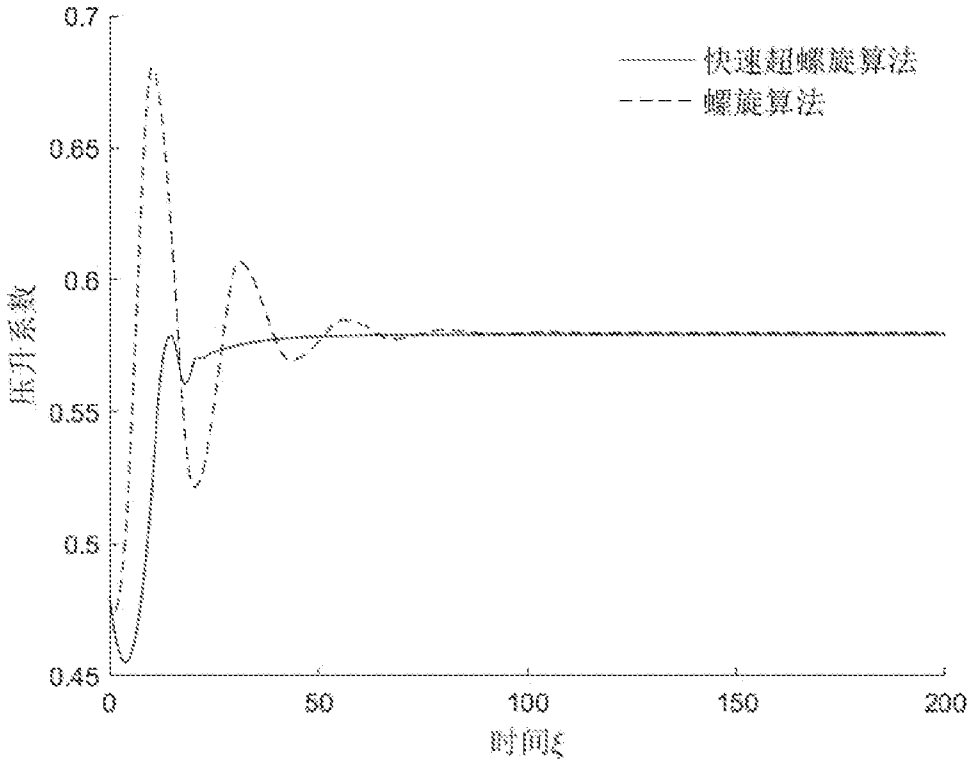

0.7
0.65
0.6
0.55
0.5
0.45
压升系数
0
50
100
150
200
时间ξ
快速超螺旋算法
螺旋算法

图 5 (b)

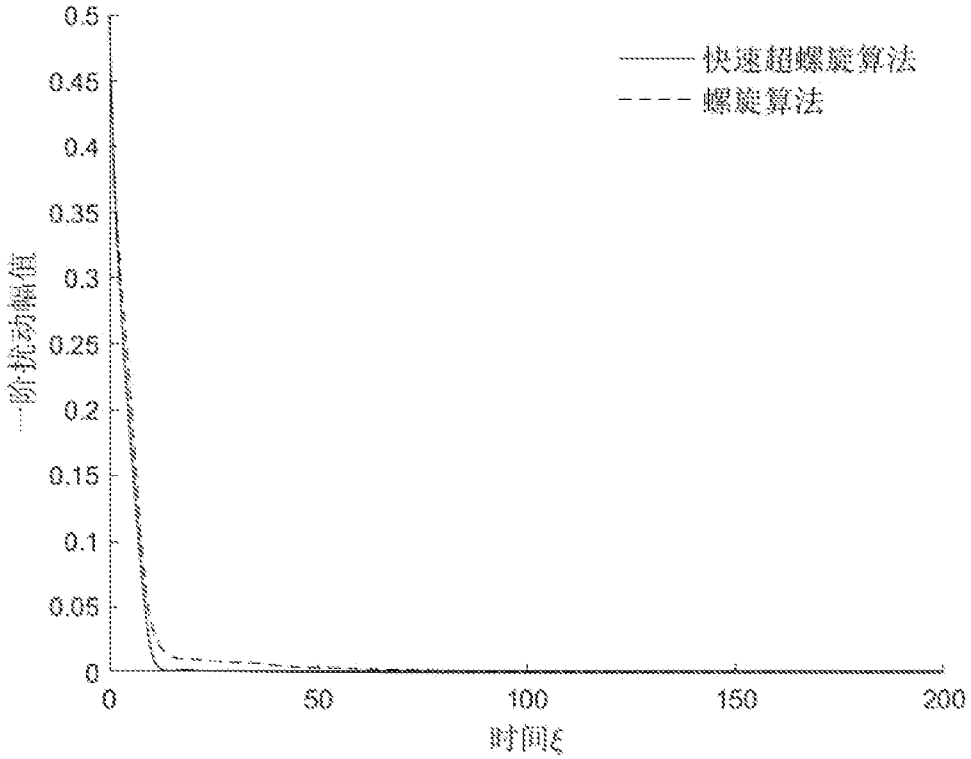

0.5
0.45
0.4
0.35
0.3
0.25
0.2
0.15
0.1
0.05
0
一阶扰动幅值
0
50
100
150
200
时间ξ
快速超螺旋算法
螺旋算法

图 5 (c)

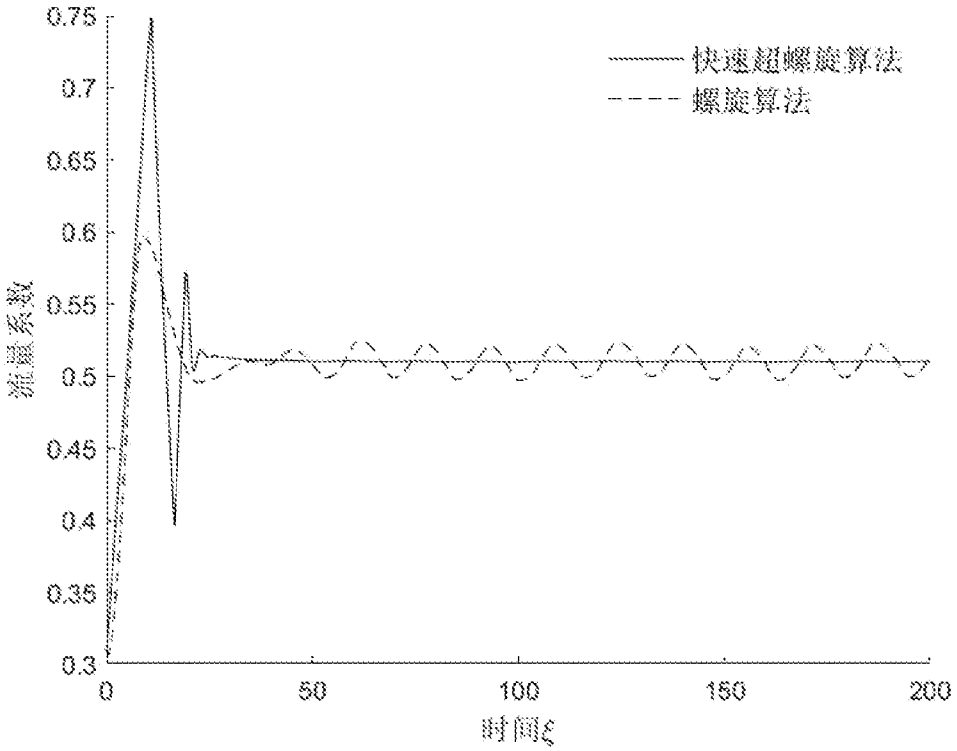

0.75
0.7
0.65
0.6
0.55
0.5
0.45
0.4
0.35
0.3
流量系数
0
50
100
150
200
时间ξ
快速超螺旋算法
螺旋算法

图 6 (a)

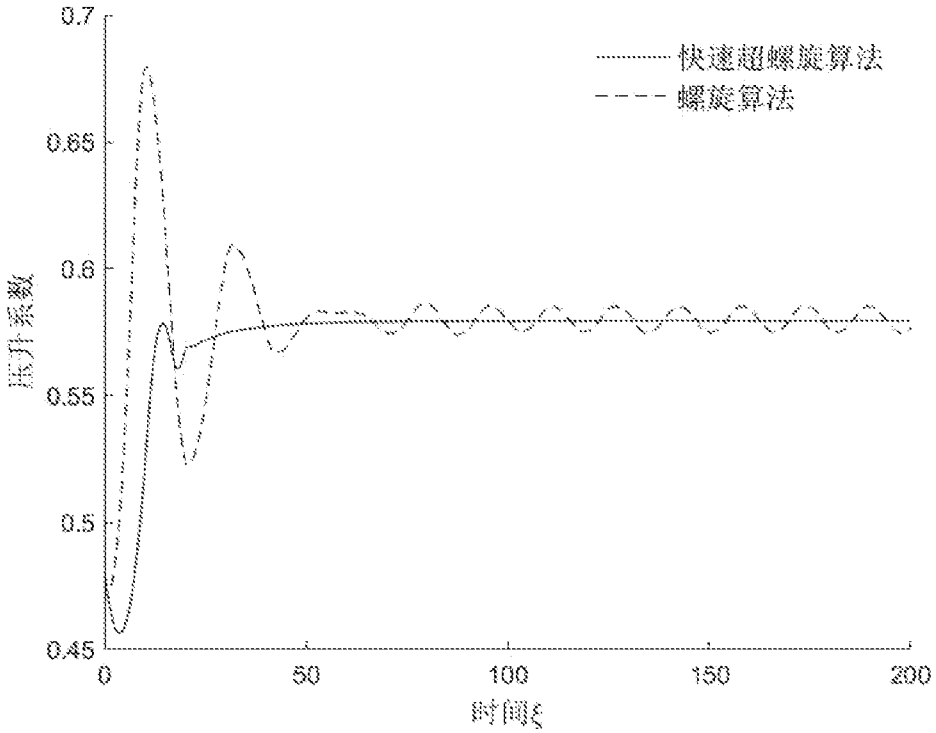

0.7
0.65
0.6
0.55
0.5
0.45
压力系数
0
50
100
150
200
时间ξ
快速超螺旋算法
螺旋算法

图 6 (b)

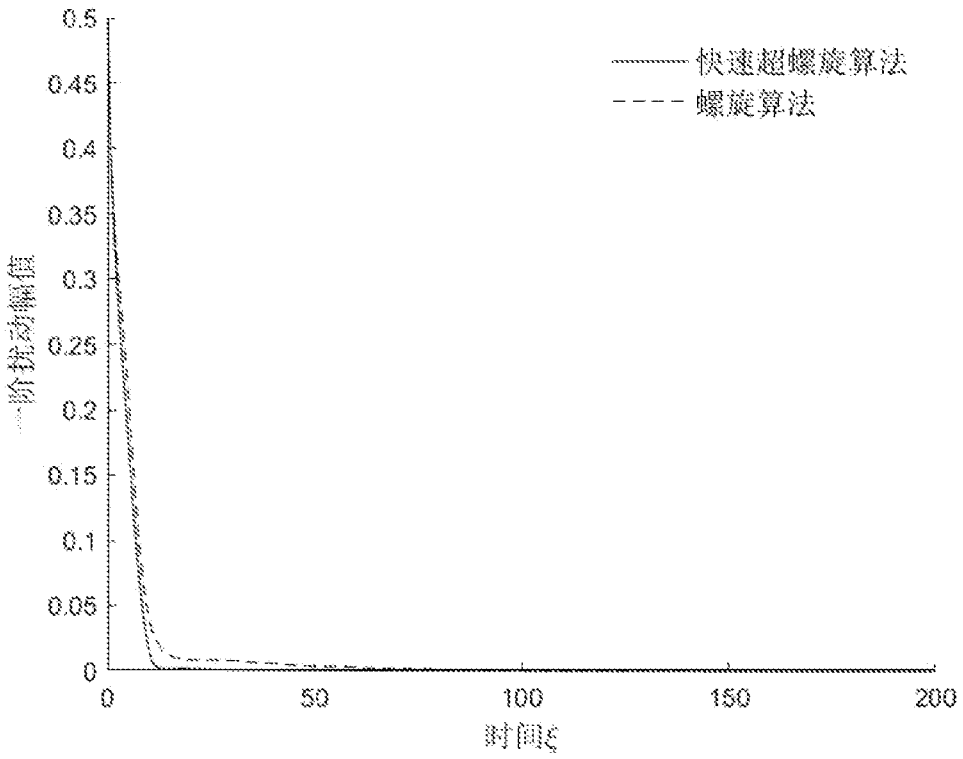

0.5
0.45
0.4
0.35
0.3
0.25
0.2
0.15
0.1
0.05
0
0
50
100
150
200
时间ζ
快速超螺旋算法
螺旋算法

图 6 (c)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2024/070334

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G05B13/04(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC: G05B13/-

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNKI, IEEE, CNTXT, ENTXTC, WPABS: 喘振, 压气机, 二阶滑模, 超螺旋, 线性项, surge, compressor, second order sliding mode, super twisting, linear term

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	黄伟等 (HUANG, Wei et al.). "基于二阶滑模的压气机喘振主动控制 (Compressor Surge Active Control Based on Second-order Sliding Mode)" *中国机械工程 (China Mechanical Engineering),* Vol. 24, No. 21, 22 November 2013 (2013-11-22), 2852-2855 abstract, and text, sections 1-3	1-2
Y	LI, Shixin et al. "Compressor Active Stability Control Based on Backstepping Sliding Mode Control" *2023 42nd Chinese Control Conference (CCC),* 18 September 2023 (2023-09-18), 344-349 abstract, and text, sections 2-3	1-2
Y	CN 116131686 A (SOUTH CHINA UNIVERSITY OF TECHNOLOGY) 16 May 2023 (2023-05-16) description, paragraphs [0058]-[0089]	2
Y	BARTOLINI, G. et al. "Compressor Surge Active Control via Throttle and CCV Actuators. A Second-Order Sliding-Mode Approach" *2008 International Workshop on Variable Structure Systems,* 18 July 2008 (2008-07-18), 274-279 text, chapters 2-3	1-2

☑ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☑ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"D" document cited by the applicant in the international application
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
08 July 2024	**16 July 2024**

Name and mailing address of the ISA/CN	Authorized officer
China National Intellectual Property Administration (ISA/CN) **China No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao, Haidian District, Beijing 100088**	Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2024/070334

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 115981146 A (SHANGHAI ACADEMY OF SPACEFLIGHT TECHNOLOGY) 18 April 2023 (2023-04-18) entire document	1-2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/CN2024/070334

Patent document cited in search report	Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)	Publication date (day/month/year)
CN 116131686 A	16 May 2023	None	
CN 115981146 A	18 April 2023	None	

国际检索报告

国际申请号
PCT/CN2024/070334

A. 主题的分类

G05B13/04(2006.01)i

按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和IPC两种分类

B. 检索领域

检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号)

IPC：G05B13/-

包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献

在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称，和使用的检索词（如使用））

CNKI,IEEE,CNTXT,ENTXTC,WPABS:喘振,压气机,二阶滑模,超螺旋,线性项,surge,compressor,second order sliding mode, super twisting,linear term

C. 相关文件

类 型*	引用文件，必要时，指明相关段落	相关的权利要求
Y	黄伟 等. "基于二阶滑模的压气机喘振主动控制" 中国机械工程, 第24卷，第21期，2013年11月22日 (2013 - 11 - 22)，2852-2855 摘要及正文第1-3章节	1-2
Y	Li，Shixin 等. "Compressor Active Stability Control Based on Backstepping Sliding Mode Control" 2023 42nd Chinese Control Conference (CCC), 2023年9月18日 (2023 - 09 - 18)，344-349 摘要及正文第2-3章节	1-2
Y	CN 116131686 A (华南理工大学) 2023年5月16日 (2023 - 05 - 16) 说明书第[0058]-[0089]段	2
Y	BARTOLINI，Giorgio 等. "Compressor surge active control via throttle and CCV actuators. A second-order sliding-mode approach" 2008 International Workshop on Variable Structure Systems, 2008年7月18日 (2008 - 07 - 18)，274-279 正文第2-3章节	1-2
A	CN 115981146 A (上海航天控制技术研究所) 2023年4月18日 (2023 - 04 - 18) 全文	1-2

☐ 其余文件在C栏的续页中列出。

☑ 见同族专利附件。

* 引用文件的具体类型：

"A" 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件

"D" 申请人在国际申请中引证的文件

"E" 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利

"L" 可能对优先权要求构成怀疑的文件，或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件（如具体说明的）

"O" 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件

"P" 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件

"T" 在申请日或优先权日之后公布，与申请不相抵触，但为了理解发明之理论或原理的在后文件

"X" 特别相关的文件，单独考虑该文件，认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性

"Y" 特别相关的文件，当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时，要求保护的发明不具有创造性

"&" 同族专利的文件

国际检索实际完成的日期	国际检索报告邮寄日期
2024年7月8日	2024年7月16日
ISA/CN的名称和邮寄地址 中国国家知识产权局 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088	受权官员 杨林璐 电话号码 (+86) 010-53962435

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号
PCT/CN2024/070334

检索报告引用的专利文件	公布日 (年/月/日)	同族专利	公布日 (年/月/日)
CN 116131686 A	2023年5月16日	无	
CN 115981146 A	2023年4月18日	无	