



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 113759727 A

(43) 申请公布日 2021.12.07

(21) 申请号 202111162390.9

(22) 申请日 2021.09.30

(71) 申请人 中国航发控制系统研究所

地址 214063 江苏省无锡市滨湖区梁溪路
792号

(72) 发明人 王元 季春生 杨刚

(74) 专利代理机构 无锡市大为专利商标事务所
(普通合伙) 32104

代理人 殷红梅 涂三民

(51) Int.Cl.

G05B 13/04 (2006.01)

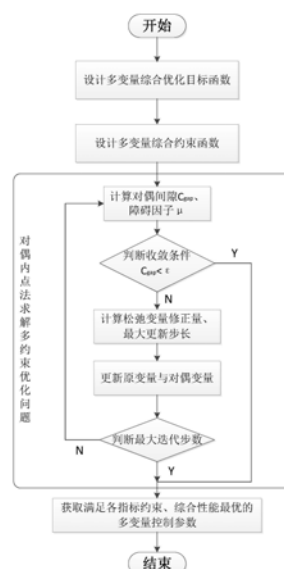
权利要求书2页 说明书5页 附图1页

(54) 发明名称

航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法

(57) 摘要

本发明涉及一种航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法,该设计方法包括:航空发动机多变量综合优化目标设计方法、航空发动机综合优化约束设计方法以及航空发动机多变量参数优化整定方法。本发明在航空发动机安全限制及性能输出约束下,基于航空发动机整机性能特性和指标需求的综合目标函数优化计算,可以获得使复杂结构航空发动机整机控制品质最优的发动机多变量控制器。



1. 一种航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法,其特征是该设计方法包括:航空发动机多变量综合优化目标设计方法、航空发动机综合优化约束设计方法以及航空发动机多变量参数优化整定方法;

所述航空发动机多变量综合优化目标设计方法包括基于所有控制状态性能的航空发动机整机综合性能目标函数设计;所述航空发动机综合优化约束设计方法包括基于航空发动机安全状态约束及控制回路时域或者频域控制品质约束的全局优化约束集设计;所述多变量参数优化整定方法包括采用对偶-内点法求解航空发动机全局约束集限制下的综合性能目标函数,获取满足各指标约束、综合性能多变量控制参数最终优化整定值。

2. 根据权利要求1所述的航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法,其特征是:所述航空发动机多变量综合优化目标设计方法具体为:基于航空发动机各控制回路被控状态参数与整机性能关联特性,构建基于被控状态参数的整机计算性能函数,作为多变量控制器设计过程中表征航空发动机综合控制性能的综合性能目标函数。

3. 根据权利要求2所述的航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法,其特征是:所述多变量综合优化指标函数如下所示:

$$\min_{x \in \Phi} J = f(N1、N2、T6、EPR、Pit、Wfm、A8 \cdots \cdots)$$

其中,N1为发动机低压转子转速,N2为高压转子转速,T6为涡轮后温度、EPR为发动机压比、Pit为发动机落压比,Wfm为发动机燃油流量,A8为喷口喉道面积。

4. 根据权利要求1所述的航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法,其特征是:所述航空发动机综合优化约束设计方法具体为:基于航空发动机安全限制特性以及发动机性能输出特性需求,全面考虑发动机全状态安全限制约束,同时考虑单回路控制性能指标约束,包括发动机全局状态下的各控制回路的带宽或者通带、稳定裕度、波动或者超调量等控制品质约束,构建航空发动机多变量综合优化约束集。

5. 根据权利要求4所述的航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法,其特征是:所述航空发动机多变量综合优化约束集如下所示:

$$\text{s.t.} \begin{cases} \omega_n(x) \geq \omega_n^0 & \gamma_n(x) \geq \gamma_n^0 & \sigma_n(x) \leq \sigma_n^0 & \cdots \\ \omega_{EPR}(x) \geq \omega_{EPR}^0 & \gamma_{EPR}(x) \geq \gamma_{EPR}^0 & \sigma_{EPR}(x) \leq \sigma_{EPR}^0 & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \end{cases}$$

其中, ω_n 为实际发动机转速控制性能带宽, ω_n^0 为转速控制性能带宽约束指标, ω_{EPR} 为实际发动机压比控制性能带宽, ω_{EPR}^0 为发动机压比控制性能带宽约束指标, γ_n 为实际发动机转速控制性能稳定裕度, γ_n^0 为转速控制性能稳定裕度约束指标, γ_{EPR} 为实际发动机压比控制性能稳定裕度, γ_{EPR}^0 为发动机压比控制性能稳定裕度约束指标, σ_n 为实际发动机转速时域性能, σ_n^0 为转速时域性能约束指标, σ_{EPR} 为实际发动机压比时域性能, σ_{EPR}^0 为发动机压比时域性能约束指标。

6. 根据权利要求1所述的航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法,其特征是:所述航空发动机综合优化约束设计方法具体为:以航空发动机综合控制性能优化指标函数为优化目标,以航空发动机多变量综合优化约束集为优化约束限制,将航空发动机多变量控

制器设计问题转化为求解约束限制下的非线性最优化问题,采用对偶-内点法,获得的最优解即为航空发动机多变量控制参数值。

7.根据权利要求6所述的航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法,其特征是:以航空发动机多变量控制器待整定参数为调度变量,采用偶-内点法,将航空发动机综合优化指标函数作为优化目标函数,航空发动机多变量综合优化约束集作为综合优化约束限制,变形 r 维约束条件为:

$$s.t. \quad \underline{g} \leq g(x) \leq \bar{g}$$

$$\underline{g} = [\omega_n^0 \quad \gamma_n^0 \quad 0 \quad \omega_{EPR}^0 \quad \gamma_{EPR}^0 \quad 0 \quad \dots]^T$$

$$\bar{g} = [\omega_n^{\max} \quad \gamma_n^{\max} \quad \sigma_n^0 \quad \omega_{EPR}^{\max} \quad \gamma_{EPR}^{\max} \quad \sigma_{EPR}^0 \quad \dots]^T$$

引入松弛因子 $l, u \in \mathbb{R}^r$:

$$s.t. \begin{cases} g(x) - l - \underline{g} = 0 \\ g(x) + u - \bar{g} = 0 \\ l, u > 0 \end{cases}$$

引入障碍因子 $\mu > 0$,变形多变量优化目标函数为:

$$\min_{x \in \Phi} J' = J - \mu \left(\sum_{i=1}^r \ln l_i + \sum_{i=1}^r \ln u_i \right)$$

设置拉格朗日乘子 $w, z \in \mathbb{R}^r$,进行下述迭代过程:

步骤一:初始化,选择初始迭代点 x_0 ,设置最大迭代次数 $k_{\max}$,确定向心参数 $\sigma \in (0, 1]$,收敛精度 $\varepsilon = 10^{-6}$;

步骤二:计算对偶间隙 C_{Gap} 、障碍因子 μ :

$$C_{\text{Gap}} = \sum_{i=1}^r (l_i z_i - u_i w_i) \quad \mu = \sigma \cdot \frac{C_{\text{Gap}}}{2r}$$

步骤三:判断是否满足收敛条件 $C_{\text{Gap}} < \varepsilon$,则转至步骤七,若不满足,则转至步骤四;

步骤四:计算松弛变量修正量 $[\Delta l \quad \Delta u \quad \Delta z \quad \Delta w]$ 、最大更新步长 $\theta_p \quad \theta_D$

步骤五:更新原变量与对偶变量:

$$\begin{bmatrix} x \\ l \\ u \end{bmatrix}^{k+1} = \begin{bmatrix} x \\ l \\ u \end{bmatrix}^k + \theta_p \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta l \\ \Delta u \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} y \\ z \\ w \end{bmatrix}^{k+1} = \begin{bmatrix} y \\ z \\ w \end{bmatrix}^k + \theta_D \cdot \begin{bmatrix} \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta w \end{bmatrix}$$

步骤六:判断是否超出最大迭代步数,若超出,则转至步骤七,若不超出,则返回步骤二;

步骤七:获取最优解;

上述过程迭代得到的最优解,即可作为满足航空发动机全局指标约束、综合性能最优的多变量控制参数。

航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法

技术领域

[0001] 本发明属于航空发动机多变量控制方法,具体地说是一种针对复杂结构的航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法。

背景技术

[0002] 航空发动机是一类复杂的多变量非线性系统,被控变量包含了高压转子转速、低压转子转速、涡轮后温度、压气机压力、涡轮落压比、发动机压比等;现阶段的控制系统设计普遍采用单变量控制思路,通过选取主被控变量及其相关度最大的控制变量构建单回路PI或单回路串级PI控制器,并经参数整定选取的合理PI值以满足控制系统的时域、频域控制品质要求。这类单变量方法具有实现形式简单、易于工程实践的优点,但随着航空技术的迭代升级,航空发动机结构越来越复杂,传统单变量方法难以适应复杂结构的航空发动机控制变量数目增多、控制回路耦合特性加剧所带来的控制性能不足的问题,难以实现复杂结构下的航空发动机控制性能最优化;基于单变量控制的参数设计方法也不能对多变量背景下参数整定形成有效的指导意见。

发明内容

[0003] 本发明的目的是克服现有技术中存在的不足,提供一种能解决多变量综合解耦控制性能最优化问题以指导航空发动机多变量控制器参数设计并改善航空发动机整机控制品质的航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法。

[0004] 按照本发明提供的技术方案,所述航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法包括:航空发动机多变量综合优化目标设计方法、航空发动机综合优化约束设计方法以及航空发动机多变量参数优化整定方法;

[0005] 所述航空发动机多变量综合优化目标设计方法包括基于所有控制状态性能的航空发动机整机综合性能目标函数设计;所述航空发动机综合优化约束设计方法包括基于航空发动机安全状态约束及控制回路时域或者频域控制品质约束的全局优化约束集设计;所述多变量参数优化整定方法包括采用对偶-内点法求解航空发动机全局约束集限制下的综合性能目标函数,获取满足各指标约束、综合性能多变量控制参数最终优化整定值。

[0006] 作为优选,所述航空发动机多变量综合优化目标设计方法具体为:基于航空发动机各控制回路被控状态参数与整机性能关联特性,构建基于被控状态参数的整机计算性能函数,作为多变量控制器设计过程中表征航空发动机综合控制性能的综合性能目标函数。

[0007] 进一步优选,所述多变量综合优化指标函数如下所示:

$$[0008] \quad \min_{x \in \Phi} J = f(N1, N2, T6, \text{EPR}, \text{Pit}, \text{Wfm}, A8 \cdots \cdots)$$

[0009] 其中,N1为发动机低压转子转速,N2为高压转子转速,T6为涡轮后温度、EPR为发动机压比、Pit为发动机落压比,Wfm为发动机燃油流量,A8为喷口喉道面积。

[0010] 作为优选,所述航空发动机综合优化约束设计方法具体为:基于航空发动机安全限制特性以及发动机性能输出特性需求,全面考虑发动机全状态安全限制约束,同时考虑

单回路控制性能指标约束,包括发动机全局状态下的各控制回路的带宽或者通带、稳定裕度、波动或者超调量等控制品质约束,构建航空发动机多变量综合优化约束集。

[0011] 进一步优选,所述航空发动机多变量综合优化约束集如下所示:

$$[0012] \quad s.t. \begin{cases} \omega_n(x) \geq \omega_n^0 & \gamma_n(x) \geq \gamma_n^0 & \sigma_n(x) \leq \sigma_n^0 & \dots \\ \omega_{EPR}(x) \geq \omega_{EPR}^0 & \gamma_{EPR}(x) \geq \gamma_{EPR}^0 & \sigma_{EPR}(x) \leq \sigma_{EPR}^0 & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \end{cases}$$

[0013] 其中, ω_n 为实际发动机转速控制性能带宽, ω_n^0 为转速控制性能带宽约束指标, ω_{EPR} 为实际发动机压比控制性能带宽, ω_{EPR}^0 为发动机压比控制性能带宽约束指标, γ_n 为实际发动机转速控制性能稳定裕度, γ_n^0 为转速控制性能稳定裕度约束指标, γ_{EPR} 为实际发动机压比控制性能稳定裕度, γ_{EPR}^0 为发动机压比控制性能稳定裕度约束指标, σ_n 为实际发动机转速时域性能, σ_n^0 为转速时域性能约束指标, σ_{EPR} 为实际发动机压比时域性能, σ_{EPR}^0 为发动机压比时域性能约束指标。

[0014] 作为优选,所述航空发动机综合优化约束设计方法具体为:以航空发动机综合控制性能优化指标函数为优化目标,以航空发动机多变量综合优化约束集为优化约束限制,将航空发动机多变量控制器设计问题转化为求解约束限制下的非线性最优化问题,采用对偶-内点法,获得的最优解即为航空发动机多变量控制参数值。

[0015] 进一步优选,以航空发动机多变量控制器待整定参数为调度变量,采用偶-内点法,将航空发动机综合优化指标函数作为优化目标函数,航空发动机多变量综合优化约束集作为综合优化约束限制,变形 r 维约束条件为:

$$[0016] \quad s.t. \quad \underline{g} \leq g(x) \leq \bar{g}$$

$$[0017] \quad \underline{g} = [\omega_n^0 \quad \gamma_n^0 \quad 0 \quad \omega_{EPR}^0 \quad \gamma_{EPR}^0 \quad 0 \quad \dots]^T$$

$$[0018] \quad \bar{g} = [\omega_n^{\max} \quad \gamma_n^{\max} \quad \sigma_n^0 \quad \omega_{EPR}^{\max} \quad \gamma_{EPR}^{\max} \quad \sigma_{EPR}^0 \quad \dots]^T$$

[0019] 引入松弛因子 $l, u \in \mathbb{R}^r$:

$$[0020] \quad s.t. \begin{cases} g(x) - l - \underline{g} = 0 \\ g(x) + u - \bar{g} = 0 \\ l, u > 0 \end{cases}$$

[0021] 引入障碍因子 $\mu > 0$,变形多变量优化目标函数为:

$$[0022] \quad \min_{x \in \Phi} J' = J - \mu \left(\sum_{i=1}^r \ln l_i + \sum_{i=1}^r \ln u_i \right)$$

[0023] 设置拉格朗日乘子 $w, z \in \mathbb{R}^r$,进行下述迭代过程:

[0024] 步骤一:初始化,选择初始迭代点 x_0 ,设置最大迭代次数 $k_{\max}$,确定向心参数 $\sigma \in (0, 1]$,收敛精度 $\varepsilon = 10^{-6}$;

[0025] 步骤二:计算对偶间隙 C_{Gap} 、障碍因子 μ :

$$[0026] \quad C_{Gap} = \sum_{i=1}^r (l_i z_j - u_i w_j) \quad \mu = \sigma \cdot \frac{C_{Gap}}{2r}$$

[0027] 步骤三:判断是否满足收敛条件 $C_{Gap} < \varepsilon$,则转至步骤七,若不满足,则转至步骤四;

[0028] 步骤四:计算松弛变量修正量 $[\Delta l \Delta u \Delta z \Delta w]$ 、最大更新步长 $\theta_p \theta_D$

[0029] 步骤五:更新原变量与对偶变量:

$$[0030] \quad \begin{bmatrix} x \\ l \\ u \end{bmatrix}^{k+1} = \begin{bmatrix} x \\ l \\ u \end{bmatrix}^k + \theta_p \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta l \\ \Delta u \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} y \\ z \\ w \end{bmatrix}^{k+1} = \begin{bmatrix} y \\ z \\ w \end{bmatrix}^k + \theta_D \cdot \begin{bmatrix} \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta w \end{bmatrix}$$

[0031] 步骤六:判断是否超出最大迭代步数,若超出,则转至步骤七,若不超出,则返回步骤二;

[0032] 步骤七:获取最优解;

[0033] 上述过程迭代得到的最优解,即可作为满足航空发动机全局指标约束、综合性能最优的多变量控制参数。

[0034] 本发明在航空发动机安全限制及性能输出约束下,基于航空发动机整机性能特性和指标需求的综合目标函数优化计算,可以获得使复杂结构航空发动机整机控制品质最优的发动机多变量控制器。

附图说明

[0035] 图1是本发明设计方法的流程图。

具体实施方式

[0036] 下面结合附图对本发明作进一步说明。

[0037] 参见图1,该是本发明的航空发动机多变量控制综合协调优化设计方法的流程图,流程中首先基于航空发动机整机性能设计多变量综合优化目标函数,再根据发动机实际安全状态约束条件设计多变量综合约束函数,采用对偶-内点法求解计算上述多变量综合优化目标函数和多变量综合约束函数所构建的数学优化问题,通过在最大迭代步数内计算对偶间隙与障碍因子,判断收敛条件,当不满足收敛判断条件时,修正松弛变量及最大更新步长,重置原变量和对偶变量,迭代调度综合优化目标函数,当迭代步数未超出最大步数限制,则返回更新计算对偶间隙与障碍因子,当对偶-内点法收敛判断条件符合或超出最大迭代步数时,计算获得的优化结果即为满足发动机全局各项指标约束且综合性能最优的多变量控制参数,从而完成了航空发动机多变量控制优化设计过程。

[0038] 本发明的航空发动机多变量控制器的综合优化设计方法包括:航空发动机多变量综合优化目标设计方法、航空发动机综合优化约束设计方法以及航空发动机多变量参数优化整定方法;

[0039] 所述航空发动机多变量综合优化目标设计方法,具体为:基于航空发动机各控制回路被控状态参数与整机性能关联特性,构建基于被控状态参数的整机计算性能函数,作为多变量控制器设计过程中表征航空发动机综合控制性能的综合性能目标函数。

[0040] 所述航空发动机综合优化约束设计方法具体为:基于航空发动机安全限制特性以

及发动机性能输出特性需求,全面考虑发动机全状态安全限制约束,同时考虑单回路控制性能指标约束,包括发动机全局状态下的各控制回路的带宽或者通带、稳定裕度、波动或者超调量等控制品质约束,构建航空发动机多变量综合优化约束集。

[0041] 所述航空发动机综合优化约束设计方法具体为:以航空发动机综合控制性能优化指标函数为优化目标,以航空发动机多变量综合优化约束集为优化约束限制,将航空发动机多变量控制器设计问题转化为求解约束限制下的非线性最优化问题,采用算法效率与收敛特性良好的对偶-内点法,获得的最优解即为航空发动机多变量控制参数值。

[0042] 本发明的原理是:在多变量综合优化目标设计过程当中,基于航空发动机各控制回路被控状态参数与整机性能关联特性,构建基于被控状态参数的整机计算性能函数,作为多变量控制器设计过程中表征航空发动机综合控制性能的多变量综合优化指标函数,最终的航空发动机综合优化指标函数如下所示:

$$[0043] \quad \min_{x \in \Phi} J = f(N1、N2、T6、EPR、Pit、Wfm、A8 \cdots \cdots)$$

[0044] 其中,N1为发动机低压转子转速,N2为高压转子转速,T6为涡轮后温度、EPR为发动机压比、Pit为发动机落压比,Wfm为发动机燃油流量,A8为喷口喉道面积。

[0045] 基于航空发动机安全限制特性以及发动机性能输出特性需求,设计包含各状态参数频域/时域指标约束限制的航空发动机多变量综合优化约束集:

$$[0046] \quad s.t. \begin{cases} \omega_n(x) \geq \omega_n^0 & \gamma_n(x) \geq \gamma_n^0 & \sigma_n(x) \leq \sigma_n^0 & \dots \\ \omega_{EPR}(x) \geq \omega_{EPR}^0 & \gamma_{EPR}(x) \geq \gamma_{EPR}^0 & \sigma_{EPR}(x) \leq \sigma_{EPR}^0 & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \end{cases}$$

[0047] 其中, ω_n 为实际发动机转速控制性能带宽, ω_n^0 为转速控制性能带宽约束指标, ω_{EPR} 为实际发动机压比控制性能带宽, ω_{EPR}^0 为发动机压比控制性能带宽约束指标, γ_n 为实际发动机转速控制性能稳定裕度, γ_n^0 为转速控制性能稳定裕度约束指标, γ_{EPR} 为实际发动机压比控制性能稳定裕度, γ_{EPR}^0 为发动机压比控制性能稳定裕度约束指标, σ_n 为实际发动机转速时域性能, σ_n^0 为转速时域性能约束指标, σ_{EPR} 为实际发动机压比时域性能, σ_{EPR}^0 为发动机压比时域性能约束指标。

[0048] 以航空发动机多变量控制器待整定参数为调度变量,采用算法效率与收敛特性良好的对偶-内点法,将航空发动机综合优化指标函数作为优化目标函数,航空发动机多变量综合优化约束集作为综合优化约束限制,变形r维约束条件为:

$$[0049] \quad s.t. \quad \underline{g} \leq g(x) \leq \bar{g}$$

$$[0050] \quad \underline{g} = [\omega_n^0 \quad \gamma_n^0 \quad 0 \quad \omega_{EPR}^0 \quad \gamma_{EPR}^0 \quad 0 \quad \dots]^T$$

$$[0051] \quad \bar{g} = [\omega_n^{\max} \quad \gamma_n^{\max} \quad \sigma_n^0 \quad \omega_{EPR}^{\max} \quad \gamma_{EPR}^{\max} \quad \sigma_{EPR}^0 \quad \dots]^T$$

[0052] 引入松弛因子1,u $\in R^r$:

$$[0053] \quad s.t. \begin{cases} g(x) - l - \underline{g} = 0 \\ g(x) + u - \bar{g} = 0 \\ l, u > 0 \end{cases}$$

[0054] 引入障碍因子 $\mu > 0$, 变形多变量优化目标函数为:

$$[0055] \quad \min_{x \in \Phi} J' = J - \mu \left(\sum_{i=1}^r \ln l_i + \sum_{i=1}^r \ln u_i \right)$$

[0056] 设置拉格朗日乘子 $w, z \in \mathbb{R}^r$, 进行下述迭代过程:

[0057] 步骤一: 初始化, 选择初始迭代点 x_0 , 设置最大迭代次数 $k_{\max}$, 确定向心参数 $\sigma \in (0, 1]$, 收敛精度 $\varepsilon = 10^{-6}$;

[0058] 步骤二: 计算对偶间隙 C_{Gap} 、障碍因子 μ :

$$[0059] \quad C_{\text{Gap}} = \sum_{i=1}^r (l_i z_j - u_i w_j) \quad \mu = \sigma \cdot \frac{C_{\text{Gap}}}{2r}$$

[0060] 步骤三: 判断是否满足收敛条件 $C_{\text{Gap}} < \varepsilon$, 则转至步骤七, 若不满足, 则转至步骤四;

[0061] 步骤四: 计算松弛变量修正量 $[\Delta l \Delta u \Delta z \Delta w]$ 、最大更新步长 $\theta_p \theta_D$

[0062] 步骤五: 更新原变量与对偶变量:

$$[0063] \quad \begin{bmatrix} x \\ l \\ u \end{bmatrix}^{k+1} = \begin{bmatrix} x \\ l \\ u \end{bmatrix}^k + \theta_p \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta l \\ \Delta u \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} y \\ z \\ w \end{bmatrix}^{k+1} = \begin{bmatrix} y \\ z \\ w \end{bmatrix}^k + \theta_D \cdot \begin{bmatrix} \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta w \end{bmatrix}$$

[0064] 步骤六: 判断是否超出最大迭代步数, 若超出, 则转至步骤七, 若不超过, 则返回步骤二;

[0065] 步骤七: 获取最优解;

[0066] 上述过程迭代得到的最优解, 即可作为满足航空发动机全局指标约束、综合性能最优的多变量控制参数。

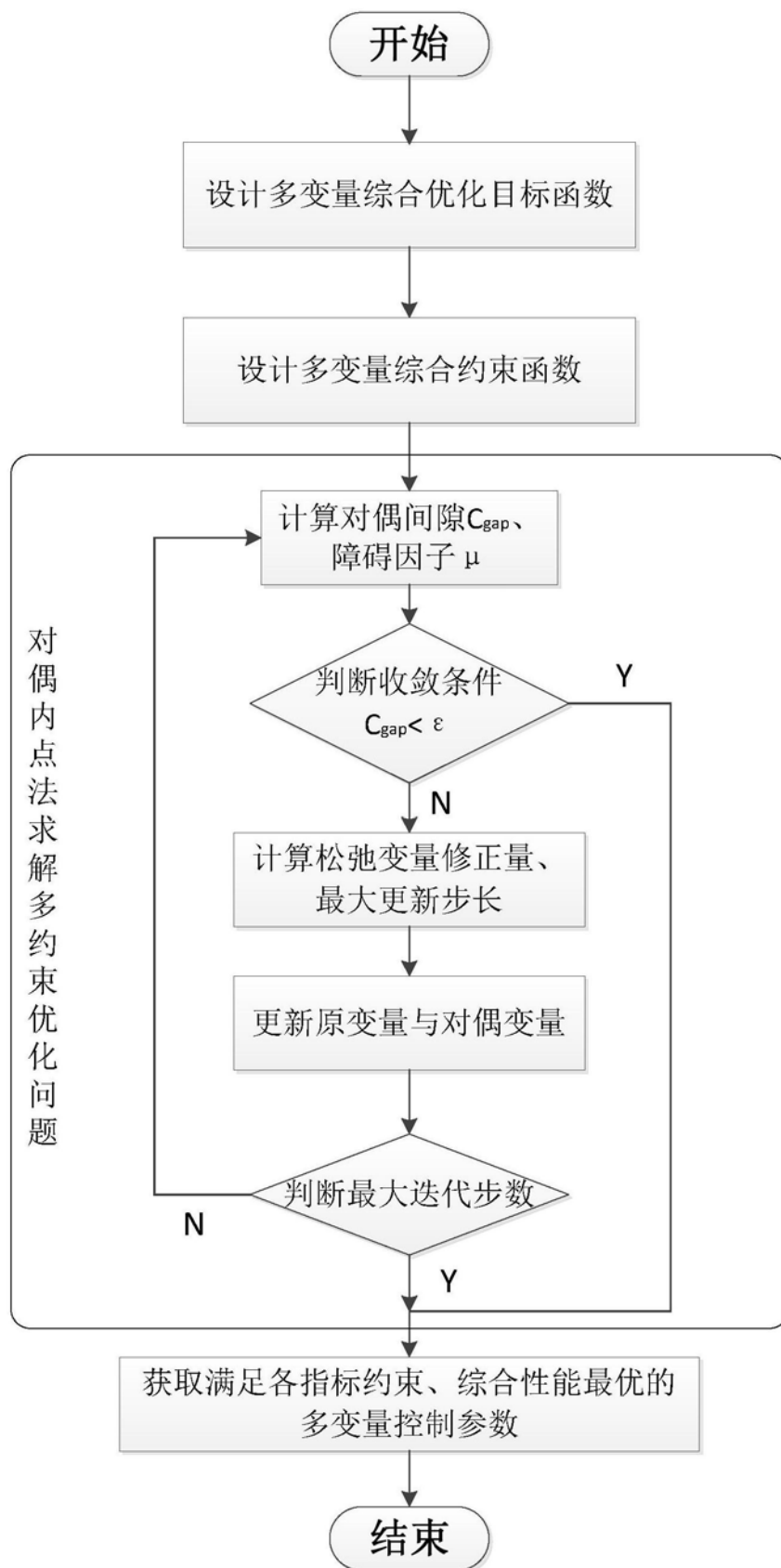


图1