

飞发一体化架构下航空发动机控制裕度定义及评估准则研究



陈佳杰^{1,2,3}, 王继强^{2,3}, 张海波⁴, 陈新民^{2,3}, 牛伟⁵

1. 宁波杭州湾新材料研究院, 浙江 宁波 315336
2. 中国科学院宁波材料技术与工程研究所, 浙江 宁波 315201
3. 特种飞行器浙江省工程研究中心, 浙江 宁波 315336
4. 南京航空航天大学, 江苏 南京 210016
5. 航空工业西安航空计算技术研究所, 陕西 西安 710119

摘要:针对传统的裕度评估标准难以直观地体现飞机端干扰量对发动机的控制耦合性问题,在飞发一体化架构下开展了航空发动机控制裕度及相应的评估准则研究。基于一种可以在有限频域内采用几何图解法进行控制性能改进的控制理论“几何设计法”,本文提出一种新的发动机控制裕度定义方法及评估准则,包括构造满足需求控制裕度的控制器求解方法、评估对比不同控制器的控制裕度和评估固定结构控制器的控制裕度。以某型宽速域组合动力(TBCC)航空发动机作为研究对象,在亚声速巡航典型工况下,基于几何设计理论所设计的控制器,控制性能可以达到控制裕度理论极限的99.61%。部件级模型仿真结果表明,相比于传统比例积分(PI)控制器,基于几何设计理论所设计的控制器的推力控制裕度和综合控制裕度分别提升了7.3%和5.9%,验证了所定义的控制裕度及其评估准则在解决飞发一体控制耦合性问题的有效性。

关键词:飞发一体化; 涡轮基组合动力; 控制裕度; 几何设计法; 评估准则

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.12.010

随着现代战机对机动性能要求的大幅度提高,飞机子和发动机子系统的耦合显著增强,在不同飞行工况下,飞机通过高度 H 、马赫数 Ma 和迎角 α 来影响推进系统的工作状态,而推进系统则通过发动机矢量喷管来影响飞机的飞行姿态。这在客观上给飞机和发动机提出了一体化控制的要求^[1]。鉴于单个控制回路所受的耦合影响,可认为是对该回路或强或弱的干扰,因此,识别飞机对发动机控制回路的干扰特性,并采取适当的控制策略提高航空发动机控制子系统的抗扰性和鲁棒性,就是从另外一个角度消除飞机和发动机子系统间的耦合,该方法突出的优点是设计对象阶次低,且其物理概念明晰,易于为工程界所接受。

传统的裕度评估标准通常为幅值裕度和相角裕度,这

类频域指标很难直观体现出飞机端干扰量(本文主要研究迎角)对发动机的耦合性以及指导设计符合抗扰需求的控制器。理想的控制裕度定义不仅需要能定量表征飞机迎角对于发动机性能量的影响情况,而且需要具备可以根据需求的控制裕度来设计相对应的控制器的能力,其应具有如下特征:(1)可以在任何特定频率及有限频带下,定量地表征飞机耦合量作用下,航空发动机的控制裕度性能指标;(2)可以在不增加控制系统所需反馈信号传感器数目的情况下,对航空发动机不同输出性能进行全局控制裕度的定量优化;(3)可以直观地在控制器设计阶段,基于理论进行面向全局控制裕度的控制器设计。

在这种飞发一体化架构下,形成一种满足以上需求控制特征的发动机通用抗扰控制方法,是有效提升控制系统

收稿日期: 2024-04-03; 退修日期: 2024-06-20; 录用日期: 2024-08-29

基金项目: 航空科学基金(201919052001)

引用格式: Chen Jiajie, Wang Jiqiang, Zhang Haibo, et al. Research on the definition and evaluation criteria of aeroengine control margin under the integrated flight-propulsion architecture[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(12): 78-86. 陈佳杰, 王继强, 张海波, 等. 飞发一体化架构下航空发动机控制裕度定义及评估准则研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(12): 78-86.

控制品质的核心问题。传统的抗扰控制方法主要分为被动抗扰控制和主动抗扰控制。针对频域整形的被动抗扰控制以 Zames 等^[2]提出的 H_∞ 控制理论为主,对于有界干扰笼统地定义范数有界来解决抗扰问题,但会牺牲在有限频带下的控制性能。基于混合灵敏度的 H_2/H_∞ 控制理论^[3-4]虽然引入了频率加权函数,在窄带宽频率下定义了最小方差类型的平方误差作为优化性能指标,但同样无法直接在指定有限频率带进行控制性能指标定义,导致所设计的抗扰控制器仍具有较大保守性。主动抗扰控制理论主要包括基于干扰观测器的控制(DOBC)^[5]和自抗扰控制(ADRC)^[6-8],这类主动抗扰控制理论虽然能通过状态观测器(ESO)来实时估计干扰特性在反馈回路中进行干扰补偿,但无法直观定义有限频域内控制性能指标,且存在缺少通用的控制器参数调节规范等问题。

考虑到上述传统抗扰控制方法对于定义出一种通用的控制裕度数学表达式具有一定的局限性,针对所提出的需求控制特征,本文提出一种可以在任何离散频率或频带上进行性能改进的通用方法,即几何设计法。该方法已在振动控制^[9-11]以及能量收集领域^[11-13]取得了初步应用,同时也能为飞发一体化架构下发动机控制裕度定义及控制器设计提供一种新的思路方法和方向。对于需求特征(1),几何设计法聚焦于干扰来源的频率特性,可在特定频率或有限频域内,建立控制性能与干扰量频率特性的定量关系;对于需求特征(2),几何设计法可基于有限反馈量,将不同输出量定义的性能指标通过坐标变换转化为复平面上的若干个性能量之间的可折中性;对于需求特征(3),几何设计法采用图解法的形式来解决有限频域抗扰控制器最佳分布的求解问题,将复杂的含参数学代数问题,直观地转化为求解复平面上若干圆的交集问题。

为了进一步探究在飞发一体化架构下,基于几何设计法定义的控制裕度及评估准则来解决飞发一体控制耦合性问题的有效性。本文以某型宽速域组合动力(TBCC)航空发动机作为研究对象,将飞机迎角作为TBCC双闭环控制回路的干扰量,基于几何设计法控制理论,定义了组合动力推进系统性能的控制裕度,提出了基于需求控制裕度进行控制器设计的一系列评估准则,包括构造满足需求控制裕度的控制器求解方法、评估对比不同控制器的控制裕度和评估固定结构控制器的控制裕度。最后在亚声速巡航典型工况下,从理论分析和部件级模型仿真两个方面对上述提出的控制裕度及其评估准则进行了仿真验证。

1 基于几何设计法的控制裕度定义

本节基于几何设计法,定义出控制裕度的通用数学表达式,为后文在飞发一体化架构下,基于需求控制裕度开展航空发动机控制器设计打下理论基础。

首先根据标准反馈控制结构(见图1), u 表示控制量, w 表示外部干扰输入信号,可定义 $w_i(j\omega) = C_i d(j\omega), i = 1, 2, \dots, n$ 。其中 ω 表示频率, C_i 是相对于单位干扰信号 $d(j\omega)$ 的复数增益; z 为输出性能变量但不能用于反馈; y 为输出反馈信号;控制器 K 的设计目标是仅使用 $u=Ky$ 反馈来控制整个结构系统。广义被控对象 P 的传递函数矩阵 G 的表达式可表示如下

$$\begin{bmatrix} y \\ z_1 \\ \vdots \\ z_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{00} & G_{01} & \cdots & G_{0n} \\ G_{10} & G_{11} & \cdots & G_{1n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ G_{n0} & G_{n1} & \cdots & G_{nn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ C_1 d \\ \vdots \\ C_n d \end{bmatrix} \quad (1)$$

d 到 y 和 z_i 的闭环传递函数 $T_{y,d,c}, T_{z_i,d,c}$ 可分别表示为

$$\begin{cases} T_{y,d,c} = (1 - G_{00}K)^{-1} \sum_{k=1}^n G_{0k}C_k \\ T_{z_i,d,c} = \left[1 + \frac{G_{i0}K(1 - G_{00}K)^{-1} \sum_{k=1}^n G_{0k}C_k}{\sum_{k=1}^n G_{ik}C_k} \right] \times \sum_{k=1}^n G_{ik}C_k \end{cases} \quad (2)$$

不采用反馈控制时, d 到 y 和 z_i 的开环传递函数 $T_{y,d,o}, T_{z_i,d,o}$ 为

$$\begin{cases} T_{y,d,o} = \sum_{k=1}^n G_{0k}C_k \\ T_{z_i,d,o} = \sum_{k=1}^n G_{ik}C_k \end{cases} \quad (3)$$

为方便后续描述,定义灵敏度函数 S 、反馈灵敏度函数 α 及扰动灵敏度函数 β_i

$$\begin{cases} S = (1 - G_{00}K)^{-1} \\ \alpha = S - 1 \\ \beta_i = \alpha / G_i \end{cases} \quad (4)$$

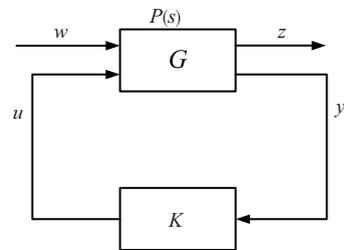


图1 标准反馈控制结构

Fig.1 Standard feedback control structure

$$\text{式中, } G_i = \frac{G_{i0} \sum_{k=1}^n G_{ik} C_k}{G_{i0} \sum_{k=1}^n G_{0k} C_k}.$$

为定量表征控制器 K 作用后的系统性能, 定义输出量的控制性能指标 η 为输出量闭环控制幅值和开环响应幅值之比。由式(2)~式(4)可得

$$\begin{cases} \eta_{yd} = \left| \frac{T_{yd,c}(j\omega)}{T_{yd,o}(j\omega)} \right| = |\alpha(j\omega) + 1| \leq \delta_0 \\ \eta_{zd} = \left| \frac{T_{zd,c}(j\omega)}{T_{zd,o}(j\omega)} \right| = |\beta_i(j\omega) + 1| \leq \delta_i \end{cases} \quad (5)$$

式中, η_{yd} 为反馈输出量的控制性能指标; η_{zd} 为其他输出量的控制性能指标; δ_0, δ_i 分别为设定的需求控制性能指标。对于所设计的控制器 K , 其性能指标一般分为如下两种情况:

$$(1) 0 < \eta_{yd}(j\omega) < 1 \text{ 且 } 0 < \eta_{zd}(j\omega) < 1$$

此为最常见情况, 表示当前频率下, 控制器对被控量和性能量均有一定抗扰抑制作用。假设 $\omega = 5 \text{ rad/s}$ 下, 系统的输出量中被控量和性能量均为一个, 且 $\eta_{yd}(j\omega) = 0.3$ 、 $\eta_{zd}(j\omega) = 0.5$, 这表示在控制器作用下, 被控量的扰动降为开环的 30%, 同时性能量的扰动降为开环的 50%。

$$(2) 0 < \eta_{yd}(j\omega) < 1 \text{ 且 } \eta_{zd}(j\omega) \geq 1$$

引入控制器形成闭环后, 被控量的扰动量会在反馈控制下降低, 但其他性能量的扰动量可能会相较于开环增大。假设 $\omega = 5 \text{ rad/s}$ 下, 系统的输出量中被控量和性能量均为一个, 且 $\eta_{yd}(j\omega) = 0.4$ 、 $\eta_{zd}(j\omega) = 1.3$, 这表示控制器作用下, 被控量的扰动降为开环的 40%, 同时性能量的扰动增大为开环的 130%。

根据上述分析, 定义控制裕度的通用数学表达式如下, 被控量控制裕度 ζ_{yd} 、性能量控制裕度 ζ_{zd} 和综合控制裕度 $\bar{\zeta}$ 分别表示为

$$\begin{cases} \zeta_{yd} = (1 - \eta_{yd}) \times 100\% \\ \zeta_{zd} = (1 - \eta_{zd}) \times 100\% \\ \bar{\zeta} = p_1 \zeta_{yd} + \sum_{i=2}^n p_i \zeta_{z,d}, \sum_{i=2}^n p_i = 1 \end{cases} \quad (6)$$

式中, p 为各输出量的抗扰权重。综合控制裕度 $\bar{\zeta}$ 表示了对被控量和性能量控制裕度的折中性, 以便更好地根据控制需求设计出满足综合控制裕度的控制器。

2 基于几何设计法的控制裕度评估准则

为了更直观评估不同控制器之间的性能指标差异, 采

用几何设计法来定义控制裕度的评估准则, 并根据需求性能指标, 设计出能满足所对应控制裕度的控制器。

2.1 满足需求控制裕度的控制器求解方法

由式(4)可得, $\beta(j\omega)$ 可用 $\alpha(j\omega)$ 表示, $|\beta_i(j\omega) + 1| \leq \delta_i$ 可等价于

$$|\alpha(j\omega) + G_i(j\omega)| \leq \delta_i |G_i(j\omega)| \quad (7)$$

因此, 式(5)中满足反馈输出量的需求控制性能指标 δ_0 的 $\alpha(j\omega)$ 所在区域可以在复平面表示为以 $(-1, 0)$ 为圆心、 δ_0 为半径的圆, 记作 α 圆。将以 $(-1, 0)$ 为圆心、1 为半径的圆记作单位 α 圆; 满足其他输出量的需求控制性能指标 δ_i 的 $\alpha(j\omega)$ 所在区域可以在复平面表示为以 $(-\text{Re}(G_i(j\omega)), -\text{Im}(G_i(j\omega)))$ 为圆心、 $\delta_i |G_i(j\omega)|$ 为半径的圆, 记作 β 圆。将以 $-G_i(j\omega)$ 为圆心、 $|G_i(j\omega)|$ 为半径的圆记作单位 β 圆。 α 圆及 β 圆在复平面上的示意图如图 2 所示。

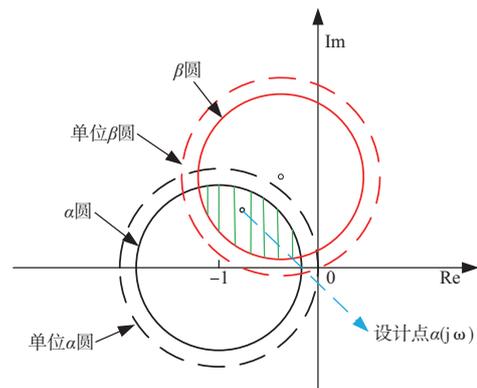


图 2 α 圆及 β 圆在复平面上的几何表示

Fig.2 α -circle and β -circle in complex plane

从图 2 中可以看出, 对于任何特定的 β 圆, 其与 α 圆的交集 (阴影部分) 表示同时满足式(7)性能指标的 $\alpha(j\omega)$ 所在区域, 即控制裕度的几何表达。因此控制问题的存在性和最优/次优性以及控制综合问题便可通过图形法来解决, 分别阐述如下。

(1) 存在性问题

当且仅当所有 β 圆和 α 圆具有共同交点时, 存在受限控制器 $u = Ky$, 使得控制性能指标 η_{yd} 及 η_{zd} 同时减少。

(2) 最优/次优性问题

若存在一组 $\delta_{\text{opt}}, \delta_{i,\text{opt}}$, 使得性能圆 (α, β 圆) 相切, 则位于性能圆圆心连线 $O_\alpha O_\beta$ 所在直线上的相切点 α_{opt} 所对应的控制器为该频率下使得性能指标 η_{yd} 及 η_{zd} 能获得最优综合控制裕度的控制器, 如图 3 所示。最优综合控制裕度对应的 $\eta_{yd,\text{opt}}$ 及 $\eta_{z,d,\text{opt}}$ 的分布满足如下的几何约束关系

$$\eta_{y,d,opt} + \eta_{z,d,opt} |G_i| = |L_{O_a O_{\beta_i}}| \quad (8)$$

式中, $L_{O_a O_{\beta_i}}$ 为性能圆圆心连线 $O_a O_{\beta_i}$ 的长度。由于可以对 δ_0 、 δ_i 进行缩放, 故存在 $y(j\omega)$ 和 $z_i(j\omega)$ 之间的性能折中。在实际工程中, 很难实现最优控制器, 可以根据实际控制需求设计次优控制器。根据命题(1), α 、 β 圆交集区域的 $\alpha(j\omega)$ 均可进行次优控制器的实现。如图3所示, 次优综合控制裕度对应的 $\eta_{y,d}$ 及 $\eta_{z,d}$ 的分布满足如下的几何约束关系

$$\eta_{y,d,opt} + \eta_{z,d,opt} |G_i| > |L_{O_a O_{\beta_i}}| \quad (9)$$

(3) 控制综合问题

通过所设计 $\alpha(j\omega)$ 的复平面坐标来构造相应控制器如下

$$K(j\omega) = \alpha(j\omega) \left[(1 + \alpha(j\omega)) G_{00} \right]^{-1} \quad (10)$$

对于单个离散频率 ω , 都可以通过在复平面上选取合适的 $\alpha(j\omega)$, 通过式(10)得到控制器 K 在该单频率下作用于反馈信号 $y(j\omega)$ 的幅值和相位移的复数, 进而通过模拟实现法^[14]得到该控制器的传递函数。对于在关注频带 $[\omega_1, \omega_N]$ 内求解控制器 K 的问题, 可以在关注频带取 N 个离散频率点, 分别构造对应的控制器 $K_i, i=1, \dots, N$ 并实现, 进而比较不同控制器在关注频带上的频率特性, 选择频率特性最优的控制器传递函数作为关注频带内的控制器 K 。

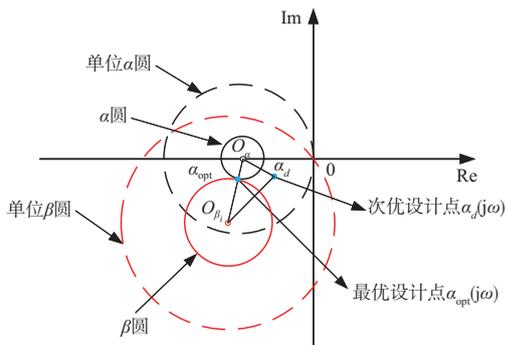


图3 最优/次优控制器对应 $\alpha(j\omega)$ 在复平面上的表示

Fig.3 Optimal/suboptimal controller $\alpha(j\omega)$ in complex plane

2.2 不同控制器类型的控制裕度评估方法

通过在复平面几何图示的方式, 直观地比较不同控制器与采用2.1节方法所得最优/次优控制器控制性能的差异。由式(10)可得, 对于给定控制器 K , 可计算得到

$$\alpha(j\omega) = (1 - G_{00}(j\omega)K(j\omega))^{-1} - 1 \quad (11)$$

在指定频率 ω 下, 通过 $\alpha(j\omega)$ 可以在复平面上确定对应点, 由于不同控制器的对应点不同, 可以直观地看出不同控

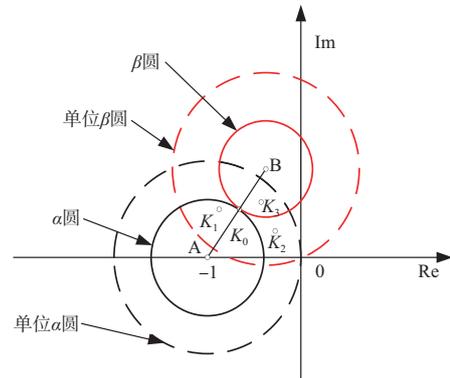


图4 不同控制器的控制裕度在复平面上的表示

Fig.4 Control margin of different controllers in complex plane

制器之间控制性能的优劣, 如图4所示, Im 表示复数的虚部, 在复平面坐标系中对标平面坐标系的 y 轴; Re 表示复数的实部, 在复平面坐标系中对标平面坐标系的 x 轴。 α 圆及 β 圆相切对应一组极限控制性能 $\delta_{0,min}$ 和 $\delta_{i,min}$, 此时存在一个最优控制器 K_0 , 可以使系统控制性能达到最优, 但此时该控制器的控制裕度为0, 即表示工程上几乎不可能实现。分析其他控制器 K_1 、 K_2 和 K_3 , 控制器 K_1 性能指标满足 $\eta_{y,d} \leq \delta_{0,min}$ 且 $\eta_{z,d} \leq 1$; 控制器 K_2 性能指标满足 $\eta_{y,d} \leq 1$ 且 $\eta_{z,d} \leq 1$; 控制器 K_3 性能指标满足 $\eta_{y,d} \leq 1$ 及 $\eta_{z,d} \leq \delta_{i,min}$ 。取极限性能指标均为1, 此时在相同抗扰权重下, 各控制器的综合控制裕度大小关系为

$$\zeta_{K_0} > \zeta_{K_1(K_3)} > \zeta_{K_2}$$

2.3 同类型控制器不同控制参数的控制裕度评估方法

本节以PI控制器为例, 通过几何设计法直观评估PI控制器簇的控制裕度, 为选择合适控制器提供参考。PI控制器的结构可表示为

$$K_{PI}(s) = K_p + \frac{K_i}{s} \quad (12)$$

通过确定比例项系数 K_p 和积分项系数 K_i 的大致范围, 进而可以分析该范围内不同 K_p 、 K_i 取值在设计频率下的控制裕度分布以及闭环稳定性, 如图5所示。红色点表示当前PI控制器所对应的闭环控制回路不稳定, 可以看出越靠近圆心, PI控制器所对应的控制裕度越大。

3 TBCC 涡轮基发动机主燃油回路控制器设计及仿真分析

本节以某型宽速域组合动力(TBCC)航空发动机作为研究对象, 基于第2节所提出的控制裕度评估准则, 设计涡轮发动机主燃油回路控制器。图6展示了飞机对TBCC推

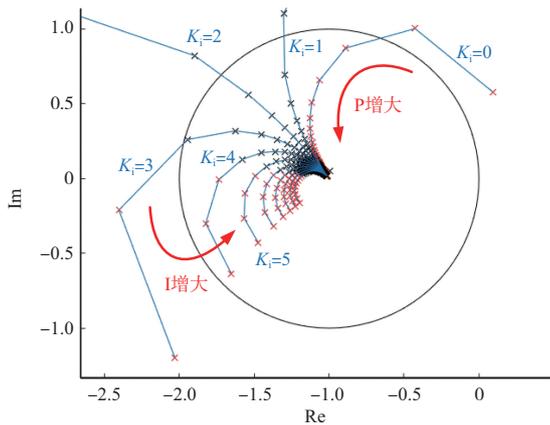


图5 PI控制器簇的控制裕度在复平面上的表示

Fig.5 Control margin of PI controllers in complex plane



图6 飞机-TBCC推进系统耦合影响分析

Fig.6 Analysis of coupling effects on aircraft-TBCC propulsion system

进系统的耦合影响,可以看出,飞机的飞行工作状态对TBCC推进系统的耦合量一般包括高度 H 、马赫数 Ma 和迎角 α ,其中高度、马赫数的变化主要影响发动机的工况,飞机在超机动飞行时,发动机需要工作在大迎角的条件下,此时进口畸变严重,传统的控制方式会使发动机风扇喘振裕度大幅度减少,严重时甚至会产生喘振等不稳定工作现象^[15]。为保证航空发动机安全工作,不超温、不超转、不喘振,在设计过程中不得不保留相对较大的设计裕度或安全系数,使发动机的性能不能得到充分发挥。

在亚声速飞行段,TBCC发动机靠涡轮基发动机工作,控制回路如图7所示,具体包括涡轮基发动机的燃油流量 W_f 、尾喷口面积 A_8 的双闭环控制回路。当飞机飞行迎角 α 偏离正常值太多,会造成发动机产生的推力 F 波动,以及可能造成喘振边界下移和低压压气机喘振裕度 S_L 降低,飞机迎角变化的频率和大小不同往往会对发动机造成不同程度的影响。因此,如何定量研究飞机迎角 α 对发动机输出性能量(如 F 、 S_L)的影响,定义控制裕度的评估准则并设定合适的控制裕度,进而设计可以满足该控制裕度的控制器,是本节需要解决的重点问题。

3.1 控制裕度评估性能量选取

从图7可以看出,飞机迎角可看作干扰量,对涡轮基发动机的推力和低压压气机喘振裕度的闭环控制回路产生一定

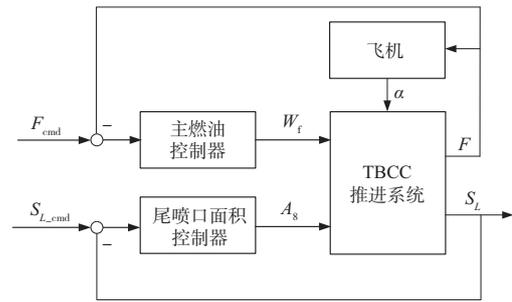


图7 TBCC涡轮基发动机双回路控制结构

Fig.7 Dual control structure of TBCC turboprop engine

的影响。其中在主燃油闭环控制回路中,控制量为燃油流量 W_f ,被控量为推力 F ,性能量为低压压气机喘振裕度 S_L 。在尾喷口闭环控制回路中,控制量为尾喷口面积 A_8 ,被控量为低压压气机喘振裕度 S_L ,性能量为推力 F 。根据式(4)和式(5),各回路控制裕度评估性能量定义主要有以下几个方面。

(1) 主燃油控制回路

$$\begin{cases} \zeta_{yd_F} = (1 - \eta_F) \times 100\% \\ \zeta_{zd_S_L} = (1 - \eta_{S_L}) \times 100\% \\ \bar{\zeta}_{w_f} = 0.8\zeta_{yd_F} + 0.2\zeta_{zd_S_L} \end{cases} \quad (13)$$

(2) 尾喷口面积控制回路

$$\begin{cases} \zeta_{yd_S_L} = (1 - \eta_{S_L}) \times 100\% \\ \zeta_{zd_F} = (1 - \eta_F) \times 100\% \\ \bar{\zeta}_{A_8} = 0.8\zeta_{yd_S_L} + 0.2\zeta_{zd_F} \end{cases} \quad (14)$$

3.2 亚声速巡航工况下主燃油回路控制裕度仿真分析

本节在亚声速巡航工况下,根据式(13)和式(14)所定义的控制裕度评估性能量,以主燃油闭环控制回路设计为例,基于图8的技术路线设计主燃油控制器。

亚声速巡航工况为 $H=6096\text{m}$, $Ma=0.8$,油门杆角度(PLA)位于中间状态点。首先通过小扰动辨识法得到亚声速巡航工况邻域的传递函数矩阵模型为

$$\begin{bmatrix} F \\ S_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{210s + 1127}{s^2 + 465.6s + 1000} & \frac{-0.4286s - 0.2422}{s^2 + 2.655s + 1.292} \\ \frac{0.3666s + 0.09}{s^2 + 1.212s + 0.2185} & \frac{-0.5315s - 0.2017}{s^2 + 1.645s + 0.5368} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_f \\ \alpha \end{bmatrix} \quad (15)$$

通过对干扰量相关传递函数进行频域分析后,选取 $\omega=0.5\text{rad/s}$ 作为设计频率, $\alpha(j\omega)$ 复平面上的几何分析如图9所示。

图9中,单位圆为被控量 F 圆,红虚线为性能量 S_L 圆。根据2.3节同类型控制器不同控制参数的控制裕度评估方法,基于图9所示复平面几何分析图,分别设计PI控制器和

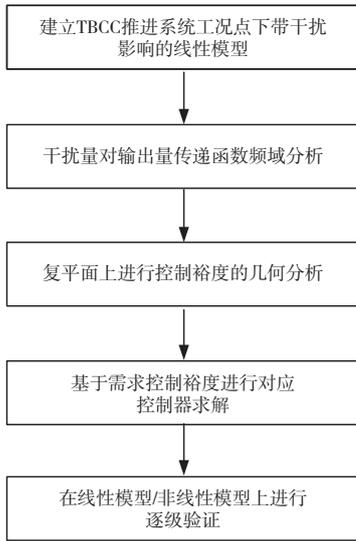


图8 基于控制裕度评估准则进行控制器设计的技术路线
Fig.8 Technical approach for controller design based on control margin assessment criteria

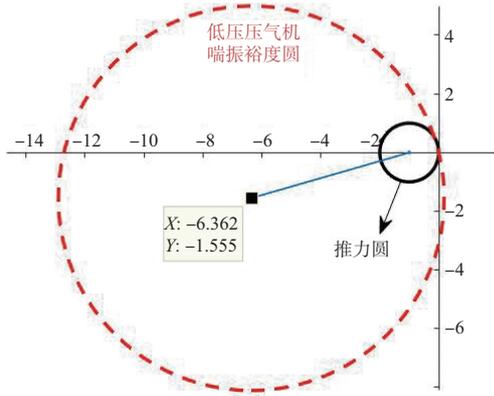


图9 $\omega=0.5\text{rad/s}$ 时复平面分析
Fig.9 $\omega=0.5\text{rad/s}$ in complex plane

几何设计法(GDM)控制器。

首先设计PI控制器。分析 K_p, K_i 取值10以内的PI控制器簇的控制裕度,几何表示如图10(黑色叉点的集合)所示。

从图10可以看出,无论如何设计,各PI控制器所映射得到的 α 点都只能接近推力圆圆心(-1,0),即无法达到控制性能极限,具有局限性。取最接近推力圆圆心(-1,0)的 α 坐标(-1.0018,0.0443)所对应 K_p, K_i 参数作为所设计的PI控制器,表达式为

$$K_{PI} = 1 + \frac{10}{s} \quad (16)$$

为了挖掘控制性能极限,在两圆圆心连线上取尽可能靠近F圆圆心的点(-1.004,-0.001)设计GDM控制器。根据模拟实现法构造GDM控制器传递函数表达式如下

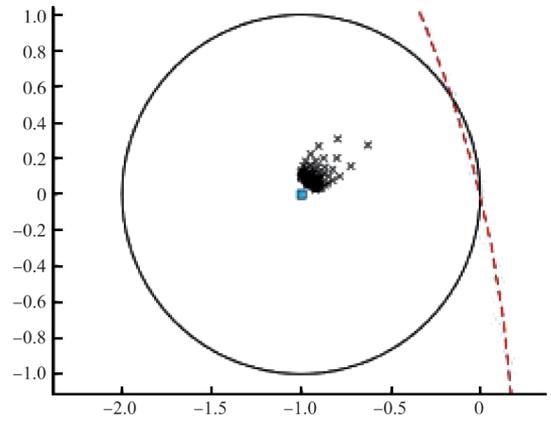


图10 PI控制器簇控制裕度在复平面上的表示
Fig.10 Control margin of PI controllers in complex plane

$$K = \frac{0.26959(s+463.4)(s+2.158) \times (s+1.201) \times (s^2+1.538s+0.6196)}{(s+5.367)(s+2)(s+0.02732)(s+0.001)^2} \quad (17)$$

考虑到阶数太高不适合实际应用,降阶并进一步去掉远离圆心的零极点后,GDM控制器传递函数为

$$K_{GDM} = \frac{54.768(s^2+1.027s+0.3329)}{(s+0.02732)(s+0.001)^2} \quad (18)$$

由式(10)可得,降阶后的控制器对应的 α 坐标为(-1.0038,-0.0009)。在综合控制裕度分析时,取推力被控量权重为0.8,此时降阶后的GDM控制器和PI控制器的性能指标和控制裕度理论分析如下。

(1) GDM控制器性能指标

$$\begin{cases} \eta_{yd_GDM} = \left| \frac{T_{yd_c}(j\omega)}{T_{yd_o}(j\omega)} \right| = 0.0039 \\ \eta_{zd_GDM} = \left| \frac{T_{zd_c}(j\omega)}{T_{zd_o}(j\omega)} \right| = 0.8487 \end{cases} \quad (19)$$

(2) GDM控制器控制裕度

$$\begin{cases} \zeta_{yd_F} = (1 - \eta_{yd_GDM}) \times 100\% = 99.61\% \\ \zeta_{zd_S_L} = (1 - \eta_{zd_GDM}) \times 100\% = 15.13\% \\ \bar{\zeta}_{GDM} = 0.8\zeta_{yd_F} + 0.2\zeta_{zd_S_L} = 82.7\% \end{cases} \quad (20)$$

(3) PI控制器性能指标

$$\begin{cases} \eta_{yd_PI} = \left| \frac{T_{yd_c}(j\omega)}{T_{yd_o}(j\omega)} \right| = 0.044 \\ \eta_{zd_PI} = \left| \frac{T_{zd_c}(j\omega)}{T_{zd_o}(j\omega)} \right| = 0.8515 \end{cases} \quad (21)$$

(4) PI控制器控制裕度

$$\begin{cases} \zeta_{yd_F} = (1 - \eta_{yd_PI}) \times 100\% = 95.6\% \\ \zeta_{zd_{S_L}} = (1 - \eta_{zd_PI}) \times 100\% = 14.85\% \\ \bar{\zeta}_{PI} = 0.8\zeta_{yd_F} + 0.2\zeta_{zd_{S_L}} = 79.5\% \end{cases} \quad (22)$$

结合图9分析可得, F 和 S_L 圆心距离与 S_L 圆半径的比值约为0.85。即通过几何分析, 两者控制器对 S_L 的控制裕度均为15%左右; 对于主控量推力, PI控制器可将推力干扰降到开环的4.4%, 控制裕度为95.6%, GDM控制器可降到0.39%, 控制裕度高达99.61%。所设计的GDM控制器综合控制裕度也略高于PI控制器。

为进一步仿真对比验证上述理论分析结果, 根据亚声速巡航任务段的需求, 设计仿真算例如下: 飞机在亚声速巡航时, 执行突然爬升或下降的机动动作, 飞机迎角会产生近似阶跃的突变, 如图11所示。以某TBCC发动机部件级模型作为仿真被控对象, 对比不同发动机控制器对于飞机迎角突变干扰下的抗扰性能以及实际综合控制裕度, 结果如图12所示。图12中, F_{open} 、 F_{PI} 和 F_{GDM} 分别为开环、采用PI控制器和采用GDM控制器下的推力响应, S_{L_open} 、 S_{L_PI} 和 S_{L_GDM} 分别为开环、采用PI控制器和采用GDM控制器下的低压压气机喘振裕度响应。可以看出, 在迎角输入干扰作用下, GDM控制器几乎消除了推力的稳态变化, 相比PI控制器具有更大的推力控制裕度。结合图9的复平面几何分析图与图12(b)的部件级模型仿真结果可以看出, 由于两圆半径相差较大, 故基于几何设计法设计的控制器与PI控制器对 S_L 的抗扰性能相差不大, 控制裕度均为15%附近, 与理论分析一致。

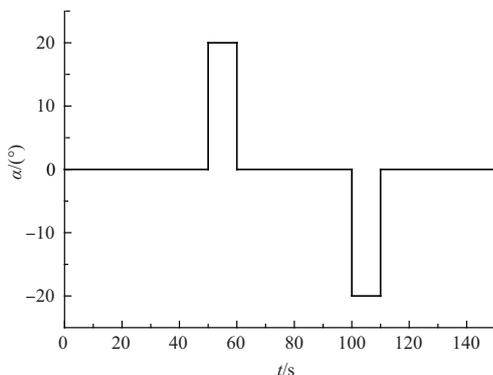


图11 飞机迎角干扰输入算例

Fig.11 Input cases for aircraft angle of attack disturbance

综合对比几何设计法理论分析和TBCC部件级模型验证结果, 见表1。仿真结果表明, 根据所定义的控制裕度评估准则设计控制器, 理论上可以几乎达到控制裕度的极限

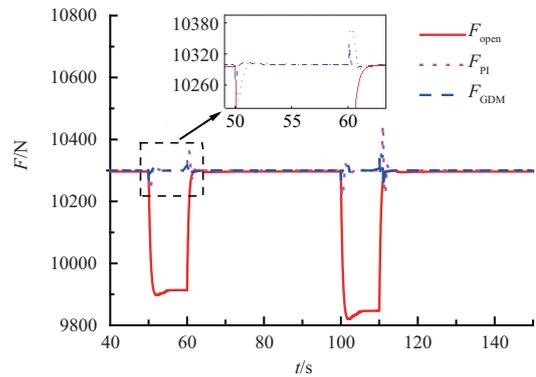
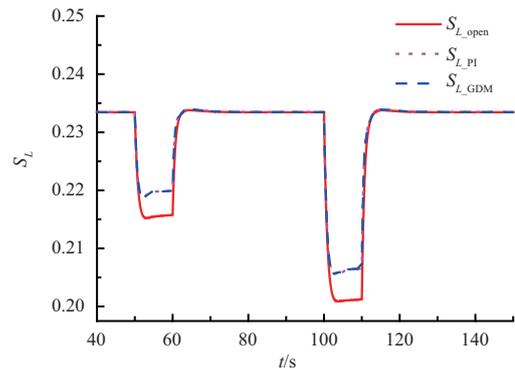
(a) 推力 F 变化对比(b) 低压压气机喘振裕度 S_L 对比

图12 TBCC部件级模型验证结果

Fig.12 TBCC component-level model simulation results

(GDM控制器的 F 控制裕度达到99.61%), 虽然通过部件级模型仿真, 实际控制裕度达不到理论值, 但 F 控制裕度比传统PI控制器提升了7.3%, 综合控制裕度相比传统PI控制器提升了5.9%。

表1 主燃油控制回路控制器的控制裕度评估性(单位:%)

Table 1 Control margin evaluation parameters of main fuel controller(unit:%)

	GDM控制器		PI控制器	
	理论	部件级模型	理论	部件级模型
F 控制裕度	99.61	89.6	95.6	82.3
S_L 控制裕度	15.13	15.07	14.85	14.91
综合控制裕度	82.7	74.7	79.5	68.8

4 结论

本文在飞发一体化架构下, 开展了航空发动机控制裕度定义及评估准则研究, 并基于评估准则进行了不同控制器的理论设计及仿真验证, 具体成果总结如下:

(1) 在控制理论层面, 采用几何设计法, 直观且定量地在复平面上定义了发动机性能量的控制裕度, 提出了基于

需求控制裕度进行控制器设计的一系列评估准则,包括构造满足需求控制裕度的控制器求解方法、评估对比不同控制器的控制裕度和评估固定结构控制器的控制裕度。

(2)以TBCC部件级模型为研究对象,在亚声速巡航典型工况下,采用几何设计理论所设计的控制器,控制性能可以达到控制裕度理论极限的99.61%。虽然通过部件级模型仿真,实际控制裕度达不到理论值,但相比于传统PI控制器,GDM控制器的推力控制裕度和综合控制裕度分别提升了7.3%和5.9%。验证了所定义的控制裕度及其评估准则在解决飞发一体控制耦合性问题方面的有效性。 **AST**

参考文献

- [1] 季春生. 飞发一体化控制先进技术发展分析[J]. 航空动力, 2019(4):32-38.
Ji Chunsheng. Analysis to the development of advanced technology for integrated flight-propulsion control [J]. Aerospace Power, 2019(4):32-38. (in Chinese)
- [2] Zames G. Feedback and optimal sensitivity: Model reference transformations, multiplicative seminorms, and approximate inverses [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1980, 26(2): 301-320.
- [3] 陶涛, 阎文博. 航空发动机 H_∞ 混合灵敏度控制中权阵的选取[J]. 推进技术, 1999(4):67-71.
Tao Tao, Yan Wenbo. Construction of weighting matrixes in mixed sensitivities H_∞ controller design for aeroengine [J]. Journal of Propulsion Technology, 1999(4):67-71. (in Chinese)
- [4] 王曦, 杨舒柏, 朱美印, 等. 航空发动机控制原理[M]. 北京: 科学出版社, 2021.
Wang Xi, Yang Shubai, Zhu Meiyin, et al. Aeroengine control principles [M]. Beijing: Science Press, 2021. (in Chinese)
- [5] 张慧凤. 基于干扰观测器的几类非线性系统抗干扰控制[D]. 沈阳: 东北大学, 2016.
Zhang Huifeng. Anti-disturbance control for several classes of nonlinear systems based on disturbance observers [D]. Shenyang: Northeastern University, 2016. (in Chinese)
- [6] 张海波, 孙健国, 孙立国. 一种涡轴发动机转速抗扰控制器设计及应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 943-950.
Zhang Haibo, Sun Jianguo, Sun Ligu. Design and application of a disturbance rejection rotor speed control method for turbo-shaft engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 943-950. (in Chinese)
- [7] 王伟, 赵哲. 具有动态和输入不确定性的航空发动机自抗扰控制[J]. 航空科学技术, 2023, 34(7):36-42.
Wang Wei, Zhao Zhe. Active disturbance rejection controller for aeroengine with dynamic and input uncertainty [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(7): 36-42. (in Chinese)
- [8] 刘云霄, 胡忠志, 王继强. 基于线性自抗扰的齿轮传动涡扇发动机控制[J]. 航空发动机, 2021, 47(5):78-85.
Liu Yunxiao, Hu Zhongzhi, Wang Jiqiang. Control of geared turbofan engine based on linear active disturbance rejection [J]. Aeroengine, 2021, 47(5):78-85. (in Chinese)
- [9] Wang Jiqiang. A single sensor and single actuator approach to performance tailoring over a prescribed frequency band[J]. ISA Transactions, 2016, 61(2): 329-336.
- [10] Wang Jiqiang. Topology optimization for vibration suppression at multiple locations: a non-iterative approach [J]. Applied Mathematics & Computation, 2021, 398: 125990.
- [11] Wang Jiqiang. Simultaneous vibration suppression and energy harvesting: damping optimization for performance limit [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 132: 609-621.
- [12] Wang Jiqiang. Optimal design for energy harvesting vibration absorbers[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, 2021, 143(5): 051008.
- [13] Wang Jiqiang. Active restricted control for harmonic vibration suppression[J]. International Journal of Structural Stability and Dynamics, 2019, 19(12): 1971007.
- [14] 陈佳杰, 王继强, 张海波, 等. 基于几何设计法的航空发动机有限频域稳态抗扰控制器设计[J]. 航空学报, 2023, 44(9): 320-333.
Chen Jiajie, Wang Jiqiang, Zhang Haibo, et al. Design of steady-state disturbance rejection controller for aeroengine based on geometric design method in finite frequency range [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(9): 320-333. (in Chinese)
- [15] 张文琦, 宋敏华, 王浩. 大迎角下发动机尾吊布局公务机动力影响研究 [J]. 航空科学技术, 2022, 33(6): 8-13.
Zhang Wenqi, Song Minhua, Wang Hao. Study on powered effects of a business jet with tail-mounted engines at high angle of attack [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(6): 8-13. (in Chinese)

Research on the Definition and Evaluation Criteria of Aeroengine Control Margin under the Integrated Flight-Propulsion Architecture

Chen Jiajie^{1,2,3}, Wang Jiqiang^{2,3}, Zhang Haibo⁴, Chen Xinmin^{2,3}, Niu Wei⁵

1. Qianwan Institute of Ningbo Institute of Materials Technology and Engineering, Ningbo 315336, China

2. Ningbo Institute of Materials Technology and Engineering of the Chinese Academy of Sciences, Ningbo 315201, China

3. Zhejiang Engineering Research Center for Special Aircraft, Ningbo 315336, China

4. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

5. AVIC Aeronautics Computing Technology Research Institute, Xi'an 710119, China

Abstract: In response to the difficulty of traditional margin evaluation standards to intuitively reflect the coupling problem of aircraft disturbance on aeroengine control, research on aeroengine control margin and corresponding evaluation criteria is carried out under the framework of integrated flight-propulsion architecture. A novel method for defining aeroengine control margin and evaluation criteria is proposed based on a control theory called geometric design method that can improve control performance using geometric methods in a finite frequency domain. This includes constructing a controller solution method that meets the required control margin, evaluating and comparing control margins of different controllers, and evaluating control margins of fixed structure controllers. Taking a certain type of turbine-based combined cycle (TBCC) engine as the research object, under the typical subsonic cruise condition, the controller designed based on geometric design method can achieve 99.61% of the control margin theoretical limit. The simulation results based on the TBCC component level model show that compared to the traditional proportional integral (PI) controller, the thrust control margin and comprehensive control margin of the controller designed based on geometric design method have increased by 7.3% and 5.9%, respectively, verifying the effectiveness of the defined control margin and its evaluation criteria in solving the coupling problem of integrated flight-propulsion control.

Key Words: integrated flight-propulsion; turbine-based combined cycle; control margin; geometric design method; evaluation criteria

Received: 2024-04-03; **Revised:** 2024-06-20; **Accepted:** 2024-08-29

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(201919052001)