

一种用于提高发动机气动稳定性的控制策略

陈英, 叶巍, 周志文, 王彦青

(中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要:通常, 风扇/压气机可用稳定裕度明显高于具体使用条件下的最大值, 理论上为发动机性能提高提供了可能。基于上述思想, 本文开展了主动稳定性控制(ASC)方法研究, 在小畸变下, 通过降低稳定裕度要求来提高性能; 在超出畸变容限时, 必须无条件保证发动机的工作稳定性。建立了进气畸变气动稳定性模型, 并嵌入常规控制规律, 推导出主动稳定性控制规律, 给出相应控制策略。以某涡扇发动机为对象, 开展了主动稳定性控制仿真研究。结果表明, 在中等畸变强度以下, 主动稳定性控制能有效满足降低稳定裕度的要求。

关键词:稳定性; 畸变; 主动控制; 控制规律

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2012) 03-0026-05

A Control Strategy for Enhancing the Aerodynamic Stability of Engine

CHEN Ying, YE Wei, ZHOU Zhi-wen, WANG Yan-qing

(China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Generally the available stability margin of fan/compressor is larger than the maximum stability margin employed in practical operation, which provides a chance to enhance the aero-engine performance in theory. Based on this idea, investigation on the active stability control (ASC) of aero-engine. At the small inlet distortion, the aero-engine performance can be improved by relaxing stability margin (SM) demands. If inlet distortion exceeds the tolerance of aero-engine, stable operation of aero-engine is most important. According to this principle, an aerodynamic stability model is constructed for inlet distortion and embedded with conventional control law. By this model, an ASC law is derived, and the corresponding control strategy is proposed too. Taking a turbofan as an example, the simulation study for ASC has been carried out, and the results demonstrate that the ASC with decreasing the SM requirement is most effective at the moderate inlet distortion.

Key words: stability; distortion; active control; control law

1 引言

现代推进系统设计正面临先进飞行平台的严峻挑战, 一方面要求发动机尽可能扩大稳定裕度, 另一方面又要减小稳定裕度以提高推力和降低耗油率。西方航空大国对此进行了多年研究, 并提出一种柔性办法——畸变容限控制予以解决。

美国自上世纪90年代初开始发动机稳定性控制研究^[1-6], 其中最具有代表性的是高稳定性发动机控制计划(HISTEC), 其目的是研究强烈进气畸变条件

下燃气涡轮发动机的控制方案(见图1)。该计划由NASA格林研究中心、P&W公司和美国空军共同完成。前期计划中的畸变容限控制研究进展顺利, 目前已完成并投入使用, 下一阶段的主动失速/喘振控制研究也已开始。畸变容限控制, 也称稳定性寻求控制, 利用飞机机动飞行采样数据和发动机进口气动截面参数估算畸变指数。在畸变指数较低时, 通过发动机压比控制回路来提高发动机性能; 在高畸变指数下, 适当降低发动机压比以保证足够的稳定

收稿日期: 2011-11-30; 修回日期: 2012-04-18

作者简介: 陈英(1970-), 女, 四川南充人, 高级工程师, 主要从事压气机性能测试及稳定性研究工作。

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

裕度。这种控制模式能在保证发动机工作稳定性的同时,最大限度地发挥性能优势,寻求性能与稳定性间的最佳折衷。该方案由传感器系统、畸变估算系统和稳定性管理控制器三要素组成,代表了未来战斗机最先进的推进系统稳定性设计方案。

本文主要针对发动机稳定性主动控制技术,讨论其控制规律和控制策略。

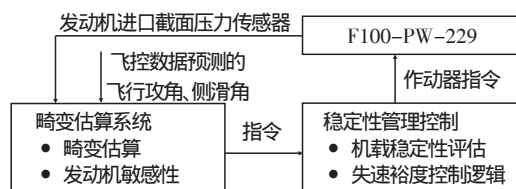


图1 发动机稳定性主动控制框图

Fig.1 The block diagram of ASC of aero-engine

2 数学模型

针对发动机具体使用条件提出的柔性控制规律,是优化发动机主要参数(必须无条件保证的、稳态时的推力和耗油率)的措施之一,也是保证发动机工作稳定性的主要措施。压气机的设计和调试,旨在确保发动机在多种降稳因子综合影响下的工作稳定性。因此,压气机可用稳定裕度一般明显高于具体使用条件下的最大值,在无条件的保证稳定性的前提下,两个值间的巨大差别,理论上为发动机推力提高提供了可能。

主动稳定性控制数学模型,首先应能准确反映气流不均匀性和不稳定性扰动对发动机工作的影响,其次应包含整个控制系统的模型。

2.1 控制方程

根据发动机特点,沿轴向分为若干计算单元,包括风扇、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮和尾喷管等,再将轴向各个单元沿周向分为若干扇形区,以模拟周向畸变影响。与上述计算单元相对应,需将最基本的控制方程进行适当变化,以便对单元体进行计算。采用控制方程的积分形式,并将动量方程投影在轴向和切向。

连续方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV = - \oint_S \rho \vec{c} \cdot d\vec{s} + g \quad (1)$$

式中: ρ 为气体或燃气密度, V 为单元体积, g 为计算单元中注气或放气量, t 为时间, S 为单元表面, \vec{c} 为气体微团速度。

动量方程(轴向):

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV = - \oint_S \rho c_x (\vec{c} \cdot d\vec{s}) - \oint_S p_n ds_x + F_x \quad (2)$$

式中: c_x 为速度轴向分量, p_n 为压力, F_x 为作用力的轴向分量, s_x 为单元表面的轴向分量。

动量方程(切向):

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho c_\theta dV = - \oint_S \rho c_\theta (\vec{c} \cdot d\vec{s}) - \oint_S p_n ds_\theta + F_\theta \quad (3)$$

式中: c_θ 为速度切向分量, s_θ 为单元表面的切向分量, F_θ 为作用力的切向分量。

能量方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \left(c_v T + \frac{c^2}{2} \right) dV = - \oint_S \rho \left(c_p T + \frac{c^2}{2} \right) (\vec{c} \cdot d\vec{s}) + Q + N \quad (4)$$

式中: c_v 为气体的定容比热, c_p 为气体的定压比热, N 为功率, Q 为加入气体的热量, T 为温度。

每个计算单元均可应用这些方程。

2.2 总压场模拟

根据确定气流稳定性的主要参数,对发动机随机总压场进行数值模拟是数学模型的组成部分。

(1) 总(纵向)时标。进气道内总压脉动的实测和模拟测量表明,脉动自相关函数可用下式逼近:

$$\bar{R}(\tau) = \exp(-\tau/\tau_E) \quad (5)$$

式中: τ 为积分时间比例尺, τ_E 为纵向积分时间比例尺。

采用白噪声模拟该类型进口总压脉动。首先产生连续的随机数,然后按给定的总时标,将该随机过程转换成带自相关指数函数过程。每一积分间距(Δt)都有这样的过程。

(2) 空间(切向)时标。数学公式中,脉动切向时标由下式确定:

$$\Delta\varphi = \int_0^{2\pi} \bar{R}_{xy}(t, \varphi) d\varphi \quad (6)$$

式中: $\bar{R}_{xy}(t, \varphi)$ 为测量截面上成 φ 角的各点上脉动之间的互相关函数, φ 为周向角度。

总时标物理值区域平均尺寸表示某区域平均尺寸,常为 $30^\circ \sim 60^\circ$,该区域内脉动可假定近似为一维脉动。最后切向时标模拟问题就归结为产生彼此完全不相关的 m (周向计算网格单元数) 个随机过程,且利用其作为计算区域零截面上的进口边界条件。

(3) 脉动强度。 m 个随机连续过程中每个的比例,都是根据脉动强度(均方根值)所要求的切向分布确定。

(4) 定常周向不均性。以不等于零的数学期望

值形式对随机连续性作补充。

2.3 常规控制规律

模型中包含了以下控制规律:

(1) 低压转子转速 $n_1 = \text{const}$, 高压转子转速 $n_2 = \text{const}$ 。

相应的调节器微分方程为:

$$\frac{d\bar{G}_{fuel}}{dt} = a(1 - \bar{n}_i) - b \frac{d\bar{n}_i}{dt} \quad (7)$$

式中 \bar{G}_{fuel} 为相对燃油流量(燃油流量与最大值之比); \bar{n}_i 为转子的相对旋转频率; a 、 b 为常系数, 描述控制系统的惯性。

(2) $G_{fuel}/p_3 = \text{const}$ 。

相应的调节器微分方程为:

$$\frac{d\bar{G}_{fuel}}{dt} = \frac{dp_3}{dt} \left(1 - e^{-t/\tau_1}\right) \quad (8)$$

式中 p_3 为燃烧室进口总压; τ_1 为控制系统中的时间常数。

(3) 放气。

(4) 调节尾喷管喉道面积 A_8 。

(5) 调节风扇导叶调节角度 $\alpha_1 = f(\bar{n}_1)$, 压气机导叶调节角度 $\alpha_2 = f(\bar{n}_2)$ 。

2.4 失稳准则

大量试验结果表明:当流道中轴向流速小于零时,发动机已失稳。本文以此作为失稳判据,其可靠性在各种类型的发动机和风扇/压气机部件计算中都得到了证实。

3 主动稳定性控制规律

3.1 控制规律

进气压力畸变条件下,发动机的稳定性取决于风扇的稳定性。而风扇工作线的位置及其可用稳定裕度,实际上完全取决于尾喷管喉道面积。因此,尾喷管喉道截面的附加控制通道,可与主控制系统的常规调节器联成整体。该通道可实现:①测量(评估)总压进口扰动值;②对发动机当前工况下的测量值与极限值进行对比;③形成足以确保发动机稳定工作的涡轮落压比非定常值,并把该值作为涡轮落压比输入到控制系统主通道。控制系统附加通道所完成的控制示意图见图2,图中 G_T 为总燃油流量。

计算综合畸变指数:

$$W = \Delta\sigma + \varepsilon_{av} \quad (9)$$

式中 W 为综合畸变指数, $\Delta\sigma$ 为周向不均匀度, ε_{av} 为面平均紊流度。

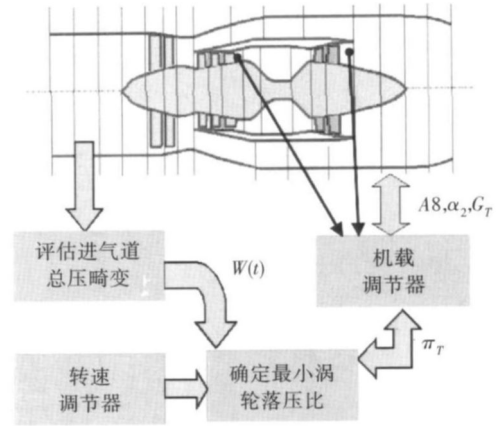


图2 主动稳定性控制尾喷管附加控制通道

Fig.2 Additional control channel of ASC at nozzle

总压不均匀性极限值首先取决于发动机工况和风扇稳定裕度,即:

$$W_{cr} = f(SM_F, \bar{n}_1) \quad (10)$$

式中 W_{cr} 为临界综合畸变指数, SM_F 为风扇稳定工作裕度。

由于风扇工作线位置和稳定裕度是尾喷管喉道面积的函数,因此涡轮工作状态决定风扇稳定裕度:

$$SM_F = f(\pi_T, \bar{n}_1) \quad (11)$$

式中 π_T 为涡轮落压比。

联立式(10)和式(11)可知,临界综合畸变指数是发动机状态与涡轮落压比的函数:

$$W_{cr} = f(\pi_T, \bar{n}_1) \quad (12)$$

畸变容限:

$$W_{inlet, max} = W_{cr} - W_{min, st} \quad (13)$$

式中 $W_{inlet, max}$ 为畸变容限, $W_{min, st}$ 为间接表征保证稳定裕度的最小值。

转入涡轮落压比控制通道:

$$\pi_T = f(W_{inlet, max}, \bar{n}_1) \quad (14)$$

3.2 控制策略

稳定性主动控制的目的:一方面是在均匀进气的情况下,利用多余的稳定裕度提升性能;另一方面是在超过最大预期畸变指数的情况下,使发动机稳定工作,实现适用性扩展。

在引起发动机稳定裕度降低的诸多因子中,总压畸变所引起的稳定裕度损失称之为畸变容限(见图3)。为此,主动稳定性控制主要是针对畸变容限进行控制,剩余的稳定裕度是保证发动机稳定工作的最小稳定裕度储备。控制目标见图4。

参考 HISTEC 计划,本文提出的控制目标为:将风扇失稳边界(无畸变)到共同工作线间的距离(总稳

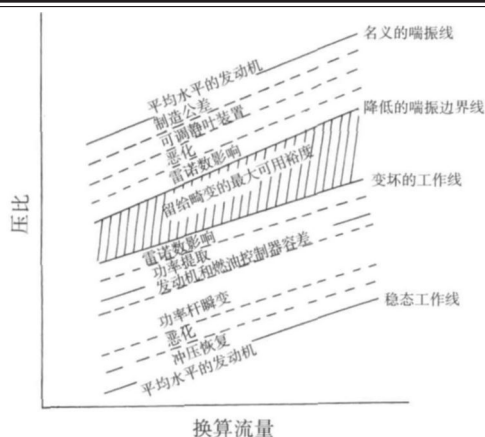


图3 畸变容限定义

Fig.3 The definition of inlet distortion tolerance

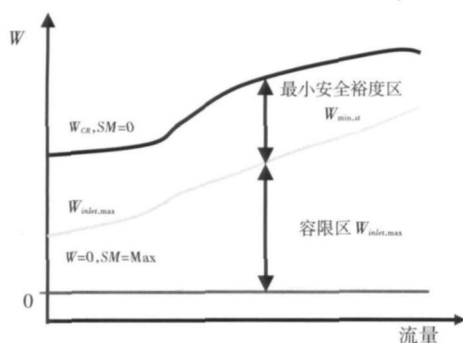


图4 畸变容限控制目标

Fig.4 The control target for inlet distortion tolerance

定裕度)控制在大于畸变容限的范围内,如图4所示。即在均匀进气条件或小畸变来流时提高风扇工作点来减小稳定裕度,使之接近畸变容限对应的共同工作线以发挥发动机潜力;在超过最大预期畸变指数进气时降低风扇工作点,亦即对应于临界畸变指数下的原始共同工作线(图4中最上面一条线)。畸变容限分界点在每个转速下不同,可根据除压力畸变外的其它降稳因子计算获得或根据经验获得。通常,压力畸变占原始稳定裕度储备的40%~60%,按此统计规律也可划分出畸变容限对应的工作线。

3.3 控制回路选择

考虑到实际工程应用中可供选择的发动机调节量(尾喷管喉道面积、主燃油流量、 α_1 、 α_2 、级间放气等)非常有限,选择用于风扇稳定裕度控制的标准包括控制回路响应速度(越快越好)、对推力、效率和主控制器的影响(越小越好)等因素。单独调节 α_1 (通常为整周同步调节)容易导致高低压不匹配,且实际进气低总压区只发生在某一周向相位。若异步调节,则对控制系统改动很大,且需实时测定低总压区相

位,在进口存在旋流的情况下,这难以实现。级间放气可用于喘振,但不适用于长时间改变风扇工作点,其效率影响较大。参考IHPTET计划,本文选择主燃油流量和尾喷管喉道面积。主燃油流量控制转速,尾喷管喉道面积控制落压比。

具体控制回路如图5所示(m_f 为主燃油流量),在原主控制回路上增加一个畸变容限控制回路,其中畸变容限通过事先计算获得。

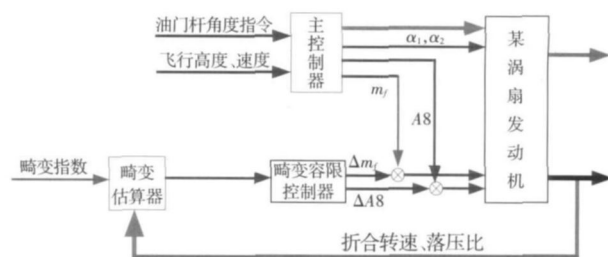


图5 畸变容限控制回路

Fig.5 The sketch of control loop for inlet distortion tolerance

4 初步仿真结果与分析

图6给出了某涡轮发动机在飞行高度 $H=0$ 、飞行马赫数 $M=0$ 时,从慢车至中间状态下, W 分别为0、2%和4%的仿真结果。仿真模型对涡轮后温度、压气机后压力及最大和最小燃油流量进行限制。主动控制规律在原有尾喷管喉道控制面积的基础上,风扇稳定裕度按引入畸变容限参数对应的涡轮落压比调节规律控制。

从图中可看出,在保证风扇具有一定稳定裕度的情况下,适当收缩尾喷管,减小喉道面积,可进一步发挥发动机性能潜力。在发动机稳定工作及明显低于临界畸变指数影响($W=2\%$ 、 $W=4\%$)的条件下,与采用常规控制相比,采用主动稳定性控制的推力增益分别为4.00%和0.34%。

5 结束语

本文在跟踪国外先进推进系统稳定性研究最新进展的基础上,为充分发挥发动机潜能,提高其气动稳定性,开展了进气畸变容限的主动控制技术研究。建立了进气畸变对发动机气动稳定性影响的分析模型,通过控制尾喷管喉道面积及主燃油流量来改变工作线位置,提出了主动稳定性控制规律和控制策略,从理论上证实了主动稳定性控制技术能提高发动机的性能。

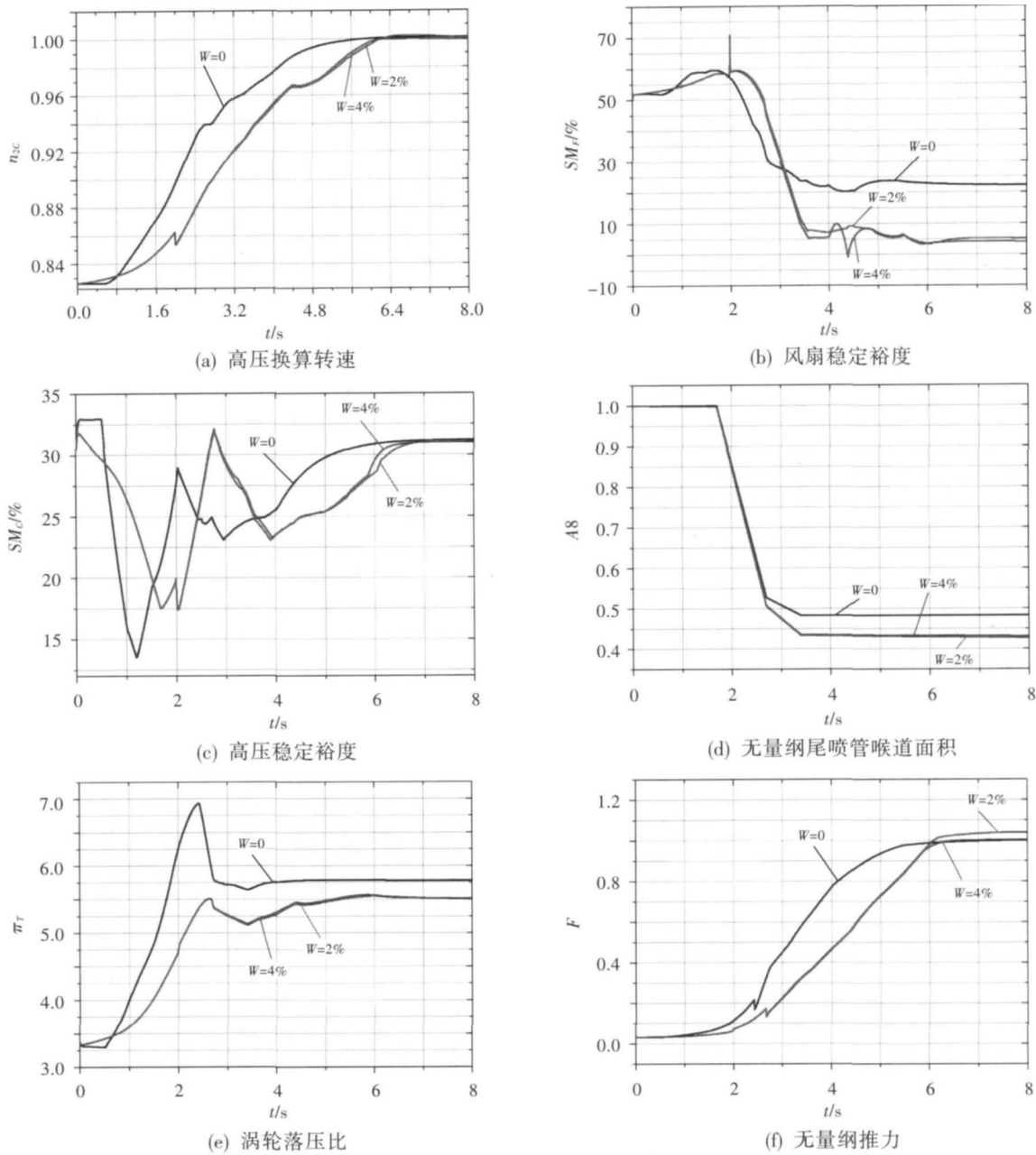


图6 采用主动控制规律主要热力参数仿真特性

Fig.6 The characteristics of main thermodynamics parameters with ASC

参考文献：

[1] Delaat J C ,Southwick R D ,Gallop G W. High Stability Engine Control[R]. AIAA 96-2586 ,1996.

[2] Kopasakis G. Adaptive Performance Seeking Control Using Fuzzy Model Reference Learning Control and Positive Gradient Control[R]. AIAA 97-3191 ,1997.

[3] Delaat J C ,Southwick R D ,Gallop G W ,et al. The High Stability Engine Control(HISTEC) Program: Flight Demonstration Phase[R]. AIAA 98-3756 ,1998.

[4] Southwick R D ,Gallop G W ,Kerr L J ,et al. High Stabili-

ty Engine Control(HISTEC) Flight Test Results[R]. AIAA 98-3757 ,1998.

[5] Davis M ,Hale A ,Beale D. An Argument for Enhancement of the Current Inlet Distortion Ground Test Practice for Aircraft Gas Turbine Engines[R]. ASME 2001-GT-0507 , 2001.

[6] Orme J S ,Delaat J C ,Southwick R D ,et al. Development and Testing of a High Stability Engine Control(HISTEC) System[R]. NASA/TM-1998-206562 ,1998.