

某发动机压缩系统喘振与消喘控制的模拟分析*

吴 虎, 东秋生

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘 要: 应用逐级动态压缩系统模拟技术, 对某型发动机核心压气机系统的过失速-喘振行为进行了模拟分析, 发展了相应的控制主燃烧室切油速率的消除喘振方法。结果表明, 主燃烧室切油速率是实施喘振消除的关键, 但伴随着压缩系统喘振的消除, 发动机涡轮进口总温迅速下降, 这将对发动机性能产生不利影响。

关键词: 压气机; 喘振; 失速; 气动稳定性; 数值仿真

中图分类号: V235.113 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2002) 03-0216-03

Modeling surge and recovery of the axial compression system in a turbine engine

WU Hu, DONG Qiu-sheng

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: A digital computer model was given to simulate the post-stall operation of the axial compression system in a turbine engine. The major engine components such as the high pressure compressor, primary combustor and turbine were modeled based on stage-by-stage dynamic compression system modeling technique. The surge characteristics for the compression system was presented, and the recovery from the surge in the compression system was obtained using primary combustor fuel cutoff control schedule. It was found that the fuel cutoff rate was the significant controlled parameter for the compression system recovery. It was notable that inlet total temperature of the turbine was considerably decreased with the fuel cutoff control plan.

Key words: Compressor; Surge; Stalling; Aerodynamic stability; Numerical simulation

1 引 言

由于新一代歼击机超机敏性要求其推进系统推重比不断提高, 风扇、高压压气机级负荷也将不断提高, 这使得发动机稳定工作范围面临严峻考验。因此, 发动机总体方案中防喘、消喘系统设计技术显得尤为重要^[1~6]。例如, 先进的防喘、消喘能力使 A-31 发动机具有十分宽广的稳定工作范围, 使 SU-27 飞机展现出卓越性能。为迅速跟踪国外同类研究进展, 本文基于文献[7]的研究结果, 对某型发动机核心压气机系统的喘振及其消喘控制策略展开了研究, 并取得了初步进展。

2 模型与计算方法

采用的逐级动态响应模型、数值计算方法及动态

流量、动量及能量平衡方程与文献[7]相同, 即在进、出口计算站采用特征线差分格式, 内部计算站采用 MacCormack 预估-校正差分格式。由于本文主要研究某型发动机核心压气机系统喘振及其消喘控制方案, 因此确定恰当的核心压气机过失速 (ir-stall and post-stall) 特性尤为重要。为此本文基于文献[6]给出的 10 级高速压气机过失速试验结果, 首先建立了某型核心压气机分级过失速特性, 发展了如下计算模型:

(1) 基于文献[8], 建立了多级轴流压气机总特性与其各分级级特性的关联关系。由已知的多级压气机总特性计算出压气机各分级级特性 (pre-stall characteristics)。

(2) 应用作者已发展的动态压缩系统模拟技术对整个压缩系统实施动态加载逼喘, 确定多级压气机喘

* 收稿日期: 2001-04-19; 修订日期: 2001-09-24。基金项目: 航空科学基金资助项目 (98C53023)

作者简介: 吴 虎 (1963—), 男, 博士生导师、教授, 研究领域为航空发动机总体性能, 进气道与发动机相容性。

点。文献[9]的研究结果表明,该模拟结果与试验结果误差小于1%。

(3) 基于文献[6]所得到的某10级高速压气机各分级过失速特性,应用相似准则,计算给出了某7级核心压气机分级过失速特性。

算例的核心压气机系统由7级高压压气机+主燃烧室+涡轮所组成。图1为该系统及其空间计算站划分示意图,详细的几何与流动参数见文献[8]。

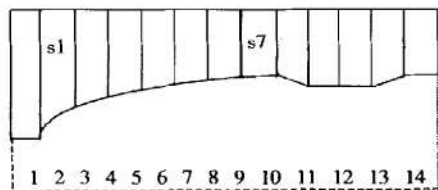


Fig. 1 Control volumes of the axial compression system

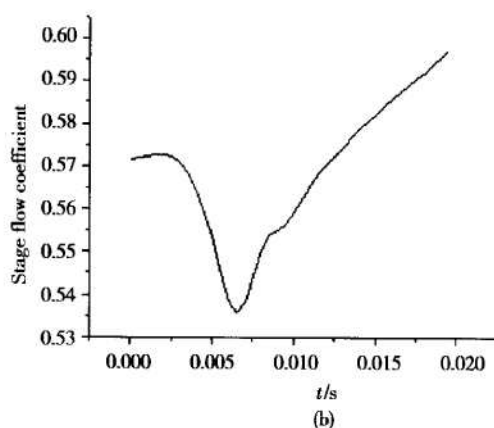
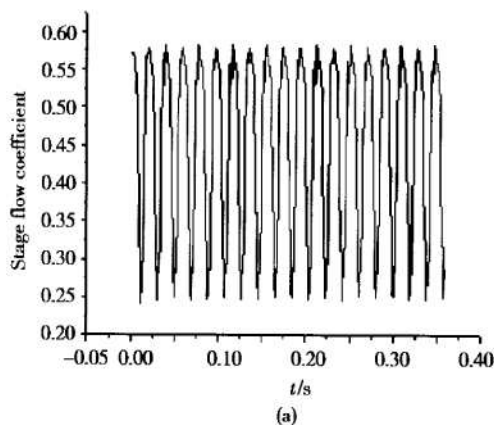


Fig. 2 Variation of compressor first stage flow coefficient with time

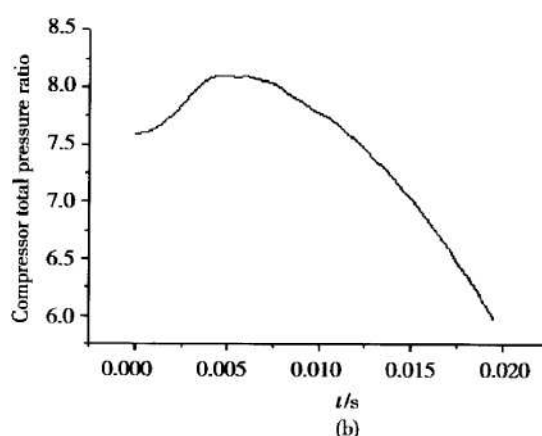
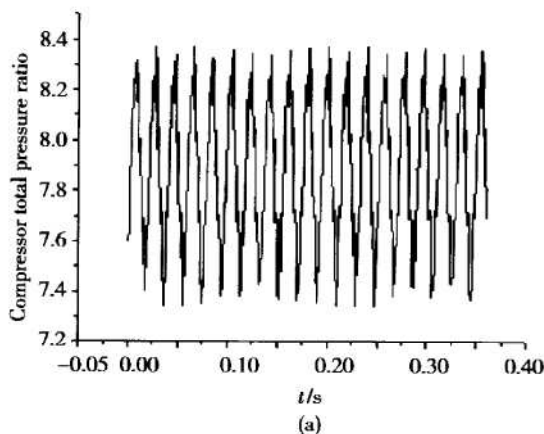


Fig. 3 Variation of compressor overall pressure ratio with time

3 计算结果与分析

算例的计算状态为 $\bar{n}_{cor} = 1.0$ 。在此状态下,认为涡轮导向器最小截面处于超临界状态是合理的。由此,首先计算出稳定工作条件下该截面的截面积,再通过如下关系式诱使压气机系统进入过失速状态:

$$A(t + \Delta t) = A(t) - DA \cdot \Delta t$$

$t, \Delta t$ 分别为时间和时间步长, A 为涡轮导向器最小截面, DA 为截面积时间变化率。

图2(a)~图4(a)分别为模拟计算的压气机第一级流量系数、压气机总增压比和涡轮进口截面上总温随时间变化规律。可见,在该工作状态下,压气机系统的过失速行为表现为典型的喘振特征。正如叶片机原理所阐述的那样,对于高压压气机在换算转速较高工作状态下失稳形态一般表现为喘振特征。模拟结果与之相符合。

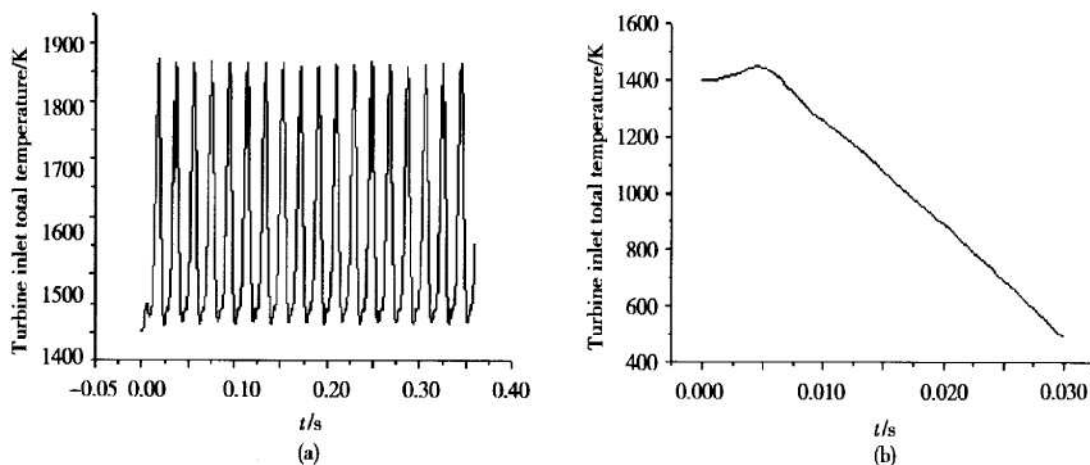


Fig. 4 Variation of turbine inlet total temperature ratio with time

从这些图上可看出,在压气机系统进入喘振期间。涡轮进口将产生周期性高温气流脉动,这将严重影响涡轮导叶、转子叶片使用寿命和工作可靠性,因此迅速消喘十分重要。为此,本文进一步研究了消除喘振调节计划,亦即按下式实施主燃烧室截油:

$$W(t + \Delta t) = W(t) - DW \cdot dt$$

$W(\text{kg/s})$ 为主燃烧室供油量, DW 为供油量时间变化率。

图 2(b)~图 4(b) 为与图 2(a)~图 4(a) 相应的应用主燃烧室截油退喘的模拟结果,可见,当压气机进入喘振循环时,以适当速率迅速对主燃烧室实施截油,能够迅速消除喘振。由图可见,进行截油时,由于惯性作用,经约 0.006 s 后,压气机流量系数开始迅速增加,这显然是由涡轮导向器处于超临界条件所决定的。此外,从图 4(b) 还可以看出,截油后,涡轮进口总温很快便开始不断降低,在很短的时间内,总温降低了近 800 K~900 K。这表明,采用主燃烧室切油消喘虽然可行,但消喘后应立即进行压气机扩稳调节(如导叶、静叶调节,中间级放气等),并同时重新恢复供油,以免降低发动机推力,影响飞机机动动作的完成。这势必要求发动机具有既协调一致又精确可靠的组合调节方案。

4 结 论

(1) 所发展的轴流压缩系统过失分析模型的模拟结果与理论分析一致性较好;

(2) 压气机系统的喘振可采用主燃烧室截油调节

进行消除,但其截油速率需满足一定要求;

(3) 主燃烧室截油消喘时,其涡轮进口总温在短时间内迅速下降,这必然会导致发动机性能损失,因此,消喘需与扩稳调节同时进行。

参考文献:

- [1] Hopf W R. Stall recovery control strategy methodology and results [R]. AIAA 85-1433.
- [2] Davis M W Jr. A stage-by-stage post-stall compression system modeling technique [R]. AIAA 87-2088.
- [3] Boyer K. Model prediction for improved recoverability of a multistage axial-flow compressor [R]. AIAA 89-2687.
- [4] Shahrokh K A. Application of a modified dynamic compression system model to a low aspect ratio fan: effect of inlet distortion [R]. AIAA 95-0301.
- [5] Hosny W M, et al. Turbofan engine nonrecoverable stall computer simulation development and validation [R]. AIAA 85-1432.
- [6] Copenhaver W, O'kishi T. Rotating stall performance and recoverability of a high-speed ten-stage axial-flow compressor [R]. AIAA 89-2684.
- [7] 吴 虎, 廉小纯, 崔建勇. 轴流压气机中喘振和旋转失速的数值模拟[J]. 推进技术, 1997, 18(4).
- [8] 东秋生. 新一代涡扇发动机扩稳的数值模拟分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.
- [9] 吴 虎, 廉小纯, 崔建勇. 多级轴流压气机喘振边界预估的一种新方法[J]. 推进技术, 1997, 18(2).

(编辑: 王居信)