

文章编号: 1000-8055(2006)02-0275-05

加力涡扇发动机喘振与消喘模拟

吴 虎, 蒋建军

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 基于气动耦合原理, 发展了涡扇发动机风扇出口分流环计算模型, 并进一步基于多级轴流压气机系统的逐级单元控制体模型, 建立了混合加力涡扇发动机喘振及其喘振消除的数值模拟方法, 并将其应用于某型全加力涡扇发动机过速特性模拟。在加力状态下采用缩小尾喷管喉道面积诱导了风扇压气机过速—喘振过程, 并给出了预先对加力燃烧室实施切油消除风扇压气机喘振数值模拟结果。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 过速; 喘振; 数值模拟

中图分类号: V 235. 13

文献标识码: A

Simulation of Surge Behavior of an Augmented Turbofan Engine

WU Hu, JIANG Jian-jun

(College of Propulsion and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A numerical computer model with post-stall analysis capability was established to simulate an augmented turbofan engine. The model was based on stage-by-stage compression control volumes. A technique based on steady flow and a pseudo-flow area was developed to simulate the splitter flow at fan exit. Numerical method was established using MacCormack's explicit difference scheme and characteristic boundary treatment. Reducing nozzle throat area was used to induce post-instability operation and the sequences of events leading to surge were investigated. Afterburner-fuel cutdown transient simulation was established to investigate the elimination of surge. The typical behavior and performance of the turbofan engine during surge cycle and the process of surge elimination were obtained.

Key words: aerospace propulsion system; turbofan engine; post-stall; surge; numerical simulation

随着超机动性、机敏性及超音速巡航飞机的研制和发展, 飞机对其推进系统稳定性的要求不断提高。而随着飞机对发动机推重比要求的不断提高, 导致发动机压气机设计级压比也不断增加, 这就使发动机压缩系统稳定性要求日趋严峻。近年来实施主动控制技术来扩大发动机压缩系统的

稳定工作范围已成为发动机稳定性研究领域又一主攻方向。据公开文献报道, 国外在该领域已开展了卓有成效的理论及实验研究^[1~4]。针对新一代歼击机动力装置的特点, 本文开展了现代混合加力涡扇发动机风扇压气机喘振及其喘振消除的数值模拟研究, 并取得了重要进展。

收稿日期: 2005- 03- 18; **修订日期:** 2005- 10- 10

基金项目: 航空科学基金资助(02C53022)

作者简介: 吴虎(1963-), 男, 安徽肥东人, 西北工业大学动力与能源学院教授, 主要从事叶轮机气动热力学和航空发动机总体设计研究

1 模型与计算方法

本文建立了如图1所示的单元控制体,即对风扇压气机和高压压气机采用逐级单元,对主燃烧室采用了分区单元,由于高、低压涡轮均为1级,因此高、低压涡轮也采用了逐级单元,而混合室、加力燃烧室及尾喷管则均采用了部件单元体,对流

过如图1(b)所示的单元控制体分别应用非定常流量、动量及能量平衡方程,即可得到发动机各部件的动态模型方程^[5,6]。本文在进、出口计算站采用特征线差分格式,内部计算站用MacCormack预估-校正差分格式计算发动机各部件动态模型方程。计算方程为:

(1) 流量连续方程

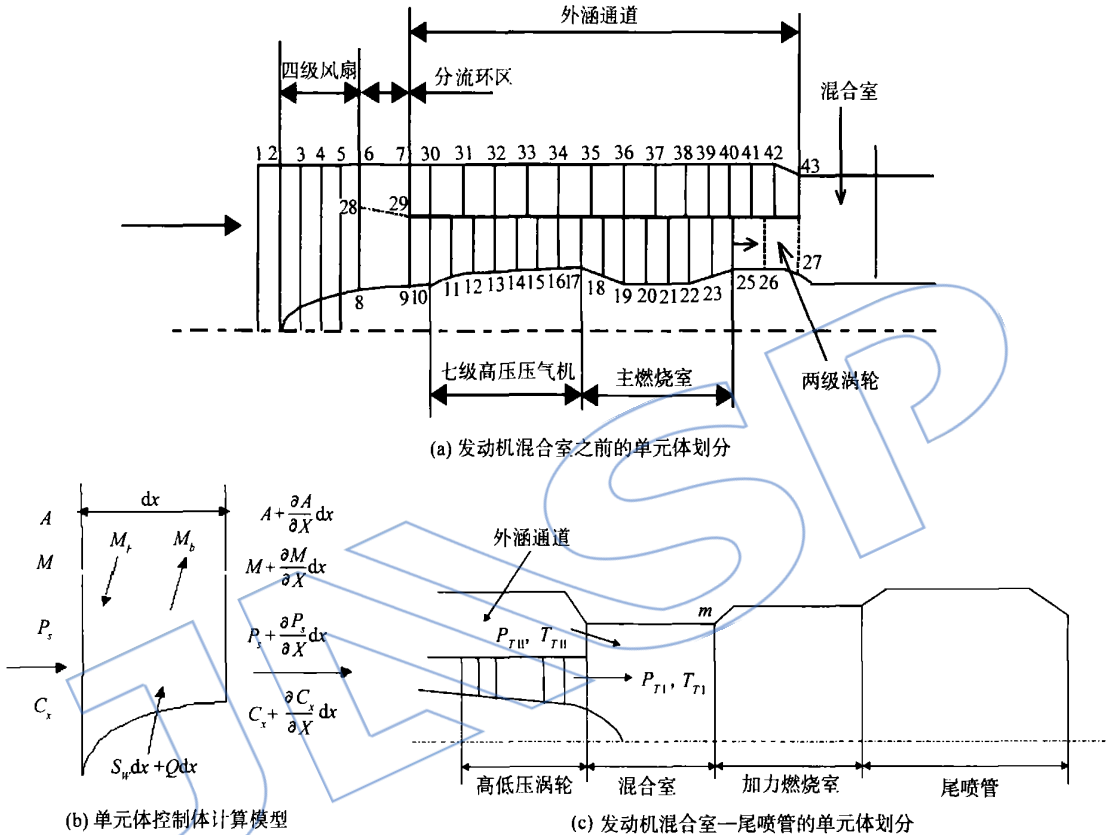


图1 加力涡扇发动机计算单元划分示意图

Fig 1 Physical model and control volume concepts for an augmented turbofan engine

预估步:
$$(\rho A)_i^p = (\rho A)_i - \frac{\Delta t}{\Delta x_{i-1}} (M_i - M_{i-1}) + (M_F - M_b)_{i-1} \Delta t$$

校正步:
$$(\rho A)_i^c = \frac{1}{2} \left[(\rho A)_i + (\rho A)_i^p - \frac{\Delta t}{\Delta x_i} (M_{i+1}^p - M_i^p) + (M_F^p - M_b^p)_i \Delta t \right]$$

(2) 动量方程

预估步:
$$M_i^p = M_i - \frac{\Delta t}{\Delta x_{i-1}} (I M P_i - I M P_{i-1}) + F_{i-1} \Delta t$$

校正步:
$$M_i^c = \frac{1}{2} \left[M_i + M_i^p - \frac{\Delta t}{\Delta x_i} (I M P_{i+1}^p - I M P_i^p) + F_i^p \Delta t \right]$$

(3) 能量方程

预估步:
$$(EA)_i^p = (EA)_i - \frac{\Delta t}{\Delta x_{i-1}} (H_i - H_{i-1}) + (S_w - Q)_{i-1} \Delta t$$

校正步:
$$(EA)_i^c = \frac{1}{2} \left[(EA)_i + (EA)_i^p - \frac{\Delta t}{\Delta x_i} (H_{i+1}^p - H_i^p) + (S_w^p - Q^p)_i \Delta t \right]$$

给定的条件为: 进口总压、总温, 另一个参数由特征相容条件来确定; 在出口(尾喷管喉道处)给定的条件为: 假设 $q(\lambda) = 1.0$ 。

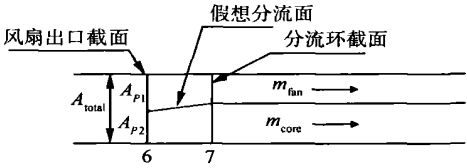


图2 风扇出口分流环流动模型

Fig 2 Calculation model of splitter at fan exit

在动态模拟过程中, 外、内涵的流量比即涵道比 B 是变化的, 亦即内、外涵流动产生耦合影响, 图2示出风扇分流环附近内外流动耦合分析模型。图中 A_{p1} 和 A_{p2} 是风扇出口截面上假想的两个分流面。它们分别由总面积 A_{total} 及内、外涵流量 m_{core} 和 m_{fan} 来确定:

$$A_{p1} = \frac{A_{total}}{1 + m_{core}/m_{fan}} \quad A_{p2} = A_{total} - A_{p1}$$

虽然以上计算只是一种近似, 但本文模拟表明对于涵道比 B 在0.5左右的风扇发动机具有

较好适应性。

结果分析中的流量系数及压力系数定义为:

$$\varphi = \frac{C_x}{u} \quad \psi = \frac{C_p (\pi^{(k-1)/k} - 1)}{u^2/T_t}$$

2 算例及其结果分析

本文的算例为一典型的低涵道比混合加力涡扇发动机, 该发动机的压系统由4级风扇, 7级高压压气机组成, 设计涵道比为0.5。具体的几何与特性参数参见文献[7]。发动机的起始稳定工作为发动机的全加力工作状态。为诱导涡扇发动机进入过失速不稳定流态, 本文基于文献[6]采用了以下扰动方式:

收小尾喷管最小截面

$$A_t(t + \Delta t) = A_t(t) - DAT * \Delta t$$

数值模拟分析中, 发动机进入过失速状态的动态时间滞后常数为0.004 s。图3、图4分别为诱导出的风扇压气机过失速状态下风扇压气机第1、第2级流量系数随时间及压力系数与流量系数间的变化关系。很明显此时的过失速状态为典型喘振动态过程, 其喘振频率 f 约为22 Hz; 图5~

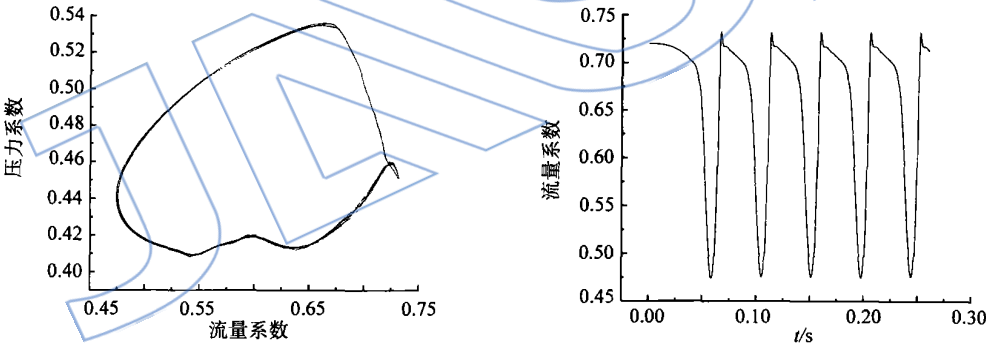


图3 喘振时风扇第一级压力系数随流量系数变化和流量系数随时间变化

Fig 3 Variation of Flow coefficient of the first fan stage with time at surge

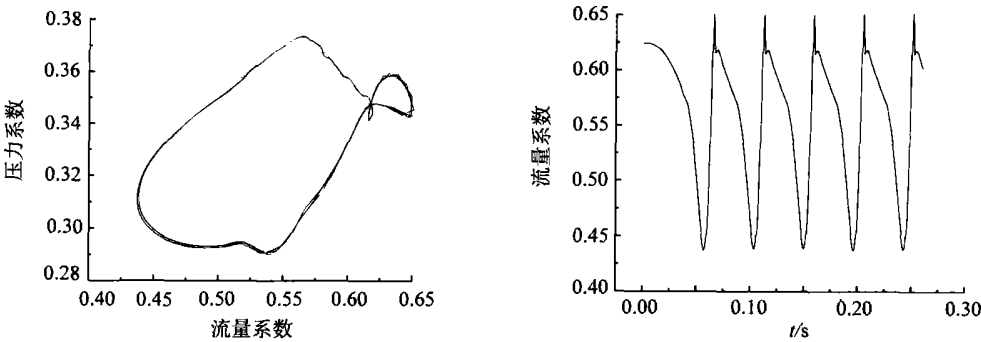


图4 喘振时风扇第二级压力系数随流量系数变化和流量系数随时间变化

Fig 4 Variation of Flow coefficient of the second fan stage with time at surge

图7分别为在喘振过程发动机涵道比、涡轮进口总温和加力燃烧室出口总温随时间的变化。很明

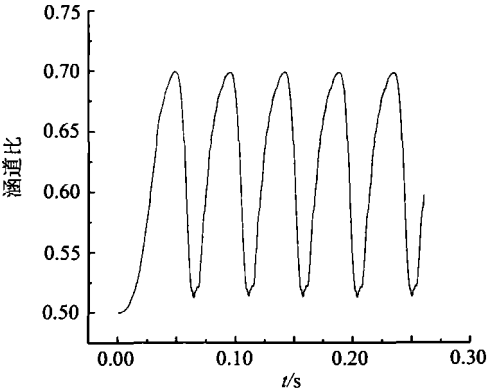


图5 喘振时发动机涵道比随时间变化
Fig 5 Variation of Bypass ratio of the turbofan engine with time at surge

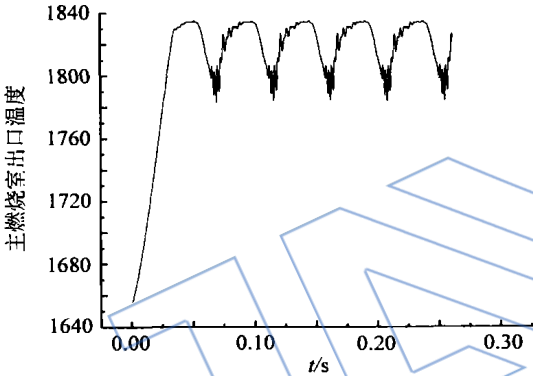


图6 喘振时发动机主燃烧室出口温度随时间变化
Fig 6 Variation of outlet total temperature of main combustor with time at surge

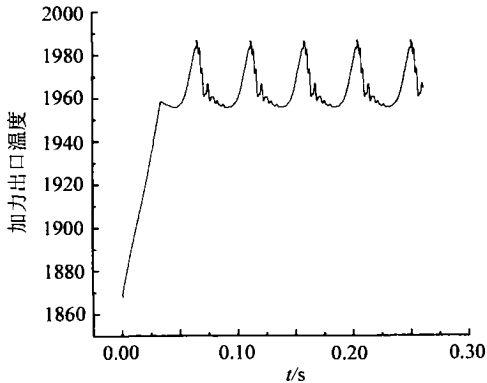


图7 喘振时发动机加力燃烧室出口温度随时间变化
Fig 7 Variation of outlet total temperature of afterburner with time at surge

显,无论是主燃烧室还是加力燃烧室,其出口温度显著高于最大稳定工作状态下的温度,在喘振开

始阶段,主燃烧室出口温度从约1 650 K 迅速升高到约1 840 K,加力燃烧室出口温度迅速从约1 870 K 升高到约1 990 K,其后它们分别绕着比较高值波动,不仅严重超温,而且由于高温热疲劳作用对主燃烧室还是加力燃烧室工作寿命产生严重危害。这种现象在像文献[1~ 4]所进行的压气机过失速特性实验和分析中是无力展现的,只有通过全台发动机的实验和分析才可能得以展现。很明显,如果不及时实施消喘,会对发动机造成严重后果。为此,本文建立了以下主动消喘调节双变量调节方案:

(1) 收小尾喷管最小截面

$$A_t(t + \Delta t) = A_t(t) - DAT * \Delta t$$

(2) 小加力燃烧室供油量

$$m_{af}(t + \Delta t) = m_{af}(t) - DMF * \Delta t$$

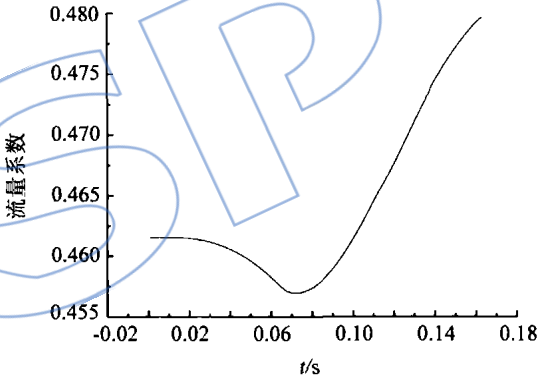


图8 消喘过程风扇第一级流量系数随时间变化
Fig 8 Variation of flow coefficient of the first fan stage with time during eliminating surge

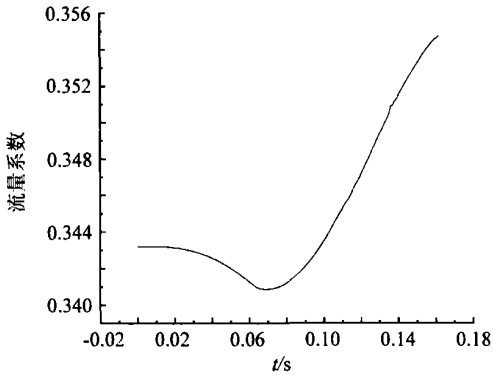


图9 消喘过程风扇第二级流量系数随时间变化
Fig 9 Variation of flow coefficient of the second fan stage with time during eliminating surge

以上两种调节计划同时进行。图8、图9分别为实施双变量调节方案下风扇压气机第1、第2级流

量系数随时间的变化关系; 图10~ 图12分喘振开始时, 无论是涵道比、涡轮进口总温还是加力燃烧室出口总温均随时间急剧增大, 这可能是

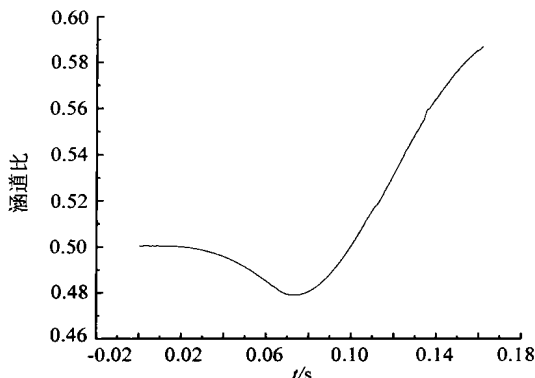


图10 消喘过程发动机涵道比随时间变化

Fig 10 Variation of Bypass ratio of the turbofan engine with time during eliminating surge

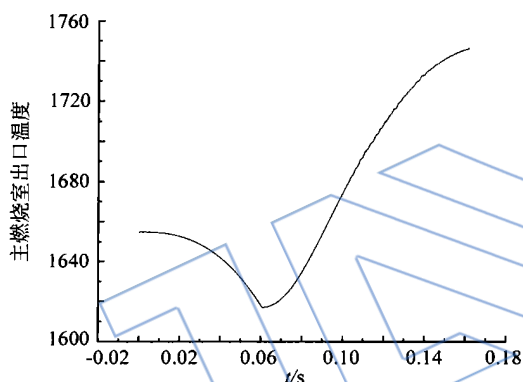


图11 消喘过程主燃烧室出口温度随时间变化

Fig 11 Variation of outlet total temperature of main combustor with time during eliminating surge

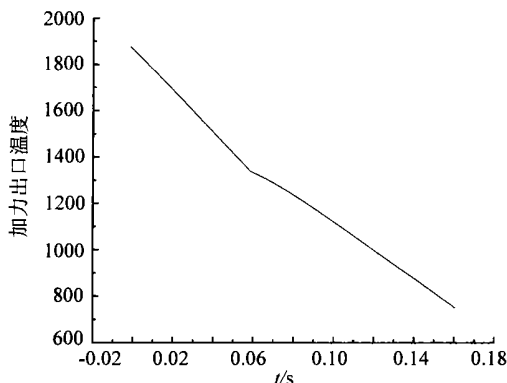


图12 消喘过程加力燃烧室出口温度随时间变化

Fig 12 Variation of outlet total temperature of afterburner with time during eliminating surge

这类发动机发生喘振的先兆, 而在消喘开始时, 别为图5~ 图7相对应的发动机涵道比、涡轮进口总温和加力燃烧室出口总温随时间的变化。比较表明此时发动机并没有发生喘振, 即表明可以通过对加力燃烧室实施切油来消除混合加力涡扇发动机在加力状态下的喘振。比较还表明, 在进入这3个参数随时间均呈减小趋势, 这表明, 若能够预先抑制喘振先兆的出现, 就可以避免或消除喘振, 这也同时为设计发动机喘振消除调节系统提供模型基础。这一点对于进一步探索新一代军用涡扇发动机喘振的早期预报, 设计合理的发动机防喘系统具有十分重要意义。

3 结 论

综合以上计算与分析, 可得到下列几点结论:

- (1) 建立的全台加力涡扇发动机单元控制体模型与方法, 分析加力涡扇发动机过失速特性与性能是行之有效的。
- (2) 当加力涡扇发动机在加力状态下发生喘振之初, 涡扇发动机的涵道比、涡轮进口总温和加力燃烧室出口总温均急剧增加, 据此, 可探索涡扇发动机喘振预报与相应的控制策略。
- (3) 预先对加力燃烧室实施切油, 能够消除加力涡扇发动机在加力状态下的喘振, 从而能瞬时增大发动机的稳定工作范围。

参考文献

- [1] Schobeiri M T. Active Aerodynamic Control of Multi-Stage Axial Compressor Instability and Surge by Dynamically Adjusting the Stator Blades[R]. ASME Paper GT-0479, 2001.
- [2] Schobeiri M T, Attia M. Active Control of Compressor Instability and Surge by Stator Blades Adjustment[J]. J. of Prop., 2003, 19(2): 312~317.
- [3] Gysling D L. Dynamic Control of Rotating Stall in Axial Flow Compressors Using Aeromechanical Feedback[J]. ASME J. Turbomach., 1995, 117: 307~319.
- [4] Day I J. Stall Inception and the Prospects for Active Control in Four-High-Speed Compressors [J]. ASME J. Turbomach., 1999, 121: 18~27.
- [5] Davis M W Jr. A Post-Stall Compression System Modeling Technique[R]. AEDC-TR-86-34, 1987.
- [6] Hosang W M. Turbofan Engine Nonrecoverable Stall Computer Simulation Development and Validation[R]. AIAA 85-1432, 1985.
- [7] 杨精波. 涡扇发动机过失速性能逐级模型研究[D]. 陕西西安: 西北工业大学, 1999.