

发动机轴流压缩系统逐级模拟技术^{*}

郁新华, 廉小纯, 吴 虎, 张丽娟

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘 要: 基于轴流压气机逐级过失速特性, 建立了一个能够显示压缩系统喘振和旋转失速等过失速行为的一维非定常逐级模拟技术, 发展了分析轴流压缩系统过失速响应的动态滞后方法。并将该模型应用于国内某型号的高转速、双转子压缩系统的过失速行为的分析, 讨论了时间滞止常数、燃烧室对压缩系统失速行为的影响, 得到了合理的定性结果。

主题词: 轴流式压缩机; 旋转失速; 喘振; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2000) 01-0039-03

Modeling technique for stage-by-stage axial flow compression system

Yu Xinhua, Lian Xiaochun, Wu Hu, Zhang Lijuan

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

Abstract: Based on method of characteristics, a stage-by-stage axial flow compression system model was established which can predict the post stall behaviors such as surge and rotating stall. A first-order lagging method is used to simulate the compressor dynamic response during post stall conditions. The modeling technique was applied with a dual-spool, high-speed, high-pressure compressor typical of today's turbine engine to analyses the effects of time constant, combustion on post-stall behavior. It showed that the numerical results compare favorably with previous results.

Subject terms: Axial flow compressor; Rotating stall; Surge; Combustor; Numerical simulation

1 引 言

航空发动机压缩系统的失速研究中, 数值模拟得到了不断发展。Davis 所采用的一维非定常逐级模型^[1~3], 在研究畸变和机匣处理等方面得到了广泛的应用。本文则在喘振和旋转失速数值模拟的基础上^[4], 发展了压缩系统逐级模拟技术, 并在有主燃烧室情况下进行了综合数值模拟研究。

2 模型方程及其数值计算方法

采用文献 [5] 的逐级模型和文献 [3] 一阶滞后方程来描述压缩系统的过失速动态响应, 方程为:

$$\frac{\partial(\rho A)}{\partial t} = - \frac{\partial M}{\partial X} - M_b + M_f,$$

$$\frac{\partial M}{\partial t} = \frac{\partial(MC_x + P_s A)}{\partial X} + F$$

$$\frac{\partial(EA)}{\partial t} = \frac{\partial H}{\partial X} + S_w + Q, \tau \frac{dF}{dX} + F = F_{ss}$$

其中, M_b 是压气机单元控制体内单位轴向长度向外的放气量; M_f 是燃烧室单元控制体内加入的单位长度燃油供油量; C_x 为气体轴向速度; F 是单元控制体单位轴向长度上气体所受的轴向作用力, 包括叶片作用力和单元控制体的壁面力; F_{ss} 为准定常值; τ 为滞后的时间常数; S_w, Q 分别是单元控制体内单位轴向长度上对气体输入的机械功和热量。因涉及到温度、气体组分的变化, 本文采用变比热计算。

压缩系统进口采用特征线差分算法^[6]; 在燃烧室的出口, 模拟涡轮导向器的临界或超临界情况^[5,7], 采用一假想零长度等熵收敛喷嘴来求解; 内部截面流动参数采用 MacCormack 二步差分格式^[4,7]。

* 收稿日期: 1999-01-30; 修订日期: 1999-07-12。

作者简介: 郁新华 (1972-), 男, 博士生, 研究领域: 航空发动机稳定性和冷却技术。电话: (0731) 4506106。

3 算例及结果分析

用模拟技术研究国内某新型的高转速双转子压缩系统在外界扰动下过失速情况,发动机的压缩系统由四级低压压气机和七级高压气机组成。

在高度 $H = 0$, 外界是标准大气压下, 该发动机的设计状态主要参数为: 高、低压转子转速 $n_H = 12\,825.46\text{ r/min}$, $n_L = 11\,215.78\text{ r/min}$, 高、低压压气机的平均轮缘线速度 $U_H = 334\text{ m/s}$, $U_L = 323\text{ m/s}$, 空气流量 $M = 68\text{ kg/s}$, 燃烧室供油量 $W = 1.39\text{ kg/s}$ 。

注意到主燃烧室是在一定的油气比范围之内工作的, 当燃烧室进口的空气流量小于化学恰当油气比燃烧时所需的临界空气流量时, 燃油流量则按照和燃烧室进口空气完全燃烧时所需的燃油流量来自行调节。发动机失速后, 燃烧室的动态燃烧效率 η 会下降, 计算中取平均燃烧效率为 0.85。计算空间站的划分如图 1 所示。

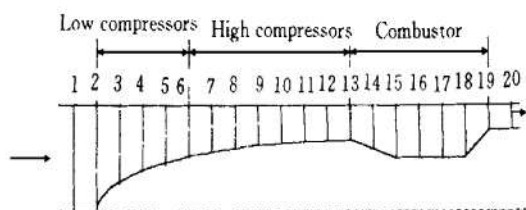


Fig. 1 Compression system modeled

首先, 在燃烧室中未加入燃油时, 仅将燃烧室作为集气容腔。滞止常数 τ 取为 0.003 s , 调节喷嘴的面积来逼近压缩系统失速, 压缩系统的性能如图 2 所示, 压气机呈喘振状态。但是, 当 τ 取为 $0.004\,2\text{ s}$,

压缩系统表现为旋转失速, 如图 3 所示。此情况与文献 [5] 研究结果吻合。从 τ 的方程来看, τ 越大, 增加了级力作用的时间, 越容易使压缩系统由喘振循环向旋转失速过渡, 使得模型更容易模拟旋转失速时的性能。

在燃烧室中加入燃油时, τ 取为 0.003 s 调节假定零长度收敛喷嘴面积来使发动机失速, 图 4 是系统具体数值预测结果, 与未加燃油出现的情况不一样。未加燃油时, 系统呈喘振状态, 加入燃油, 使得有效容腔体积 V_p 减少, 降低了 B 参数值, 小于临界 B 参数, 系统呈旋转失速状态。此时压气机失去增压能力, 燃烧室压力下降, 温度升高, 尤其是燃烧室出口温度达 2000 K , 对燃烧室和涡轮结构会造成破坏作用。

4 结 论

(1) 本文发展了一种压缩系统的逐级数值模拟技术, 并成功地运用到某型号的发动机上, 数值分析与有关文献的实验结果定性符合, 说明该模拟技术的可行性。

(2) 时间滞止常数 τ 对压缩系统的过失速行为有着重要的影响, 时间滞止常数越大, 级力作用的时间越长, 有效地阻止了倒流现象的发生, 容易进入旋转失速状态。

(3) 数值分析表明, 主燃烧室对压缩系统的过失速行为亦有着明显的影响。有些情况未向燃烧室加燃油时, 系统呈喘振状态, 当加入燃油后, 有效集气容腔减少, 降低了 B 参数, 系统呈旋转失速状态。

(4) 当压缩系统旋转失速后, 压缩系统失去增压能力, 燃烧室压力下降, 温度升高。

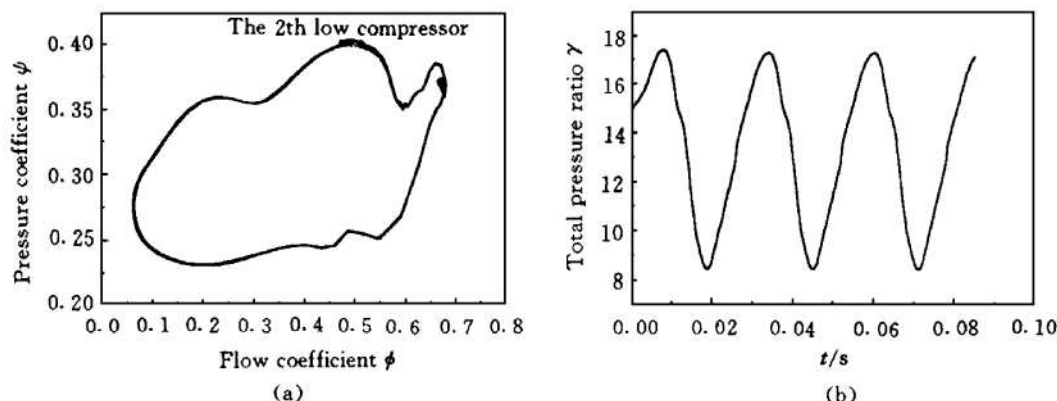


Fig. 2 Numerical results of the surge behavior when $\tau = 0.003\text{ s}$ without fuel

(a) Pressure coefficient versus flow coefficient

(b) Total pressure ratio varied with time

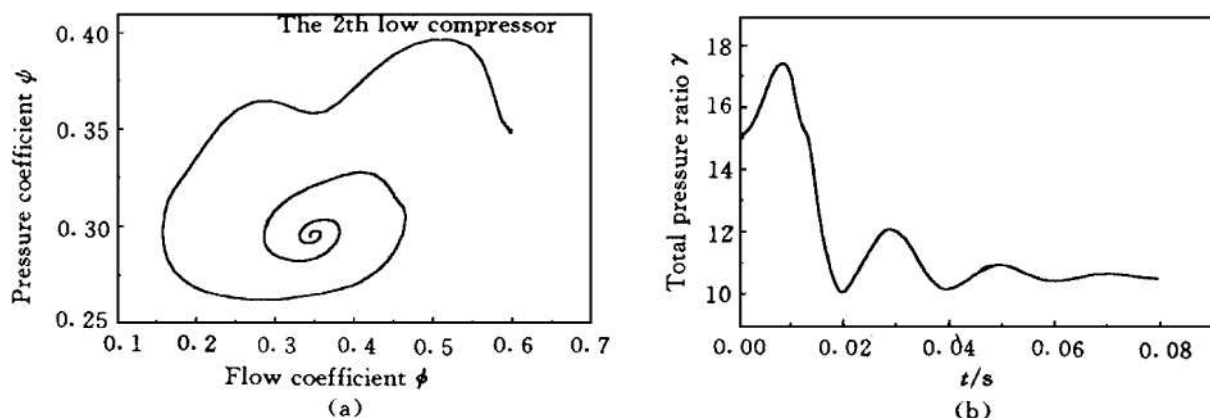


Fig. 3 Numerical results of the rotating stall behavior when $\tau = 0.0042$ s without fuel

(a) Pressure coefficient versus flow coefficient

(b) Total pressure ratio varied with time

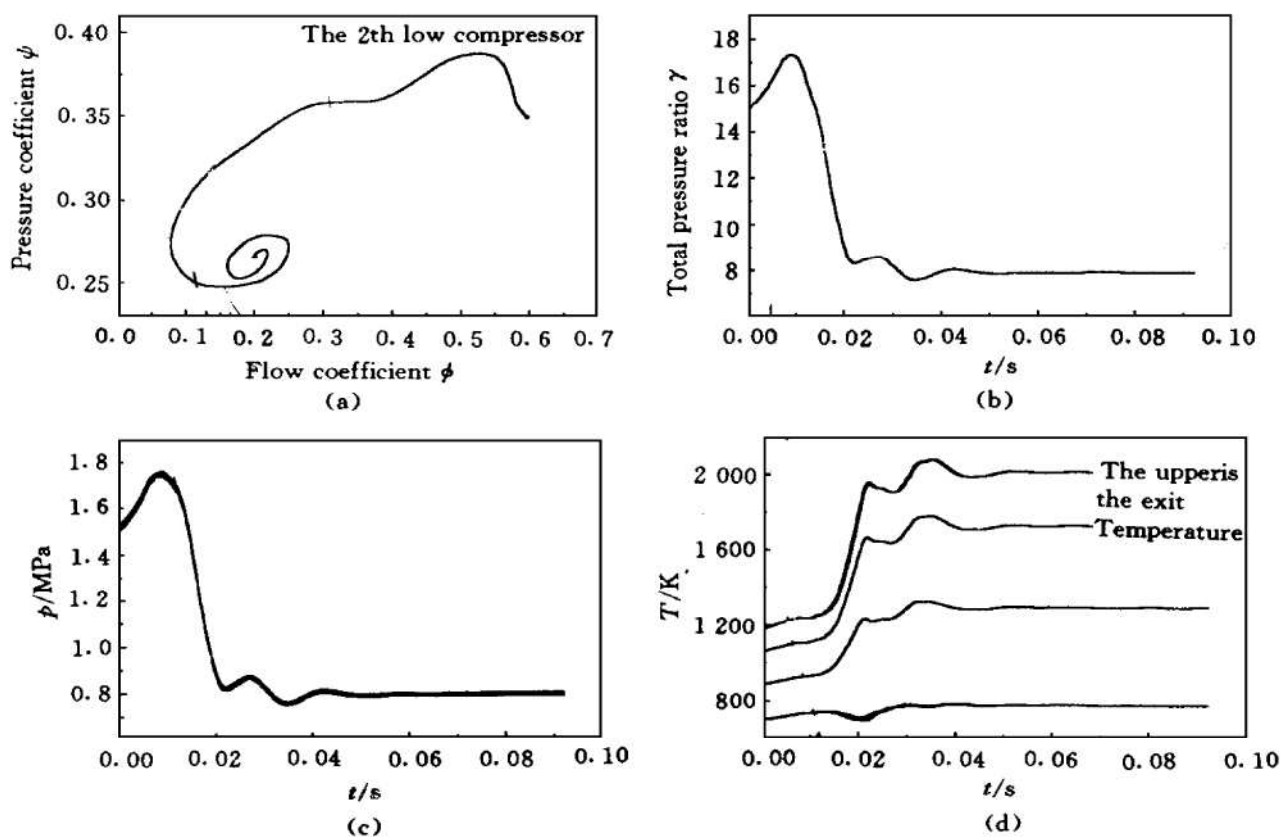


Fig. 4 Numerical results of the rotating stall behavior when $\tau = 0.003$ s with fuel

(a) Pressure coefficient versus flow coefficient

(b) Total pressure ratio varied with time

(c) Every combustor station pressure varied with time

(d) Every combustor station temperature varied with time

参 考 文 献

- 1 Davis M W. A post-stall compression system modeling technique [R]. AEDC-TR-86-34, 1986.
- 2 Davis M W. A stage-by-stage dual-spool compression system modeling technique [R]. ASME 82-GT-189, 1982.
- 3 Davis M W. A stage-by-stage post-stall compression system modeling technique [R]. AIAA 87-2088
- 4 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)

- 5 Boyer K, O'brine w. Model prediction for improved recoverability of a multistage axial flow compressor [R]. AIAA 89-2687.
- 6 郁新华. 涡喷发动机失速性能逐级模型研究 [D]: [学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1997.
- 7 吴 虎, 廉小纯, 陈辅群. 动态温度畸变下压缩系统稳定性模型研究 [J]. 推进技术, 1994, 15 (5).

(责任编辑: 盛汉泉)