

平面波压力扰动下压气机逐级 动态响应分析*

吴 虎 廉小纯 陈辅群 沈韶瀛

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘 要: 应用轴流压缩系统的逐级动态响应模型对平面波型压力扰动下的多级压气机瞬态响应及气动稳定性进行了较详细的数值分析。对-8级跨声压气机的数值模拟结果表明, 基于流动阻塞机理建立的压缩系统稳定性判别准则是合理和可靠的。结果还进一步建立进口扰动频率与压气机瞬态响应间的关联关系。

主题词: 航空发动机, 轴流式压气机, 气动稳定性, 平面波, 动态响应

分类号: V235.112

PREDICTING TRANSIENT RESPONSE OF AXIAL COMPRESSORS TO PLANAR WAVE PRESSURE DISTURBANCE

Wu Hu Lian Xiaochun Chen Fuqun Shen Shaoying

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

Abstract: An application of stage-by-stage dynamic model to transient response of axial compressors to inlet planar wave pressure disturbance was presented. The detail numerical analyses for a eight-stage transonic compressor were given. The results show that new criterion for predicting aerodynamic stability base on the airflow blockage and dynamic airflow time variation is practicable and reliable. The quantitive relationships between the inlet pressure oscillation frequency and transient response or the critical stage are also established.

Subject terms: Aircraft engine, Axial compressor, Aerodynamic stability, Planar wave, Dynamic response

1 引 言

在宽广的飞行包线范围内, 飞行发动机压气机进口很容易出现平面波型压力扰动的影响。其主要来源有: 进气道的超声速喘振, 大攻角机动飞行引起的流动分离和超声速进气道对控制系统输入的动态响应等。这类扰动的物理本质是一维的, 可表征为发动机压缩系统进口脉动压力扰动。由于开发该项目的试验研究耗资大, 而且对发动机又极具破坏性, 因此, 基于理论模型开展这一研究领域的数值模拟分析显得十分重要和必要。80年代后期, Davis 和 Hamed 等人进行了此项研究^[1, 2]。为迅速跟踪国外在该领域的研究进展, 本文基于文献 [3] 的研究结果, 对平面波型压力扰动下的压气机瞬态响应和气动稳定性开展了较为详细的研究并取得了

* 收稿日期: 1998-12-21, 修回日期: 1999-04-23, 本课题系航空科学基金资助项目

初步进展。

2 模型与计算方法

本文采用了文献[3]的逐级动态响应模型,即是在多级轴流压气机环境下,以每一单元为一单控制体逐级考虑每级转子的动态响应滞后效应。详细的动态流量、动量和能量平衡方程也参见文献[3]。因本文研究重点是将压气机逐级动态响应模型推广应用于平面波型压力扰动的动态响应,所采用的数值计算方法亦与文献[3]相同,即是在进、出口计算站采用特征线差分格式,内部计算站应用 MacCormack 预估-校正差分格式。

3 算例和结果分析

为模拟平面波型压力扰动,本文研究中给定的进口总压扰动为下列正弦波类,亦即给定的压气机进口扰动为

$$P_0 = 101\,325 + AMP \cdot 101\,325 \cdot \sin(2\pi f t) \quad (1)$$

式中 f 为扰动频率 (Hz), AMP 定义为扰动幅值。对于这类扰动,必须逐级考虑压气机的动态响应滞后效应,才能给出合理的压气机动态响应及气动稳定性模拟结果。Hamed 等人建议用下列一阶微分方程模拟动态响应滞后效应:

$$\tau \frac{d\pi_k^*}{dt} = \pi_{kss}^* - \pi_k^*, \quad \tau \frac{d\eta_k}{dt} = \eta_{kss} - \eta_k \quad (2)$$

式中 π_k^* , η_k^* 分别表示压气机压比和效率。而 Shahrokh 和 Davis^[4] 新近进一步建议用下列方程模拟动态滞后:

$$\tau \frac{d\Psi^p}{dt} = \Psi_{ss}^p - \Psi^p \quad (3)$$

式中 Ψ^p 表示级压力系数, τ 为特征时间滞后常数。该时间滞后常数不仅随压气机级的位置的不同而不同,而且在同一级中,它还随着发动机换算流量的变化而变化。本文计算采用动态滞后方程 (3), 算例为八级跨声压气机,它在设计转速下的换算流量变化范围很小,故可略去随着换算流量的变化,而仅考虑随压气机级置的变化。

关于压气机稳定性差别方法已在文献[3]中给出了详细的阐述,即是基于流动阻塞机理,同时利用压气机各级进、出口质量和静压时间变化率参数进行判别。这一稳定性差别新准则已在周向稳态畸变条件下压缩系统和稳定性分析中得到检验和证实。本文的数值模拟结果进一步证明了这一稳定性差别新准则的有效性,这一结论与 Davis 在文献[1]中得到的结论完全相同。

图1为 $f = 20$ Hz, $AMP = 0.10$ 条件下压气机瞬态工作点轨迹图。可见压气机动态工作点围绕着平均工作点脉动。用新的稳定性判别准则判定表明,在这种扰动下压气机处于稳定工作状态。进一步增大扰动幅值至 $AMP = 0.15$, 此时,压缩系统的动态工作点轨迹如图2所示。图3为相应条件下压气机各级进、出口质量流的时间历程,流动在约 32.6 ms 时,便已在压气机第7级中出现了流动阻塞现象。从图2上可明显看出在压缩系统进入失稳前,其瞬态工作点已明显超出了其稳态稳定工作边缘。这表明在平面波压力扰动下,当压气机瞬态工作点达到甚至超出其稳态稳定工作边界时,由于压气机各级的动态响应滞后效应,系统仍能保持稳定工作,只有当其瞬态工作超出其稳态稳定工作边界足够远时,才能诱发系统失稳,这一结果与 Davis 等

人给出的结果相当吻合。图4为 $f = 80 \text{ Hz}$, $AMP = 0.065$ 条件下压气机瞬态工作点轨迹。可见, 压缩系统瞬态工作点围绕着平均稳态工作点脉动, 但与图1、图2相比, 此时的瞬态工作点脉动环范围更大一些, 即是瞬态工作点超出其稳态工作点更远一些, 但由稳定性判别准则判定表明, 此时, 压气机并未失稳, 仍保持稳定工作, 这表明, 随着进口扰动频率的增加, 要诱导系统失稳, 必须使压气机瞬态工作点超出其稳态稳定工作边界更远一些, 因为随着进口扰动频率的增加, 压气机对这类扰动的敏感性降低。这一数值模拟结果与 Reynolds 等人在文献 [5] 中给出的试验结果相当符合。图5为 $f = 80 \text{ Hz}$, $AMP = 0.15$ 条件下压气机瞬态工作点轨迹。由稳定性判别表明此时系统已失稳, 且压气机第一级为引起系统失稳的首发级。图6、图7分别为这两种不同扰动条件下压气机失稳时, 其进口总压扰动的时间历程。可见, 大致当进口总压处于最小值且变化率最大时, 系统失稳。这些模拟结果也与 Davis 等人的结果吻合好。

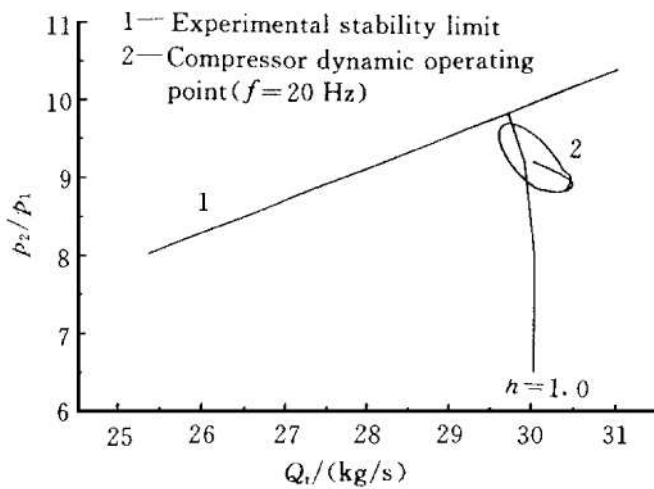


Fig. 1 Compressor dynamic operating point during inlet fluctuating pressure ($f = 20 \text{ Hz}$, $AMP = 0.10$)

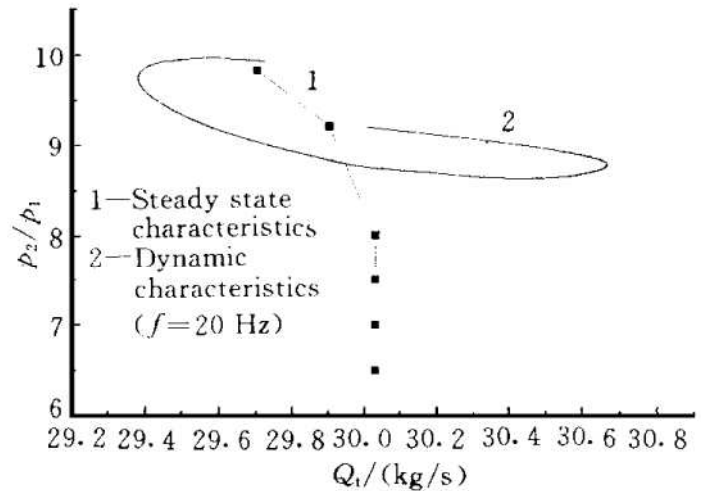


Fig. 2 Compressor dynamic operating point during inlet fluctuating pressure ($f = 20 \text{ Hz}$, $AMP = 0.15$)

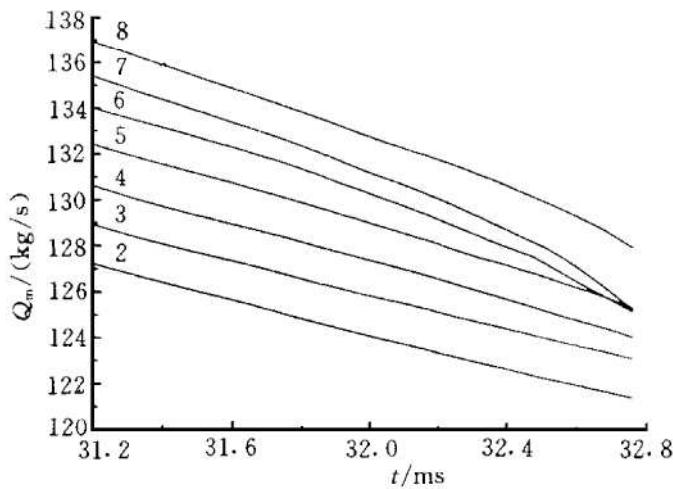


Fig. 3 Stage inlet mass airflow signature at time of compression system instability

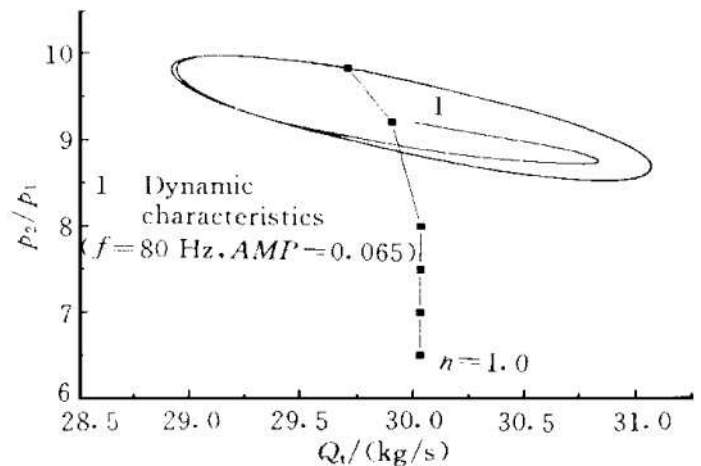


Fig. 4 Compressor dynamic operating point during inlet fluctuating pressure ($f = 80 \text{ Hz}$, $AMP = 0.065$)

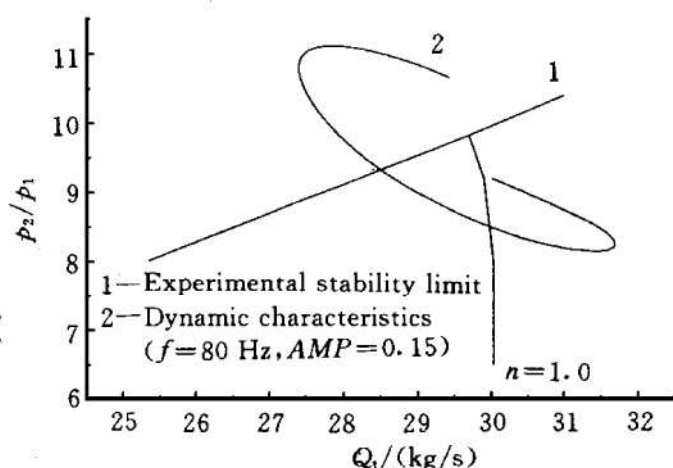


Fig. 5 Compressor dynamic operating point during inlet fluctuating pressure ($f = 80 \text{ Hz}$, $AMP = 0.15$)

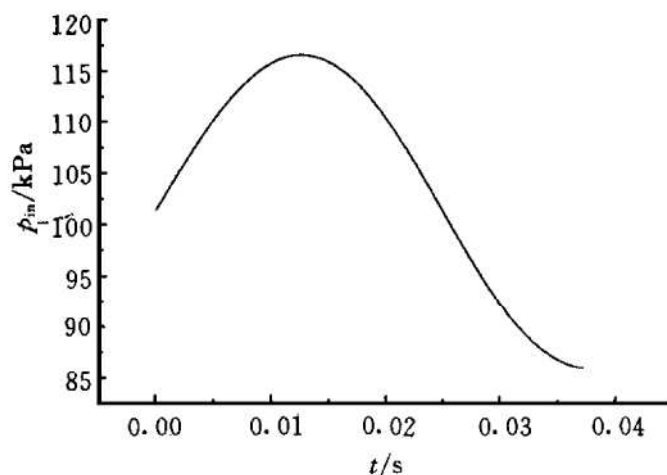


Fig. 6 Critical position of inlet planar wave pressure disturbance ($f = 20 \text{ Hz}$)

4 结 论

(1) 采用逐级动态响应模型对平面波进口压气扰动对流压缩系统动态响应与气动稳定性分析是行之有效的;

(2) 由于压气机的动态响应滞后效应, 在平面波压力扰动下压气机瞬态工作点虽明显超出其稳态稳定工作边界, 但在某些条件下, 系统并未失稳, 即使系统失稳, 失稳时的压气机瞬态压力比并非处于最高点;

(3) 随着进口扰动频率的增加, 压气机对这类扰动的敏感性降低, 同时, 诱发系统失稳的关键级位置也可能发生变化。

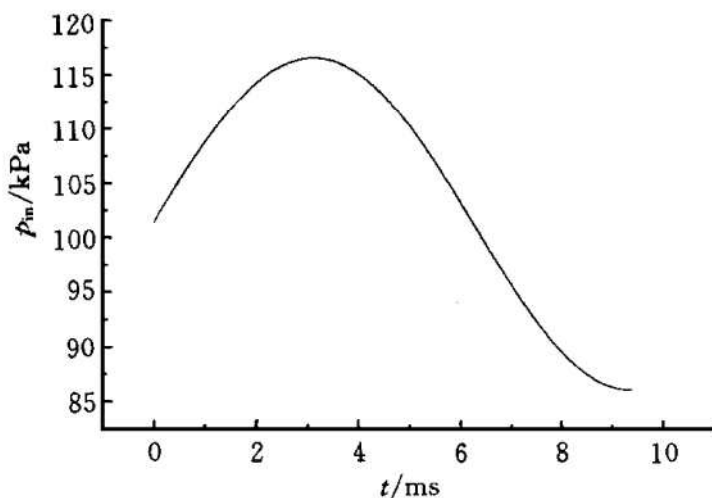


Fig. 7 Critical position of inlet planar wave pressure disturbance ($f = 80 \text{ Hz}$)

参 考 文 献

- 1 Davis M W. Parametric investigation into the combined effects of pressure and temperature distortion on compression system stability. AIAA 91-1985
- 2 Hamed A. Simulation of propulsion system's transient response to planar wave inlet distortion and the effect of compressor wear. AIAA 93-2384
- 3 吴 虎, 廉小纯, 陈辅群. 不均匀进气对压缩系统稳定性影响的逐级动态响应模型研究. 推进技术, 1999, 20 (2)
- 4 Shahrokhi K A, Davis M W. Application of a modified dynamic compression system model to a low aspect ratio fan: Effects of inlet distortion. AIAA 95-0301
- 5 Reynolds G G. An experimental evaluation of unsteady flow effects on an axial compressor. AFAPL-TR-73-43, 1973.