

文章编号: 1000-8055(2000) 01-0051-04

发动机压缩系统稳定工作边界的预测方法

黄知涛 胡正峰 乔渭阳 李文兰
(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘要: 本文介绍一种模拟发动机(涡喷、涡扇)压缩系统气动稳定性的数值模型和数值方法, 并给出 3 个算例及其分析。它可用以预计部件台或双轴涡喷、涡扇发动机环境中风扇和高压压气机的稳定工作边界。发动机的主调节规律可以是 $n_f = \text{常数}$ 或 $n_h = \text{常数}$ 。初步结果表明, 描述气动稳定性的数学模型和稳定性判别方法是可行的。级特性(级性能模型)对稳定性预算结果有重要影响, 当缺乏级特性试验数据时, 可以使用本文所述的级性能模型, 用这个模型堆叠的部件总特性在中、高转速与试验数据相当吻合。

关键词: 气动稳定; 数值模拟; 风扇

中图分类号: V216.1+3 文献标识码: A

1 引言

进气道/发动机相容性评定贯穿于推进系统研制的全过程, 从方案研究阶段开始, 为了初步评定畸变进气条件下发动机气动稳定性, 需要知道发动机在评审点的可用喘振裕度, 这就需要预估在发动机工作环境中的风扇, 高压压气机的均匀进气的稳定工作边界。发动机环境中压缩系统气动稳定性的数值模拟包括系统模型, 单元体模型和系统稳定性的判别方法。本文介绍这些模型和方法, 并给出 3 个算例, 即 9 级压气机部件稳定工作边界算例; 涡扇发动机在 $n_f = \text{常数}$ 条件下, 3 级风扇稳定工作边界算例; 和涡扇发动机在 $n_h = \text{常数}$ 条件下, 5 级高压压气机稳定工作边界算例。并

对计算结果作了分析, 还与试验数据作了比较。

2 计算模型

2.1 系统模型

涡扇发动机的稳定工作范围, 实质上受风扇稳定工作边界和高压压气机稳定工作边界的限制。本研究采用的系统模型, 如图 1 所示, 它包括进气管道, 风扇(各级), 外涵管道、高压压气机(各级), 内涵排气管道及内、外涵排气喷管。而其它部件的匹配影响, 用涡扇发动机逼喘过程真实的高、低压转子转速比, 涵道比的变化规律来模拟, 即逼喘过程中, 系统模型中的高低压转子转速比和涵道比是在带逼喘手段(变几何、灌气等)的发动机整机系统中计算的。

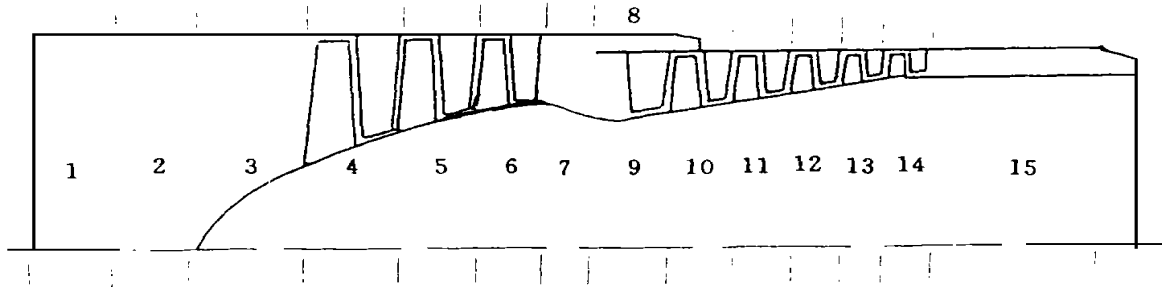


图 1 涡扇发动机压缩系统物理模型

收稿日期: 1998-12-27; 修订日期: 1999-04-01

作者简介: 黄知涛(1949-), 男, 西北工业大学航空动力与热力工程系副教授

2.2 单元体模型

单元体物理模型: 系统中模化单元体的大小直接影响系统对扰动的响应, 因而必然影响气动稳定性模拟的效果。如上节所述, 本研究采用以压缩系统为主体的系统模型, 故以风扇级、压气机级、短管道为模化单元体。对于风扇、压气机级, 单元体由激盘+ 滞后+ 集聚容积进行模拟, 如图 2 所示。激盘描述部件对气流做功过程; 滞后环节描述级性能对进口气流参数变化的滞后关系; 容积则描述单元体内气流参数随时间变化的动态过程。对于无叶片管道, 单元体仅用容积模化。

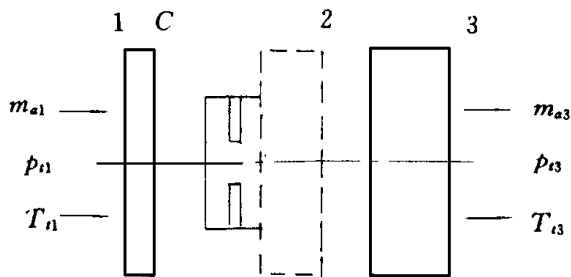


图 2 单元体物理模型

风扇、压气机级的准稳态激盘模型: 激盘按稳态级特性增压。级特性取如下数学形式:

$$\psi = f_1(n, \varphi) \quad (1)$$

$$\eta_{ad} = f_2(n, \varphi) \quad (2)$$

式中 φ 为流量系数, ψ 为压升系数, η_{ad} 为绝热效率:

$$\varphi = V_z / U_2 \quad (3)$$

$$\psi = \frac{C_p (T_c - T_1) \eta_{ad}}{U_2^2} \quad (4)$$

$$\eta_{ad} = \frac{\pi^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{T_c / T_1 - 1} \quad (5)$$

级特性由用户输入。当缺乏级特性的实验数据时, 本研究采用文献[1, 2]的方法计算级特性。

风扇、压气机叶型响应的滞后方程: 风扇、压气机级的惯性环节用一阶滞后系统模化。如图 2 所示, 设孔前压力为 p_c , 封闭腔内的压力为 p_2 , 则微分方程为:

$$\frac{dp_2}{dt} = \frac{1}{\tau_1} (p_c - p_2) \quad (6)$$

或

$$\frac{d\pi}{dt} = \frac{1}{\tau_1} (\pi_{ss} - \pi) \quad (7)$$

容积内气流的动力学方程: 在发动机系统中, 气动失稳必伴随着截面平均参数的大幅度震荡或突变, 故稳定性模型可采用一维流气动方程^[3~6]。本计算采用一维流的集聚容积法, 容积流动模型如图 3 所示。

经简单变换, 容积内无因次化的质量、动量和

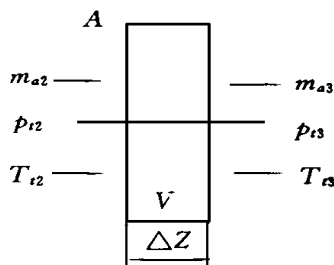


图 3 集聚容积流动图

能量守恒方程为:

$$d\bar{p}_3 / d\bar{t} = (\gamma \bar{p}_3^{0.286-0.714} / \bar{V}) \cdot [\bar{m}_{a2} - (\bar{m}_{a3} + \Delta \bar{m}_a)] \quad (8)$$

$$\frac{d\bar{m}_{a2}}{d\bar{t}} = \frac{\bar{A}}{2\Delta \bar{Z}} f(\lambda) (\bar{p}_2 \pi - \bar{p}_3) \quad (9)$$

$$dT_3 / d\bar{t} = [\bar{m}_{a2} (\gamma T_c - T_3) - (\gamma - 1) \cdot (\bar{m}_{a3} + \Delta \bar{m}_a) T_3] / (\bar{V} \bar{p}_3^{0.714} / \bar{p}_2^{0.714}) \quad (10)$$

式中: 带“—”的为无因次量。用作无因次化的参考量是: 质量用 $\rho_0 U A_4$ (ρ_0 为大气密度, U 为第一级风扇轮缘速度, A_4 为第一级风扇单元体截面积), 压力用 $\rho_0 U^2 / 2$, 温度用大气温度 T_0 , 时间用 $1 / \omega$ (ω 为第一级风扇的 Helmholtz 频率), Δm_a 为级放气量。

3 稳定性判别

3.1 描述系统稳定性的一般方程组

如上所述, 每个单元体的动态物理过程由 3 个一阶微分方程描述, 假如系统划分为 J 个单元, 则系统的气动稳定性可由 $3J$ 个一阶微分方程构成的微分方程组描述。这样的封闭的微分方程组可写成如下一般形式:

$$dy_i / dt = f_i(t, y_1, y_2, \dots, y_n) \quad (i = 1, 2, \dots, n; \quad n = 3J) \quad (11)$$

上述描述系统扰动运动的微分方程组为一阶微分方程组。系统的稳定性可用下述的方法判别。

3.2 稳定性判别方法

当系统达到定态时(即无扰动运动时), 上述一般形式的动态方程组简化为:

$$f_i(y_1, y_2, \dots, y_n) = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (12)$$

它描述系统达到定态时的变量关系, 也就是系统稳态工作点的变量关系, 一般为非线性方程组。根据李亚普诺夫提出的关于无扰动运动稳定性的定义, 可认为扰动运动的稳定性与无扰动运动是一致的, 故可根据扰动运动的方程组(方程 11)来判

断无扰动运动方程组的稳定性。

为了简化, 李亚普诺夫还进一步证明, 可以从扰动微分方程组的如下一次近似式(线化式)的分析中得知无扰动运动的稳定性:

$$\frac{dy_i}{dt} = a_{i1}y_1 + a_{i2}y_2 + a_{i3}y_3 + \cdots + a_{in}y_n$$

$(i = 1, 2, \cdots, n)$

(13)

右面系数矩阵的元素为右函数对变量的偏导数, 即:

$$a_{ij} = \partial f_i / \partial y_j$$

$(i = 1, 2, \cdots, n; j = 1, 2, \cdots, n)$

(14)

那么, 系统在该工作点的稳定性就取决于这个系数矩阵的特征根的性质, 即是, 如所有特征根的实部均小于零, 则系统是稳定的, 如果至少有一个根的实部大于零, 则系统是不稳定的, 如果有一个以上根的实部为零, 其余根的实部小于零, 则系统的稳定性还取决于高次项。

4 算例及分析

4.1 算例 1

选择某九级压气机部件作为算例。它以级为单元体, 系统包括进气管道(划分为 3 个单元体), 9 个压气机级, 排气管道和排气喷管。这个算例的主要目的是测试所采用的级特性计算方法和稳定性判别方法是否可靠。计算结果及其与试验数据

的比较如图 4。由图可见, 在 $\bar{n} = 0.87 \sim 1.0$ 的大转速范围内, 计算的特性线与试验数据相当吻合。在低转速范围, 特性线与试验数据有较大差异。

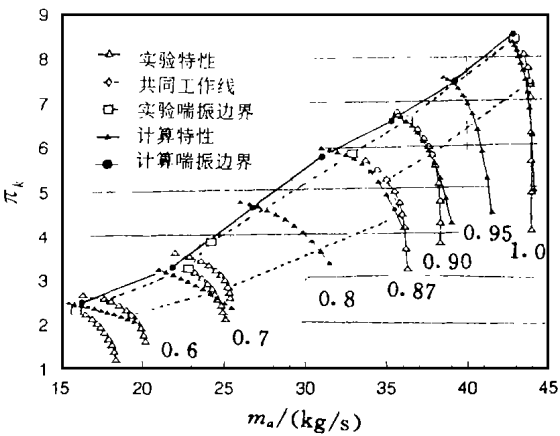


图 4 压气机特性图

关于稳定工作边界的计算结果和试验数据见表 1(当 $\bar{n} = 0.933$ 时, 计算的 $m_{as} = 39.20$, $\pi_{ls} = 7.49$; $\bar{n} = 0.80$ 时, 计算的 $m_{as} = 26.78$, $\pi_{ls} = 4.66$; 无试验值, 未列入表)。

由上表可见, 喘振压比的误差除 $\bar{n} = 0.6$ 外, 其它转速的误差均在 1% 左右, $\bar{n} = 0.6$ 的喘振压比误差达 8%; 喘振点流量的误差均不超过 5%。可以认为, 本研究所用的级特性计算方法和稳定性判别方法是可行的。

表 1 稳定工作边界的计算结果和试验数据

$\bar{n}$	1.00		0.90		0.87		0.70		0.60	
	m_{as}	π_{ls}	m_{as}	π_{ls}	m_{as}	π_{ls}	m_{as}	π_{ls}	m_{as}	π_{ls}
计算值	42.85	8.56	35.31	6.60	31.14	5.79	21.85	3.29	16.35	2.49
试验值	42.90	8.46	36.30	6.62	32.80	5.86	22.80	3.26	16.00	2.30
相对误差	-0.0013	0.0117	-0.0274	-0.0024	-0.0508	-0.0113	-0.0419	0.0087	0.0216	0.0806

4.2 算例 2

选择一台现代军用低涵道比、混合排气、加力涡扇发动机为算例, 计算过程是模拟发动机在 $n_f =$ 常数和高压涡轮排气面积增大 2% 的条件下, 逐渐减小尾喷口面积而诱导风扇进入不稳定工作状态。

计算结果表明: 本研究采用的稳定性判别方法, 其重复性(不同步进量的各次计算的起始不稳定点是一致的)、灵敏度(减少 0.01 kg/s 流量就使系统由稳定转为不稳定)都比较好, 图 5 示出三

级风扇的计算结果。由图 5 可见, 发动机压缩系统中的风扇的稳定工作边界与部件的稳定工作边界走势基本相同, 在设计转速, 两者相差不大, 在大于设计转速的范围内, 前者偏于大流量低压比(趋于不稳定), 在小于设计转速时, 前者偏于小流量高压比(趋于稳定)。

4.3 算例 3

发动机与算例二相同, 但是在 $n_h =$ 常数、尾喷管喉部面积增大 8% 的条件下, 逐渐减小高压涡轮导面器排气面积诱导高压压气机进入不稳定

工作状态。由于在发动机环境中高压压气机相对转速的变化范围比较小,因此,在发动机环境中,高压转子的计算转速仅限于 $\bar{n}_h = 1.05, 1.00, 0.95, 0.90, 0.85, 0.80$ 六个转速。

图 6 是 5 级高压压气机的总特性图,图上同

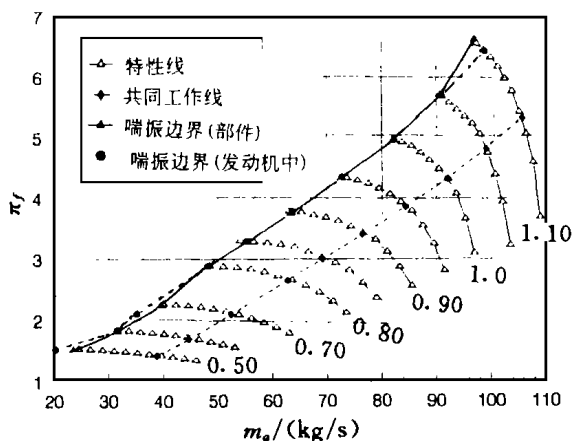


图 5 风扇特性图

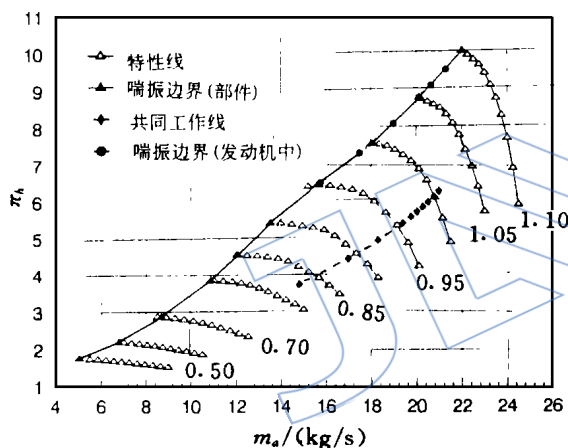


图 6 高压压气机特性图

样标有按压气机单独一个部件计算的稳定工作边界(10 个转速)和在压缩系统中计算的稳定工作边界(6 个转速)。由图可见,对于高压压气机,两者基本上一致。

5 结 论

(1) 本文介绍的发动机压缩系统稳定性的系统模型,单元体气动模型可用于推进系统发展初期的发动机机压缩系统稳定工作边界的预测。

(2) 本文所述系统气动稳定性判别方法可以正确反映系统的稳定性,用它判别的起始不稳定点的重复性,灵敏度都较好。

(3) 以级为单元体的模型,级特性对计算结果影响较大,本文介绍的级性能模型在中、高转速模拟结果良好,但在很低转速时,偏差较大。

参 考 文 献

- 1 Steinke R J. A Computer Code For Predicting Multi- Stage Axial- Flow Compressor Performance by a Meanline Stage Stacking Method[R]. NASA TP- 2020, 1982
- 2 Bloch G S. A Wide- Range Axial- Flow Compressor Stage Performance Model[C]. ASME 92- GT- 58, 1992
- 3 唐狄毅. 叶轮机非定常流[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992, 261- 267
- 4 唐狄毅, 李文兰, 丛孟滋. 多级轴流压气机稳定性的数字模拟[J]. 航空学报, 1980, 1(2): 52- 61
- 5 Sugiyama Y, et al. J85 Surge Transient Simulation[J]. J. Propulsion, 1989, 5(3): 375- 381
- 6 Davis M W. A Stage- by- stage Dual- Spool Compression System Modeling Technique[C]. ASME 82- GT- 189, 1982

(责任编辑 杨再荣)

Prediction on of Stability Operating Limit in Aeroengines

Huang Zhitao, Hu Zhengfeng, Qiao Weiyang, Li wenlan

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A model for predicting aerodynamic stability of axial compressor in turbojet or turbofan engine is presented. The detailed numerical analyses for three examples for stability operating limits of 9- stage compressor, 3- stage fan and 5- stage high- pressure compressor are given. It is shown that the compressor stability operating limit can be precisely predicted when control rule is $n_f = \text{constant}$ or $n_h = \text{constant}$. It is also found that the numerical model and recognition criterion for aerodynamic stability in the axial compressor are feasible. The computed results are in good agreement with the experimental data obtained at medium and high rotating speeds.

Key words: gas aerodynamic stability; numerical simulation; fans