

进气畸变对变循环发动机气动稳定性 影响分析模型

严 伟¹, 胡 骏^{1,2}, 屠宝锋^{1,2}, 张晨凯¹, 尹 超¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为了预估变循环发动机气动稳定性对周向进气畸变的响应,建立了进气畸变对变循环发动机气动稳定性影响分析模型.采用带源项的二维非定常欧拉方程描述变循环发动机内部的流动,根据部件特性计算源项,采用时间推进法求解方程组.利用该模型分析了周向进气畸变沿某变循环发动机流路的传递和该发动机的临界畸变指数,计算结果表明:该模型实现了对进气畸变影响变循环发动机气动稳定性的仿真;进气畸变经过核心机驱动风扇级后有显著的衰减;核心机驱动风扇级对进气畸变非常敏感,易发生失稳,是变循环发动机抗畸变的薄弱点.

关 键 词: 进气畸变;变循环发动机;气动稳定性;核心机驱动风扇级;分析模型

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Analytical model of inlet distortion effect on aerodynamic stability of variable cycle engine

YAN Wei¹, HU Jun^{1,2}, TU Bao-feng^{1,2},
ZHANG Chen-kai¹, YIN Chao¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: A theoretical model was established to assess the effect of circumferential inlet distortion on the aerodynamic stability of the variable cycle engine. The model incorporated source items into the two-dimensional unsteady Euler's equations to describe the flow through variable cycle engine. The source items were calculated according to the component characteristic and the equations were solved by time-advancing method. The circumferential inlet distortion transfer curve along the flow path and the critical distortion factor of the variable cycle engine were obtained. The results suggest that the model accomplishes the simulation of inlet distortion effect on aerodynamic stability of variable cycle engines. The inlet distortion experiences a great attenuation when passing through the core driven fan stage. The core driven fan stage is sensitive to distortion. It is the weakest link of the aerodynamic stability of the variable cycle engine.

收稿日期: 2014-04-22

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金(20113218120006)

作者简介: 严伟(1986—),男,河北石家庄人,博士生,主要从事叶轮机气动力学方向的研究.

Key words: inlet distortion; variable cycle engine; aerodynamic stability; core driven fan stage; analytical model

为了适应现代战争的要求,自 20 世纪 60 年代以来,战斗机一方面朝着多用途方向发展;另一方面其飞行包线不断扩大^[1-2]。这一发展趋势促进了航空动力系统的变革,常规的涡喷发动机或者涡扇发动机的局限性越来越明显,而集涡喷发动机和涡扇发动机优势于一身的变循环发动机(variable cycle engine, VCE)则逐渐显示出其优越性,成为在新一轮航空发动机竞赛中世界各国致力研究的关键技术。

VCE 通过改变航空发动机部件的几何形状、尺寸或位置来调节热力循环参数,如总增压比、涡轮前燃气温度、涵道比等,从而使航空发动机在各种工作条件下都具有最佳的热力循环,同时满足高速时的大推力要求与低速时的低油耗要求。

回顾航空发动机的发展历史可以发现,在早期的航空发动机研发过程中,研发人员往往更重视航空发动机性能的好坏,而对其气动稳定性未能给予足够的重视。当飞机处于亚声速、小机动飞行条件下时,这种权衡有其可行性;但是随着飞机飞行速度、高度的不断提高,机动性的不断增加以及导弹武器的使用等,飞机的飞行环境日趋恶化,畸变的影响越来越突出,实践中暴露出来的气动稳定性问题也越来越严重。在这种飞行环境下,如果仍坚持片面追求高性能而对航空发动机气动稳定性不给予足够的重视,可能引发严重的后果^[3]。

VCE 正是为了应对未来战斗机日益恶劣的飞行环境而诞生的,因此气动稳定性问题,特别是进气畸变的影响可以说是其无法回避的。如果不能解决这一难题,不但会影响航空发动机的研制进度,更将给战斗机的安全埋下隐患;反之,如果能够发展一套适用于 VCE 的气动稳定性分析方

法,在预研阶段就对进气畸变等降稳因子的影响进行评估,进而指导研发工作,而不是等到有具体型号以后才开始进行,将大大减小 VCE 的研制成本和风险。

然而,VCE 复杂的结构给本已十分复杂的航空发动机气动稳定性问题^[4]增添了新的难度。因此,有关进气畸变对 VCE 气动稳定性影响这一问题,直到目前国内鲜有公之于外的研究成果。

本文基于“平行发动机模型”^[5-6],建立了可用于分析周向进气畸变对 VCE 气动稳定性影响的二维模型,并发展了相应的计算程序;由于缺乏实际的 VCE 作为研究对象,故利用 GasTurb 软件建立的某 VCE 作为本模型的计算对象,计算分析了进气畸变对该 VCE 气动稳定性的影响,着重分析了核心机驱动风扇级(core driven fan stage, CDFS)的作用,验证了本文所建立的模型和发展的程序的能力,以及计算结果的合理性。

1 工作模式

根据变几何部件的不同,可以有多种变循环方案。在早期的变循环方案中,都存在着诸如气动、机械、质量、复杂度等问题。随着变循环概念逐渐成熟,到 1974 年,正式确认了近代 VCE 的典型特征,这就是能够进行流量匹配的、带有 CDFS 的双外涵 VCE^[1](如无特别说明,本文中涉及 VCE 均指该类型的 VCE),其结构及变循环原理如图 1 所示。

根据飞行任务需要,VCE 可以调节工作模式选择活门和前后两个可变面积涵道引射器(variable area bypass injector, VABI)的开度,在两种工作模式之间切换:飞机起飞、下降、亚声速飞行时

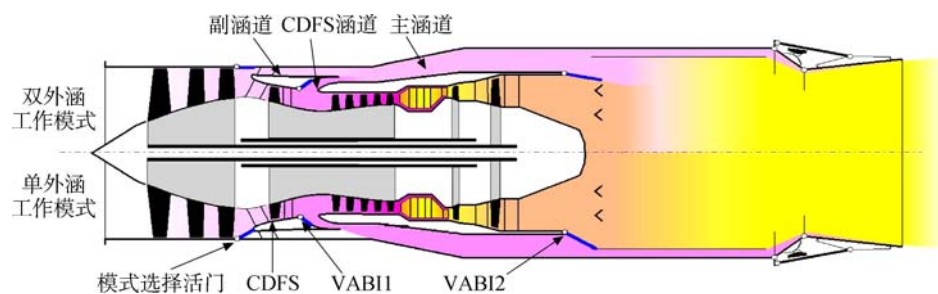


图 1 VCE 结构及工作模式示意图

Fig. 1 Schematic of the configuration and operation modes of VCE

采用双外涵工作模式;飞机加速、爬升、高速巡航时则切换到单外涵工作模式^[7-10].

当 VCE 处于单外涵工作模式时,沿 VCE 轴向的流路与常规的涡扇发动机或者双轴涡喷发动机类似,采用现有的气动稳定性分析模型^[5-6]基本可以完成计算任务;在双外涵工作模式下 VCE 流路复杂,与常规的涡扇发动机或者涡喷发动机的差异很大,最能体现 VCE 的特点,此时仍采用现有的气动稳定性分析模型已无法进行计算.针对这种情况,本文选择以双外涵工作模式下的 VCE 作为研究对象.

现有的统计数据和相关试验结果表明,径向进气畸变对 VCE 气动稳定性的影响较小^[11],因此本文只讨论周向进气畸变的影响.

2 计算模型

针对 VCE 的几何特征以及周向进气畸变这一研究内容,采用圆柱坐标系来描述 VCE 内部的流动.将沿 VCE 轴线方向设为 x ,沿转子旋转方向设为 θ ,同时假设气动参数沿径向均匀分布,如此就将问题简化为二维.

2.1 单元划分

计算域从 VCE(可包含进气道)进口截面到尾喷管出口截面,根据如下原则划分计算单元:

1) 用垂直于 VCE 轴线的截面将计算域划分为一系列顺序排列的计算单元,为充分利用部件特性,一般选择部件之间的交界面进行划分.

2) VCE 气流通道沿周向等分为若干个扇区,并且假设各个扇区具有与完整的部件相同的特性.扇区的侧面与流面重合,扇区个数根据对进口流场畸变描述的详细程度等因素来确定.

根据上述原则,一般将常规的涡扇发动机划分为 10 类计算单元^[5,12]:通用管路单元、损失单元、导叶单元、压气机单元、燃烧室单元、涡轮单元、尾喷管单元、引气单元、分流单元、掺混单元.

VCE 的特征在于多出了 CDFS 部件和 CDFS 涵道.本文将 CDFS 部件模化为上述 10 类单元中的压气机单元;将 CDFS 涵道用通用管路单元来描述;此外,在 CDFS 和高压压气机之间设置分流单元,在 CDFS 涵道出口设置掺混单元,如图 2 所示.如此,就可以在已有的常规的涡扇发动机稳定性分析模型基础上,不额外增加计算单元类型的前提下,发展出进气畸变对 VCE 气动稳定性

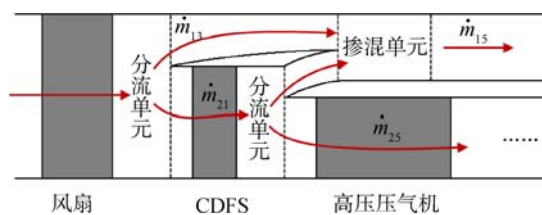


图2 CDFS导致的分流和掺混示意图

Fig. 2 Schematic of the split and mix induced by CDFS

影响的分析模型.图2中 $\dot{m}$ 表示流量.一般将 $\dot{m}_{13}$ 所在涵道称为副涵道,将 $\dot{m}_{15}$ 所在涵道称为主涵道.副涵道比为 $\dot{m}_{13}/\dot{m}_{21}$,主涵道比为 $\dot{m}_{15}/\dot{m}_{25}$.

2.2 控制方程

采用如下积分形式、带源项的二维欧拉方程组描述 VCE 内部的流动:

$$\frac{\partial}{\partial t} \oint_V \rho dV = - \oint_S \rho \mathbf{v} d\mathbf{S} + \dot{m}_e \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \oint_V \rho v_x dV = - \oint_S \rho v_x (\mathbf{v} d\mathbf{S}) - \oint_S p_n dS_x + F_x \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \oint_V \rho v_\theta dV = - \oint_S \rho v_\theta (\mathbf{v} d\mathbf{S}) - \oint_S p_n dS_\theta + F_\theta \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \oint_V \rho \left(u + \frac{v^2}{2} \right) dV = - \oint_S \rho h^* (\mathbf{v} d\mathbf{S}) + Q + P \quad (4)$$

其中 ρ 为气体密度; u 为气体比热力学能; $\mathbf{v}$ 为速度矢量, v_x 为轴向速度, v_θ 为切向速度; p_n 表示气体压力作用在控制体表面外法向的力; F_x 为质量力的轴向分量, F_θ 为质量力的切向分量; P 表示对气体做功的功率; Q 表示单位时间内加入的热量; $\dot{m}_e$ 表示单元中注入或者放气流量; $\mathbf{S}$ 表示控制体表面面积矢量; V 表示控制体的体积; 下标 θ 和 x 分别表示周向和轴向.

式(1)~式(4)的特点在于其中源项 F_x , F_θ , Q 和 P 的引入,而求解该方程组的难点则在于源项的确定.本文采用的模型不直接计算源项,而是根据各个单元的功能,利用单元的特性确定源项.首先根据部件特性计算气体流过单元后的总压比、静压比和总温比,再据此计算源项.单元功能不同,源项的获得方法也不同^[13].

针对划分的各个计算单元分别计算源项,并将上述控制方程离散化得到

$$\begin{cases} \frac{\partial \bar{m}}{\partial t} = \frac{1}{l} \left[-\oint_S \rho v_x (\mathbf{v} d\mathbf{S}) - \oint_S p_n dS_x + F_x \right]_e \\ \frac{\partial \bar{T}}{\partial t} = \frac{\kappa-1}{V} \cdot \frac{\bar{T}}{p} \times \left\{ \left[-\oint_S \rho \left(c_p T + \frac{v^2}{2} \right) (\mathbf{v} d\mathbf{S}) + Q + P \right]_e - \frac{\partial}{\partial t} \left(\bar{\rho} \frac{\bar{v}^2}{2} V \right) - c_v \bar{T} \left(\oint_S \rho \mathbf{v} d\mathbf{S} \right)_e \right\} \\ \frac{\partial \bar{v}_\theta}{\partial t} = \frac{1}{\bar{\rho} V} \left\{ \left[-\oint_S \rho v_\theta (\mathbf{v} d\mathbf{S}) - \oint_S p_n dS_\theta + F_\theta \right]_e - \bar{v}_\theta \left(-\oint_S \rho \mathbf{v} d\mathbf{S} \right)_e \right\} \\ \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} = \frac{\kappa-1}{V} \left[-\oint_S \rho \left(c_p T + \frac{v^2}{2} \right) (\mathbf{v} d\mathbf{S}) + Q + P \right]_e - \frac{\kappa-1}{V} \cdot \frac{\partial}{\partial t} \left(\bar{\rho} \frac{\bar{v}^2}{2} V \right) \end{cases} \quad (5)$$

其中 T 表示温度; p 表示压力; κ 表示等熵指数, c_p 表示比定压热容, c_v 表示比定容热容; l 表示单元长度; 下标 e 表示应用于计算单元, 上标“ $-$ ”表示计算单元内的平均值。

2.3 定解条件

上述方程组反映的问题属于初边值问题, 其定解条件包括初场和进、出口边界条件。

对于本模型所分析的问题, 初场为均匀进气时 VCE 各截面的气动参数, 即 VCE 的稳态工作点, 由稳态性能计算程序得到。

本模型把 VCE 作为一个整体来研究, 只在 VCE 的进、出口给定边界条件, 沿 VCE 周向采用周期性边界条件, 沿径向则采用气流参数均匀假设, 在 VCE 内部不再施加其他的附加边界条件。

进口边界条件给定总压和总温, 并假定进口速度方向为轴向。本文中进口总压和总温以周向分布的形式给出, 表示稳态周向进气畸变。

出口边界条件通过喷管的节流特性给定

$$q(\lambda) = \sqrt{1 - \exp\left\{\frac{1-\pi}{0.22}\right\}} \quad (6)$$

其中 π 表示喷管落压比。

基于上述定解条件, 采用 4 阶龙格-库塔时间推进法求解式(5), 得到各个截面的气动参数。

2.4 稳定性判据

本模型采用计算截面出现负的轴向速度作为 VCE 进入喘振的判别准则。这是依赖于经验提出的一种判据, 在工程应用中具有较高的准确度, 是国内目前广泛采用的判稳依据^[5-6, 11-16]。

3 评定工况

给定 VCE 在双外涵工作模式下的设计点参数, 如表 1 所示。

利用 GasTurb 软件可以生成满足上述设计点参数要求的 VCE 几何参数^[17-18]。该 VCE 几何结构如图 3 所示。针对该结构, 按照 2.1 节所述的单元划分方法, 将该 VCE 的几何结构模型化并划分计算单元: 共划分为 35 个轴向单元, 如图 4 所示; 沿周向则等分为 8 个扇形计算单元。

除了构建与给定的 VCE 设计点参数相匹配

表 1 VCE 主要设计点参数

Table 1 Main design parameters of a VCE

参数	数值	参数	数值
飞行高度/m	0	副涵道比	0.3
飞行马赫数	0	主涵道比	0.7
进口空气流量/(kg/s)	50	燃油热值/(MJ/kg)	43.124
进气道总压恢复系数	0.99	燃烧室出口温度/K	1850
风扇增压比	3.2	燃烧室燃烧效率	0.995
风扇效率	0.88	燃烧室总压恢复系数	0.97
低压轴物理转速/(r/min)	14 600	高压涡轮效率	0.90
CDFS 增压比	1.3	高压涡轮落压比	2.45
CDFS 效率	0.85	低压涡轮效率	0.91
高压轴物理转速/(r/min)	20 000	低压涡轮落压比	1.75
高压压气机增压比	6	高压压气机效率	0.86

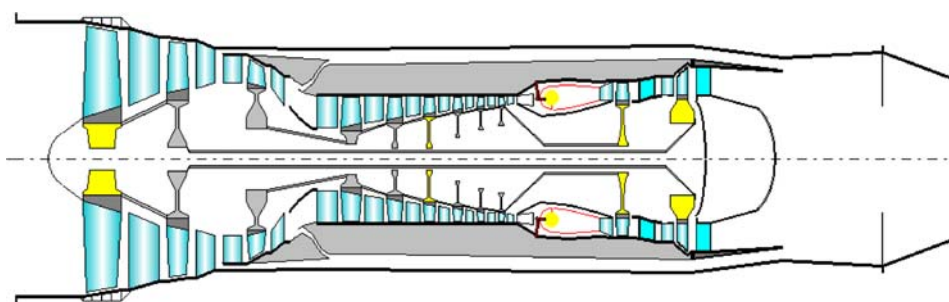


图3 VCE几何结构示意图

Fig. 3 Schematic of geometrical structure of VCE

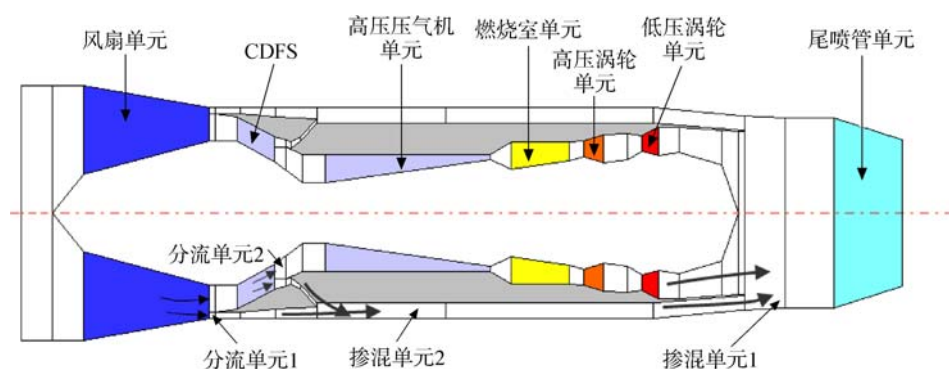


图4 VCE轴向单元划分示意图

Fig. 4 Schematic of axial units of VCE

的几何结构, GasTurb 软件还可以根据设计点参数生成相应的部件特性^[12-13]. 其中风扇、CDFS 和高压压气机的部件特性及其在设计工况下的工作点分别如图 5~图 7 所示, 图中 π^* 为总压比.

有了 VCE 几何参数、设计点工况和部件特性, 再结合上述定解条件, 则本模型所需的输入就全部满足了.

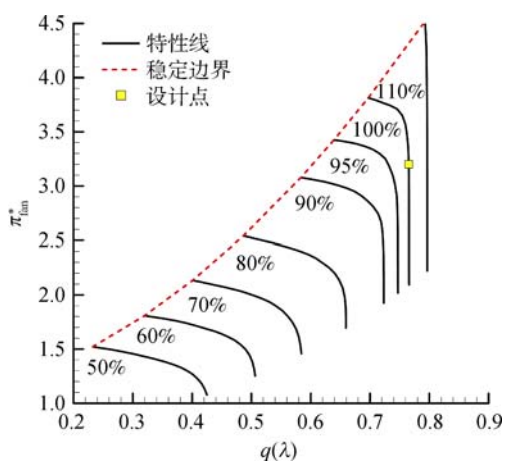


图5 风扇特性及其工作点

Fig. 5 Characteristics and working point of fan

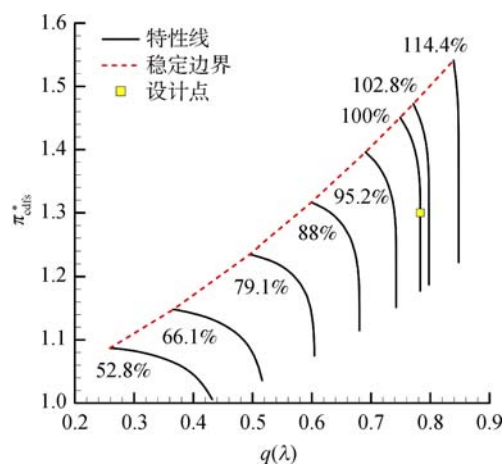


图6 CDFS特性及其工作点

Fig. 6 Characteristics and working point of CDFS

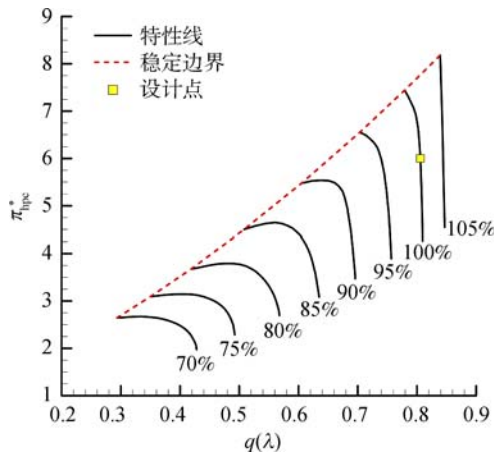


图 7 高压压气机特性及其工作点

Fig. 7 Characteristics and working point of high pressure compressor

4 计算结果

针对第 3 节所述的评定工况,计算分析了稳态总压畸变和稳态总温畸变沿该 VCE 流路的传递和该 VCE 的临界畸变指数。

稳态总压畸变用稳态总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}$ 描述,其表达式如下:

$$\Delta\bar{\sigma} = \frac{\bar{p}^* - \bar{p}_l^*}{\bar{p}^*} \times 100\% \quad (7)$$

其中 $\bar{p}_l^*$ 为畸变区平均总压; $\bar{p}^*$ 为面平均总压。

稳态总温畸变用稳态总温畸变指数 $\Delta\bar{T}$ 描述,其表达式如下:

$$\Delta\bar{T} = \frac{\bar{T}_h - \bar{T}^*}{\bar{T}^*} \times 100\% \quad (8)$$

其中 $\bar{T}_h$ 为畸变区平均总温; $\bar{T}^*$ 为面平均总温。

4.1 畸变传递

4.1.1 总压畸变传递

在 VCE 进口给定稳态总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma} = 6\%$, 计算不同截面上的总压分布, 从而获得该总压畸变在 VCE 流路中的传递曲线, 如图 8 所示。由图可见, 总压畸变在 VCE 中总趋势是衰减的, 其中通过压缩部件时衰减较为显著。畸变区子压气机进口流量小, 根据压气机的特性可知, 此时其增压比大, 因此经过压缩部件以后畸变区与非畸变区之间的总压差会减小, 表现为稳态总压畸变指数的衰减。

总压畸变强度经过风扇、CDFS、高压压气机分别降低了其各自进口总压畸变强度的 10%, 33%, 11%。其中 CDFS 轴向长度最短, 但是总压畸变经过 CDFS 衰减最剧烈。因此从畸变衰减的

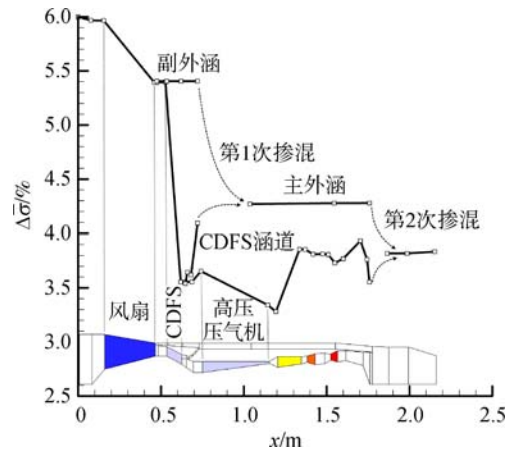


图 8 VCE 流路中的总压畸变传递曲线

Fig. 8 Transfer curves of total pressure distortion along VCE flow path

角度来看, CDFS 的存在对保证高压压气机稳定工作是有利的, 可以在一定程度上降低 VCE 高压压气机稳定性设计的难度。

4.1.2 总温畸变传递

在 VCE 进口给定稳态总温畸变指数 $\Delta\bar{T} = 3\%$, 计算不同截面上的总温分布, 从而获得该总温畸变在 VCE 流路中的传递曲线, 如图 9 所示。

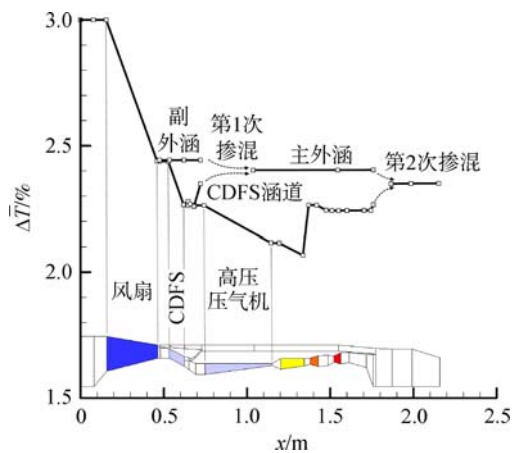


图 9 VCE 流路中的总温畸变传递曲线

Fig. 9 Transfer curves of total temperature distortion along VCE flow path

从图 9 中可以看出: 与总压畸变类似, 总温畸变在 VCE 中总的传递趋势也是衰减的, 其中通过压缩部件时衰减较为明显。畸变区子压气机进口总温高, 相对折合转速低, 对气流做功的能力低, 总增温比相对也会低; 非畸变区子压气机总增温比相对较高。这样, 经过压缩部件以后畸变区与非畸变区之间的总温差会减小, 表现为稳态总温畸变指数的衰减。

总温畸变经过风扇、CDFS、高压压气机分别降低了其各自进口总温畸变强度的 18.3%, 7.3%, 6.6%。总温畸变经过 CDFS 后的衰减比经过高压压气机的衰减略多, 考虑到 CDFS 轴向长度最短, 其对总温畸变的衰减效应还是非常明显的。因此, CDFS 的存在可以在一定程度上降低 VCE 对高压压气机抗总温畸变能力的要求。

4.2 临界畸变指数

逐渐增大 VCE 进口的畸变强度, 当稳态总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}=9.5\%$, 或者稳态总温畸变指数 $\Delta\bar{T}=4.4\%$ 时, 在 CDFS 单元的出口截面首先出现负的轴向速度, VCE 进入喘振状态。这说明: ①该 VCE 的临界总压畸变指数为 9.5%, 临界总温畸变指数为 4.4%; ②在上述畸变条件下该 VCE 的 CDFS 最先失稳。

综上所述, CDFS 部件对总压畸变、总温畸变非常敏感, 是 VCE 抗畸变能力的薄弱环节, 在 VCE 稳定性设计过程中应特别注意。

5 结 论

本文建立了进气畸变对 VCE 气动稳定性影响分析模型, 并发展了相应的计算程序。以某 VCE 为研究对象, 分析与评定了周向进气畸变对其气动稳定性的影响, 验证了理论模型与计算程序的能力以及计算结果的合理性。主要结论如下:

1) 该计算模型适用于带 CDFS 的 VCE, 能够反映进气畸变对 VCE 气动稳定性的影响, 具体表现为可以针对 VCE 的任意工况, 分析进气畸变沿 VCE 流路的传递; 也可用于计算 VCE 的临界畸变指数, 分析其抗畸变的能力。

2) 稳态周向总压、总温畸变经过 CDFS 后有显著的衰减, 这对保证高压压气机稳定工作, 降低高压压气机稳定性设计难度是有益的。

3) CDFS 对稳态周向总压、总温畸变敏感, 是 VCE 抗畸变能力的薄弱环节。

参考文献:

- [1] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3): 1-5.
FANG Changde. Variable cycle engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [2] 方昌德. 变循环发动机及其关键技术[J]. 国际航空, 2004(7): 49-51.
FANG Changde. Variable cycle engine and its key technologies[J]. International Aviation, 2004(7): 49-51. (in Chinese)
- [3] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [4] 叶新农, 王占学, 乔渭阳. 进口压力畸变对弹用涡喷发动机稳定性的影响[J]. 西北工业大学学报, 2003, 21(3): 265-268.
YE Xinnong, WANG Zhanxue, QIAO Weiyang. Effect of inlet pressure distortion on stability margin of missile turbojet engine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2003, 21(3): 265-268. (in Chinese)
- [5] 赵运生. 航空发动机气动稳定性分析系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
ZHAO Yunsheng. Research on aerodynamic stability analysis system for aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [6] 赵运生, 胡骏, 屠宝锋, 等. 进气畸变对涡扇发动机稳定性及性能影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1298-1304.
ZHAO Yunsheng, HU Jun, TU Baofeng, et al. Inlet distortion's effects on stability and performance of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1298-1304. (in Chinese)
- [7] 刘增文, 王占学, 黄红超, 等. 变循环发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1310-1315.
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, HUANG Hongchao, et al. Numerical simulation on performance of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1310-1315. (in Chinese)
- [8] 刘增文, 王占学, 蔡元虎. 变循环发动机模态转换数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2128-2132.
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu. Numerical simulation on bypass transition of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2128-2132. (in Chinese)
- [9] Rallabhandi S K, Mavris D N. Simultaneous airframe and propulsion cycle optimization for supersonic aircraft design[R]. AIAA-2008-143, 2008.
- [10] Tagashira T, Sugiyama N. A performance optimization control of variable cycle engines[R]. AIAA-2003-4984, 2003.
- [11] 叶巍, 侯敏杰, 周志文. 压力、温度组合畸变对某发动机影响的数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(4): 41-44.
YE Wei, HOU Minjie, ZHOU Zhiwen. Numerical study on the effects of pressure and temperature distortion of an engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(4): 41-44. (in Chinese)
- [12] 李阳. 进气畸变对发动机性能和稳定性影响的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
LI Yang. Research on inlet distortion's effect on performance and stability of aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [13] 蒋大智. 进气畸变对压气机性能和稳定性影响的数值计算研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
JIANG Dazhi. Numerical simulation study on the influence

- of inlet flow distortion to the performance and stability of axial compressor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [14] 叶巍. 压力畸变对某型发动机稳定性影响的数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 36-40.
- YE Wei. Numerical study on the effects of inlet pressure distortion on the stability of a turbofan[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 36-40. (in Chinese)
- [15] 黄顺洲, 胡骏. 进气畸变对发动机稳定性影响的分析模型[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 426-430.
- HUANG Shunzhou, HU Jun. Model of the effect of inlet flow distortions on engine stability[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5): 426-430. (in Chinese)
- [16] 黄顺洲, 陆德雨. 进口温度畸变对发动机稳定性影响的数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1): 46-52.
- HUANG Shunzhou, LU Deyu. A numerical investigation in effects of inlet temperature distortion on engine stability [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(1): 46-52. (in Chinese)
- [17] 苟学中, 周文祥, 黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 104-111.
- GOU Xuezhong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111. (in Chinese)
- [18] 苟学忠. 变循环发动机建模及控制规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- GOU Xuezhong. Research on modeling and control laws for variable cycle engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)