

文章编号:1000-8055(2013)06-1298-07

进气畸变对涡扇发动机稳定性及性能影响

赵运生, 胡 骏, 屠宝锋, 李 亮, 罗 钜

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为评估进气畸变对涡扇发动机稳定性和性能的影响, 发展了一种二维的计算方法, 采用非定常、二维、无黏的积分型欧拉方程, 沿发动机轴向、周向划分计算单元, 通过时间推进法进行求解。某双轴混排涡扇发动机的分析结果表明: 该方法可以获得进气畸变在发动机流道中的传递曲线, 评估风扇、高压压气机等部件对畸变的衰减作用; 通过对工作包线上典型工况点的分析, 可判断各点抗总压、总温畸变的能力, 确定受畸变影响较大的危险点; 在给定的稳态总压畸变条件下, 发动机推力下降、耗油率上升, 其最大变化值为 10.5% 和 11.7%。

关 键 词: 涡扇发动机; 进气畸变; 数值仿真; 稳定性; 发动机性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Inlet distortion's effects on stability and performance of turbofan engine

ZHAO Yun-sheng, HU Jun, TU Bao-feng, LI Liang, LUO Ju

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: For assessing the inlet distortion's effects on the stability and performance of turbofan engine, a two-dimensional method was developed. The unsteady two-dimensional inviscid integral Euler's equations were used; units were divided along the axial and circumferential directions and solved by time-matching. Simulations of a two spool mixed flow turbofan engine show that this method would obtain the distortion transfer curves along the flow path, which can assess the attenuation of components such as fan or high pressure compressor for distortion. Capabilities to resist the total pressure and total temperature distortion were analyzed for typical operating points in the flight envelope, and the most dangerous point was confirmed; under the given total pressure distortion condition, the turbofan engine's thrust decreases and the specific oil consumption increases, and the maximum amounts of change are 10.5% and 11.7% respectively.

Key words: turbofan engine; inlet distortion; numerical simulation; stability; engine performance

发动机工作过程中经常遇到进口流场畸变, 其对发动机稳定性和性能有着不利的影响^[1]。亚临界的进口流场畸变(其畸变强度小于发动机进

口畸变临界值)会降低发动机的稳定工作能力, 减少发动机的空中推力, 增加燃油消耗率。超临界的进口流场畸变(其畸变强度大于发动机进口畸变

收稿日期: 2012-06-04

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1298_012.html

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金(20113218120006)

作者简介: 赵运生(1984—), 男, 江苏邳州人, 博士生, 主要从事航空发动机总体性能研究。

临界值)会导致发动机不稳定工作,使发动机完全丧失空中推力,严重时造成机毁人亡的事故。

在发动机方案设计和工程设计阶段,原则上不可能获得进气畸变对发动机影响的试验数据,另外进行整个使用范围的试验成本也太高^[2]。因此,地面或高空台试验设施不能进行的畸变试验都需要利用数值仿真了解畸变的影响。

随着计算技术的迅速发展,进气畸变对发动机稳定性和性能影响的评估已经取得了重要的进展。研究方法主要可以分为3类:第1类是经验关联法,主要通过经验数据将风扇/压气机的几何参数和气动参数等与其失速工作点关联起来,用于预测失速始发点或失速边界^[3];第2类方法是以小扰动的线性稳定性理论为主,用于预测压缩系统的工作稳定性^[4-5];第3类方法是建立在时域上的时间推进求解初边值法,目前的主要工作在于建立、发展各类用于预测进气畸变对发动机性能和稳定性影响的理论模型和计算方法^[6-9],较为成熟的有平行压气机模型、激盘和半激盘模型、级叠加模型,以及三维彻体力模型等。

本文使用修正的平行压气机模型,将其扩展为“平行发动机”模型,采用二维、无黏的积分型欧拉方程进行描述,并采用时间推进法进行求解,以解决下列问题:

1) 在给定进口畸变的条件下,计算进气畸变在发动机流道中的传递曲线,评估发动机主要部件对畸变的衰减能力。

2) 计算飞行包线上典型工况点的临界畸变值,确定发动机的抗畸变能力和确定受畸变影响较大的危险点。

3) 计算进口稳态总压畸变对压气机性能、发动推力和耗油率的影响,并给出定量的结果。

1 研究对象及方法

针对发动机内部的复杂流动,需要从工程角度出发,在满足工程精度需要的前提下,对工质和流动作一系列简化、假设来代表发生在发动机整个流动区域内的实际物理过程^[10]。

1.1 计算单元划分

根据双轴混排涡扇发动机的结构特点及各类畸变的形式,适合于采用圆柱坐标系来描述其气流流动过程^[11-14],即包括两个方向:轴线方向 x 和周向方向 θ (与转子旋转方向一致),同时假设气流沿半径方向均匀,这就将所研究的问题简化为一个二维问题。在 x 方向上用垂直于发动机轴线的截面将计算域划分为一系列顺序排列的计算单元(如图1所示)。为充分利用已知部件特性,选择在部件之间的交界面建立轴向计算网格^[1-2,11]。对于压气机和涡轮,若级或级组的特性已知,也可以级组甚至级为单位。这样,在计算模型中既可以反映出各级特性和几何参数对于进气畸变衰减和发动机工作过程的影响,还可以分析级匹配的问题。

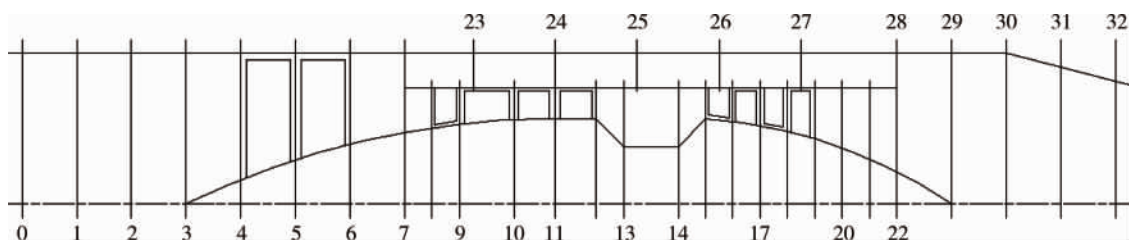


图1 混排涡扇发动机轴向单元划分示意图

Fig. 1 Sketch map of axial units of mixed turbofan engine

图2给出了计算单元轴向的几何参数,进口

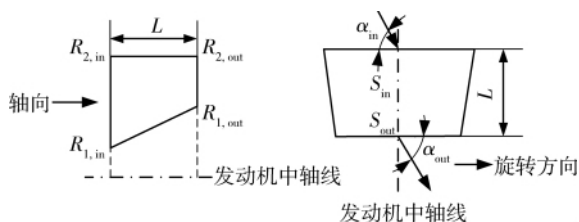


图2 计算单元轴向几何参数

Fig. 2 Axial geometric parameters of the units

面积 S_{in} 由进口内径 $R_{1,in}$ 、进口外径 $R_{2,in}$ 决定,气流以 α_{in} 的角度进入单元。出口面积 S_{out} 由出口内径 $R_{1,out}$ 、出口外径 $R_{2,out}$ 决定,气流以 α_{out} 的角度流出单元。 L 为单元体的长度。单元沿周向展开后,为一等腰梯形。

为了实现分析进气畸变对发动机稳定性和性能的影响,必须考虑气流参数沿周向 θ 的变化,同时为了简化对发动机中复杂部件特性的描述,沿周向将发动机的这些部件分割成若干个扇形块

(如图3所示),并假设这些部件的扇形块具有和完整的部件相同的特性.扇区的大小要根据对进口流场畸变参数描述的详细程度等因素来确定.

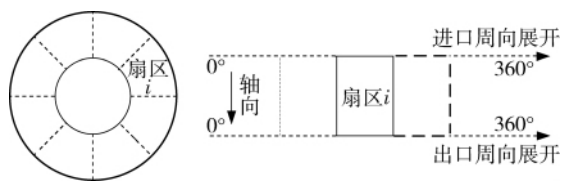


图3 计算单元周向划分示意图

Fig. 3 Sketch map of circumferential units

本模型把发动机作为一个完整的整体来研究,只在发动机的进口及出口给定边界条件,在发

动机内部并不再施加其他的附加边界条件.因此可以计算畸变在压缩部件、燃烧室、涡轮等部件中的传递.

1.2 控制方程

根据针对研究对象建立的上述物理模型,进口流场畸变对发动机影响的数学模型可以用积分形式的连续方程、轴向和周向投影的动量方程以及能量方程来描述^[11,13-14].通常径向畸变对发动机影响较小,一般忽略不计^[1,15].因此在控制方程中忽略参数的径向变化.

对图1所示划分出来的每一个计算单元,可应用方程组(1)

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV = - \oint_S \rho \mathbf{C} \cdot d\mathbf{S} + g \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho C_x dV = - \oint_S \rho C_x (\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) - \oint_S p_n dS_x + F_x \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho C_\theta dV = - \oint_S \rho C_\theta (\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) - \oint_S p_n dS_\theta + F_\theta \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \left(c_v T + \frac{C^2}{2} \right) dV = - \oint_S \rho \left(c_p T + \frac{C^2}{2} \right) (\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) + Q + N \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{C}$ 为速度矢量, C 为速度大小, c_p 为质量定压热容, c_v 为质量定容热容, C_x 为轴向速度, C_θ 为切向速度, F_x 为作用力的轴向分量, F_θ 为作用力的切向分量, g 为单元中注气或放气质量, N 为对气体作的功率, Q 为加入热量, p_n 为气体压力, S 为单元面积, T 为气体温度, V 为单元体积, ρ 为气体密度, 下标“ θ ”和“ x ”分别表示周向方向和轴向方向.

对于计算域中每一个计算单元,应用方程组(1)积分计算的困难在于方程中 F_x , F_θ , Q 和 N 的

确定.从严格的意义上来说,这些项有的需要通过 CFD 计算来确定^[11],如 F_x , F_θ 是气流与压气机/涡轮叶片相互作用产生的力.本文所定义的计算模型不是直接计算这些项,而是根据其所定义的单元功能,利用单元特性确定各个单元的 F_x , F_θ , Q 和 N 等.

上述方程与状态方程、声速方程等方程合起来便可以联立求解.对控制方程组(1)在计算网格内进行近似计算,采用离散形式的控制方程组,如方程(2)所示.

$$\begin{cases} \frac{\partial \bar{G}}{\partial t} = \frac{1}{l} \left[- \oint_S \rho C_x (\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) - \oint_S p_n dS_x + F_x \right]_e \\ \frac{\partial \bar{T}}{\partial t} = \frac{k-1}{V} \frac{\bar{T}}{\bar{P}} \left\{ \left[- \oint_S \rho \left(c_p T + \frac{C^2}{2} \right) (\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) + Q + N \right]_e - \frac{\partial}{\partial t} \left(\bar{\rho} \frac{\bar{C}^2}{2} V \right) - c_v \bar{T} \left(\oint_S \rho \mathbf{C} \cdot d\mathbf{S} \right)_e \right\} \\ \frac{\partial \bar{C}_\theta}{\partial t} = \frac{1}{\bar{\rho} V} \left\{ \left[- \oint_S \rho C_\theta (\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) - \oint_S p_n dS_\theta + F_\theta \right]_e - \bar{C}_\theta \left(- \oint_S \rho \mathbf{C} \cdot d\mathbf{S} \right)_e \right\} \\ \frac{\partial \bar{P}}{\partial t} = \frac{k-1}{V} \left[- \oint_S \rho \left(c_p T + \frac{C^2}{2} \right) (\mathbf{C} \cdot d\mathbf{S}) + Q + N \right]_e - \frac{k-1}{V} \frac{\partial}{\partial t} \left(\bar{\rho} \frac{\bar{C}^2}{2} V \right) \end{cases} \quad (2)$$

其中上标“—”表示单元体内的平均值,下标“e”表示应用于单元体, V 为单元体的体积, A 和 l 分别为单元体的截面积和长度.

方程组(2)也可记作

$$\frac{d\mathbf{y}}{dt} = \mathbf{f}(t, \mathbf{y}) \quad (3)$$

其中 $\mathbf{y} = (\bar{G}, \bar{T}, \bar{C}_\theta, \bar{P})^T$, $\mathbf{f}$ 为方程组(2)右边的各项.

由此,上述问题变成了对应于发动机非定常

问题的初边值问题. 初值为均匀进口条件下的发动机的稳态共同工作点, 各部件之间应满足质量流量平衡、压力平衡、功率平衡和转速相同条件^[15]. 边界条件采用进口边界条件和出口边界条件^[2,11]. 周向计算采用掺混系数^[6], 考虑质量和动量的周向掺混作用.

针对上述问题, 采用 4 阶“龙格-库塔”显式方法离散求解每一个方程得到数值解, 得到未知变量在各计算单元的值, 从而计算气体在发动机中

各个截面的流动情况. 将风扇/压气机中出现负的轴向速度作为发动机失稳的判据, 该判据在工程应用中具有较高的准确度^[1,11,13].

2 计算模型及评定工况

2.1 设计点气动参数与几何结构

表 1 给出了某小涵道比双轴混排涡扇发动机主要设计参数, 设计工况为地面状态.

表 1 某涡扇发动机主要设计参数
Table 1 Main design parameters of a turbofan engine

参数	数值	参数	数值
进口空气质量流量/(kg/s)	49.5	燃烧室总压恢复系数	0.97
涵道比	0.8	燃油质量流量/(kg/s)	0.604
进气道总压恢复系数	0.99	低压轴物理转速/(r/min)	14 600
风扇内涵压比	2.8	高压轴物理转速/(r/min)	22 800
风扇内涵效率	0.86	高压涡轮效率	0.9
风扇外涵压比	3.0	高压涡轮落压比	2.82
风扇外涵效率	0.88	低压涡轮效率	0.91
高压压气机压比	7.0	低压涡轮落压比	2.08
高压压气机效率	0.86	推力/kN	32.18
燃烧室出口温度/K	1 600	耗油率/(kg/(N·h))	0.068
燃烧室燃烧效率	0.99		

图 4 给出了涡扇发动机的几何结构, 为 3 级风扇+5 级高压压气机+1 级高压涡轮+1 级低压涡轮结构, 采用收敛型喷口.

图 5 给出了轴向单元划分示意图, 共划分 33 个计算单元. 其中在进口添加 3 个单元以描述进

气损失; 风扇部件被划分为导向器单元和风扇单元; 高压压气机部件被划分为导向器单元、高压压气机单元以及一个用来描述出口扩压段的损失单元; 高、低压涡轮部件分别划分为导向器单元和涡轮单元.

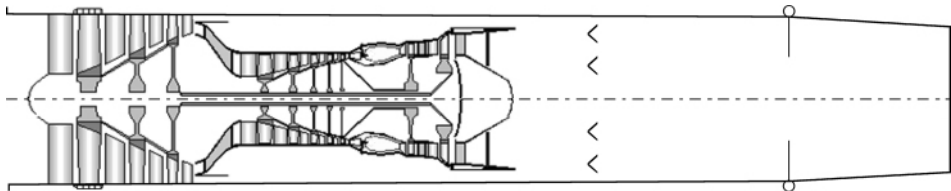


图 4 涡扇发动机几何结构图
Fig. 4 Geometric structure chart of turbofan engine

2.2 评定工况

根据涡扇发动机稳定性评估要求, 首先要确定发动机稳定性评定状态点^[1], 即在飞行包线内确定稳定性评估的典型工作状态. 图 6 给出了该型涡扇发动机飞行包线上的 7 个典型工况点. 其

中 A 点为起飞状态, B 点为着陆状态, C 点为地面最大速度状态, D 点为最小高度最大速度状态, E 点为最大高度最大速度状态, F 点为最大高度最小速度状态, G 点为高原起飞状态.

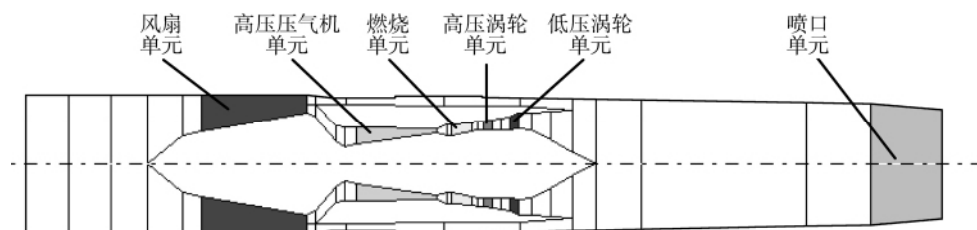


图5 轴向单元划分示意图

Fig. 5 Sketch map of axial units

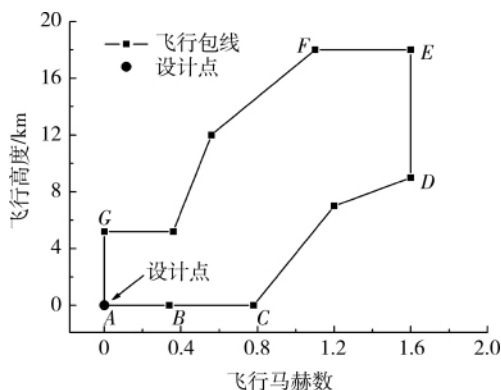


图6 飞行包线及评定工况

Fig. 6 Flight envelop and operating points

3 计算结果及分析

3.1 综合畸变评定结果

在设计状态下,以综合畸变^[1] $W=6\%$ 为例,计算了畸变对涡扇发动机的影响,获得了综合畸变在发动机流道中的传递曲线,如图7所示。从图中可以看出,畸变在发动机流道中总趋势是衰减的,其中通过风扇和高压压气机单元时衰减最大,分别衰减了该单元进口畸变值的44.6%和46.3%。

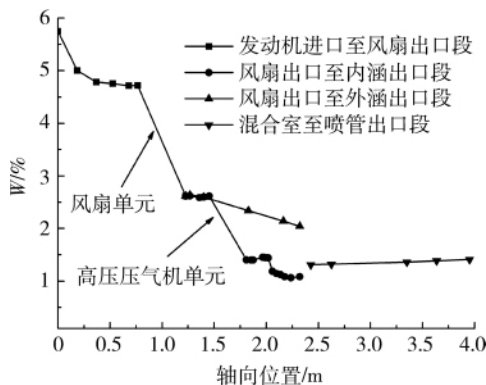


图7 涡扇发动机流道中的综合畸变传递曲线

Fig. 7 Distortion transfer curve of W along turbofan engine flow path

由于气流掺混的作用,畸变在其他单元中也会有一定程度的衰减。

表2给出了不同工况点的临界综合畸变指数 W_{cr} ,从表中可以看出,抗畸变能力薄弱点为最小高度最大速度状态,其临界综合畸变指数只有7.5%。

表2 临界综合畸变指数评定结果

Table 2 Evaluation results of W_{cr}

工况点	$W_{cr}/\%$
A	10.2
B	10.9
C	10.0
D	7.5
E	10.3
F	11.2
G	9.0

3.2 稳态总温畸变评定结果

以稳态总温畸变指数^[1] $\delta T=3\%$ 为例,计算了畸变对涡扇发动机的影响,获得了总温畸变在涡扇发动机流道中的传递曲线,如图8所示。从图中可以看出,同综合畸变相同,总温畸变在发动机流道中总趋势是衰减的,其中通过风扇单元衰减最大,经过该单元后总温畸变衰减了23.2%;在高压压气机中衰减相对较小,为9.83%;另外经过燃烧室单元后,由于燃油的喷入,出口温度畸变值有一定程度的衰减,衰减程度为8.30%。同样由于气流掺混的作用,总温畸变在其他单元中也会有一定程度的衰减,但衰减程度小于综合畸变。

表3给出了不同工况点的临界稳态总温畸变指数 δT_{cr} ,从表中可以看出,抗总温畸变能力薄弱点为最小高度最大速度状态,其临界稳态总温畸变指数为4.4%。

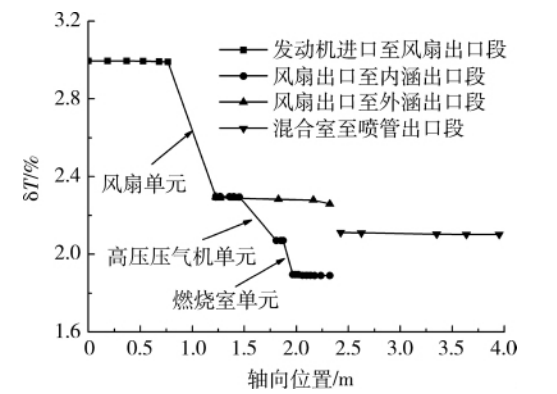


图 8 涡扇发动机流道中的总温畸变指数传递曲线

Fig. 8 Total temperature distortion transfer curve along turbofan engine flow path

表 3 临界稳态总温畸变指数评定结果

Table 3 Evaluation results of δT_{cr}

工况点	$\delta T_{cr}/\%$
A	5.7
B	6.8
C	6.6
D	4.4
E	7.8
F	8.9
G	5.9

3.3 稳态总压畸变指数对总体性能的影响

图 9 给出了采用的 9 组进气道出口的相对总压分布,沿周向均分为 8 个点.根据相对总压分布可以得到相应的稳态总压畸变指数^[1],如图 10 所示.

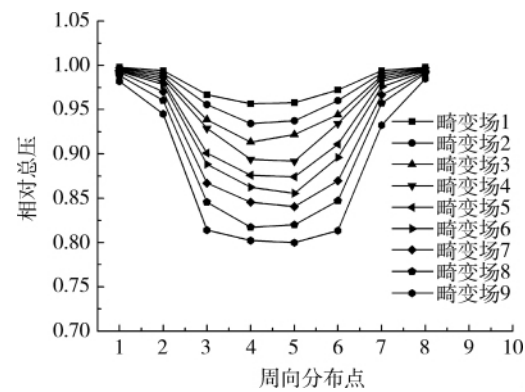


图 9 相对总压分布

Fig. 9 Relative total pressure distribution

将进气道出口的总压分布作为发动机进口边界条件.如果发动机不失稳,则根据求解后的流场计算出发动机的推力和耗油率,并和均匀进气条

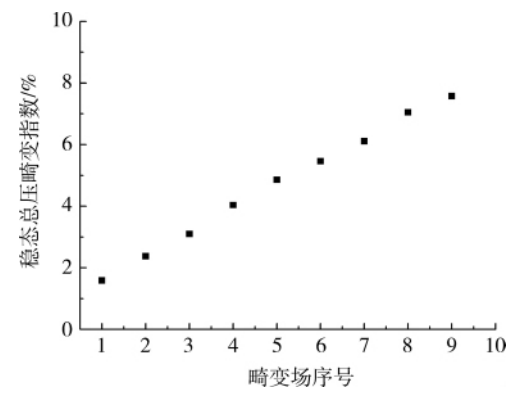


图 10 稳态总压畸变指数

Fig. 10 Steady-state total pressure distortion index

件下的结果进行比较,就能得到稳态总压畸变指数对发动机性能的影响.

图 11、图 12 给出了不同工况下稳态总压畸变指数对涡扇发动机推力和耗油率的影响.从图中可以看出,随着畸变强度的增加,发动机推力进

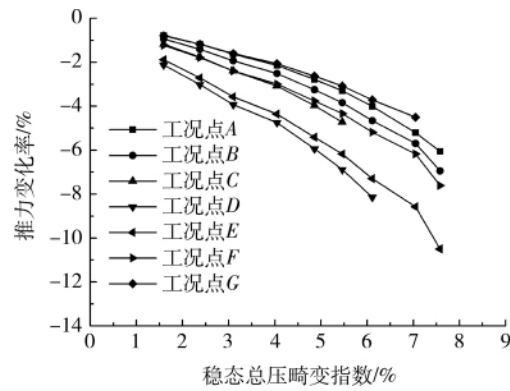


图 11 稳态总压畸变指数对推力的影响

Fig. 11 Effects of steady-state total pressure distortion on thrust

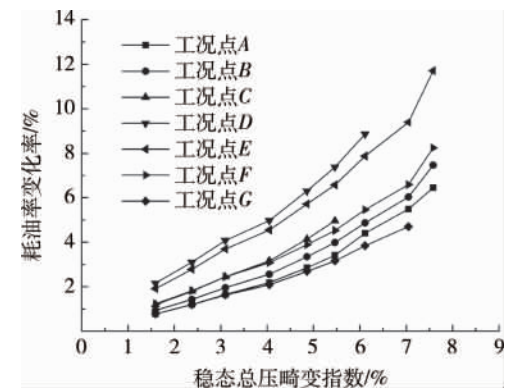


图 12 稳态总压畸变指数对耗油率的影响

Fig. 12 Effects of steady-state total pressure distortion on specific fuel consumption

一步降低,耗油率进一步增加,其最大变化量为10.5%和11.7%。对于某一工况点,存在一个临界稳态总压畸变,当畸变超过此值时,发动机失稳。

4 结 论

本文以某混排涡扇发动机作为研究对象,针对飞行包线上的典型工况点开展进气畸变影响分析,得到了以下结论:

1) 综合畸变、稳态总温畸变在发动机流道中是逐步衰减的,其中风扇/压气机对畸变衰减影响最大,燃烧室对总温畸变也有一定的衰减作用。

2) 在飞行包线内的典型工况点中,最小高度最大速度点抗综合畸变和稳态总温畸变能力最差,是进气畸变影响评估的危险点。

3) 稳态总压畸变会减小发动机的推力,增加发动机的耗油率。稳态总压畸变越大,对发动机性能影响越严重。

进气畸变的形式多种多样,本文只分析了综合畸变、稳态总温畸变、稳态总压畸变的影响,还需要在后续工作中针对其他形式的进气畸变,尤其是对组合进气畸变进行研究。

本文采用的计算方法,虽然可以进一步扩充数值仿真对发动机稳定性和性能的评估,但对于航空发动机这种十分复杂的系统,后续还应结合相关试验对仿真方法进行校验和完善。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 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)
- [3] HU Jun, Thomas P, Leonhard F. Numerical simulation of flow instabilities in high speed multistage compressors[J]. Journal of Thermal Science, 1999, 8(1): 23-31.
- [4] Gorrell S E. Application of a dynamic compression system model to a low aspect ratio fan: casing treatment and distortion[R]. AIAA-1993-1871, 1993.
- [5] Kimball A S. Application of a modified dynamic compression system, model to low aspect ratio fan: effects and inlet distortion[R]. AIAA-1995-0301, 1995.
- [6] 黄顺洲,胡骏.组合畸变对某型发动机稳定性的影响[J].航空动力学报,2006,21(6):1085-1091.
- HUANG Shunzhou, HU Jun. Investigation of the effect of combined distortion on engine stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 1085-1091. (in Chinese)
- [7] 王鹏,蔡元虎,王占学,等.进气畸变对发动机压缩系统稳定性影响的数值模拟[J].流体机械,2006,34(8):15-19.
WANG Peng, CAI Yuanhu, WANG Zhanxue, et al. Effect of pressure and temperature distortion on turbine engine stability[J]. Fluid Machinery, 2006, 34(8): 15-19. (in Chinese)
- [8] 王占学,王鹏,乔渭阳.畸变进气时涡扇发动机整机环境下压缩部件气动稳定性评定[J].推进技术,2007,28(1):20-25.
WANG Zhanxue, WANG Peng, QIAO Weiyang. Aerodynamic stability assessment for compression component running in turbofan engine with distorted flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 20-25. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] Orkisz M, Stawarz S. Modeling of turbine engine axialflow compressor and turbine characteristics[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(2): 336-339.
- [11] 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)
- [12] 田宁,陈金国,张恩和.畸变对航空发动机稳定性的影响[J].航空发动机,2002(2):25-28.
TIAN Ning, CHEN Jinguo, ZHANG Enhe. Effect of distortion on aeroengine stability[J]. Aeroengine, 2002(2): 25-28. (in Chinese)
- [13] 叶巍.压力畸变对某型发动机稳定性影响的数值研究[J].燃气涡轮与实验,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)
- [14] 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)
- [15] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.