

真实进气条件下发动机气动稳定性计算方法

谢业平, 刘永泉, 潘宝军

(中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 基于平行压气机理论, 采用非定常、二维、无黏的积分型欧拉方程, 以蒸汽吸入试验中产生的温度和压力组合畸变为边界条件, 开展真实进气条件下温度和压力组合畸变对发动机影响的计算方法研究。在保证畸变强度、高温区范围、低压区范围等特征不变的前提下, 对畸变图谱进行规则化等效转换, 同时协调温度和压力畸变图谱, 使两者可以进行相互叠加计算。结果表明: 当周向子发动机数量大于2时, 子发动机数量对计算结果影响不大; 组合畸变对风扇、压气机压比影响规律与单独的压力畸变相同; 与试验的推力损失对比显示, 对畸变图谱进行等效规则化转换, 可以用于真实组合畸变的计算。

关键词: 温度畸变; 压力畸变; 组合畸变; 畸变图谱等效转换; 子发动机

中图分类号: V231

文献标志码: A

Aerodynamic calculation method of engine stability under actual inlet condition

XIE Yeping, LIU Yongquan, PAN Baojun

(Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on the theory of parallel compressor, the calculation method of the influence of actual combined distortion on the engine was studied with the temperature and pressure distortion generated by the steam suction as boundary conditions. The unsteady two-dimensional inviscid integral Euler's equations were used. While the distortion intensity, the high temperature range, and the low pressure range were kept the same, the regularized equivalent conversion of the distortion contour maps was performed. And the temperature and pressure distortion contour maps were coordinated, so that these two could be superimposed on each other. Results showed that when the number of circumferential sub-engines was greater than 2, the number of sub-engines had little effect on the calculation results. The influence of combined distortion on the fan and compressor pressure ratio was the same as the single pressure distortion. Compared with the experimental thrust loss, the equivalent regularization transformation of the distortion map can be used for the calculation of the actual combined distortion.

Key words: temperature distortion; pressure distortion; combined distortion; equivalent conversion of distortion contour maps; sub-engine

收稿日期: 2018-08-23

作者简介: 谢业平(1980-), 男, 研究员, 硕士, 主要从事飞发一体化和发动机整机气动稳定性研究。

引用格式: 谢业平, 刘永泉, 潘宝军. 真实进气条件下发动机气动稳定性计算方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(4): 804-812. XIE Yeping, LIU Yongquan, PAN Baojun. Aerodynamic calculation method of engine stability under actual inlet condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 804-812.

发动机进口压力畸变由飞机进气道产生,存在于发动机使用的全过程,温度畸变一般是由于进气道吸入外部热源导致,比如武器发射尾气、编队飞行的前机排气、垂直起落飞机在起飞着陆时发动机排出的燃气、矢量喷管工作或接通反推力装置时发动机自身回流燃气、飞越烟雾区或火灾区时的高温燃气、蒸汽弹射器泄漏的高温蒸汽等。压力、温度畸变都对发动机的性能和稳定性有重要影响,尤其在蒸汽弹射过程吸入高温蒸汽导致的温度畸变对发动机影响更严重,此时飞机处于起飞阶段,发动机禁止使用主动、被动防喘等影响推力的功能进行扩稳、退喘。

国外关注舰载机弹射起飞过程中吸入高温蒸汽对发动机的影响,最早可以追溯到20世纪60年代,研究主要分两阶段进行^[1-9]:第1阶段,在20世纪六、七十年代,主要通过整机的陆基弹射统计的方法研究吸入蒸汽对发动机稳定性的影响及优化措施的有效性,但缺少定量研究。第2阶段研究,从21世纪初开始,开展了蒸汽吸入对发动机影响的计算、压气机部件级的吸入蒸汽试验、蒸汽对压气机性能与稳定性影响的计算等工作。在计算方面主要以定常、一维、多相的程序开展研究。

国内,对蒸汽弹射过程中的发动机稳定性的研究,有以CFD的方法研究蒸汽弹射过程中高温蒸汽的物性变化及其对发动机进口温度畸变的影响^[10],此外,也有单独的压力畸变或温度畸变对发动机稳定性和影响的计算,但均是以理想畸变图谱开展研究^[11-15]。而发动机真实遭遇的压力畸变、温度畸变均是不规则的,研究真实组合畸变对发动机影响较少,本文以某次高温蒸汽吸入试验中产生压力和温度畸变图谱为例,研究组合畸变对发动机影响的计算方法。

1 计算模型

1.1 计算方法

进气畸变对风扇、压气机性能和稳定性影响的模型有:平行压气机模型^[16]、级叠加模型^[17]、彻体力模型^[18-19]和直接三维CFD计算等,但对于发动机整机的计算来说,一般只能采用平行压气机理论。本文采用的模型是以传统的平行压气机模型为基础,借鉴了平行压气机模型的基本思想,在如下两方面有所发展和突破:一是边界条件的给定,摒弃了传统平行压气机模型给定压气机出口静压周向均匀的假设;另外一个是通过周向掺混系数的引入,考虑了子压气机之间质量和动量的

周向掺混。通过对工质性质、流动、气流沿径向均匀等一系列假设,使用二维、无黏的积分型欧拉方程进行描述^[12],并采用时间推进进行求解。

本模型把发动机作为一个完整的整体来研究,只在发动机进口、出口给定边界条件,内部不再施加其他附加边界条件。建立某型双轴混排涡扇发动机计算网格,采用圆柱坐标系,沿轴线方向和周向方向(与转子旋转方向一致),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^[12]。方程中作用力、加热量、做功等根据单元体功能,利用单元特性确定,由方程中源项引入。

考虑蒸汽吸入的影响后,航空发动机的工质是湿空气,经过燃烧室后则变为湿燃气。为了考虑燃油、水蒸气质量分数对工质热物理性质的影响,引入变比热比计算模型,可以计算不同油气比、含湿量条件下,湿燃气的热物理性质,在不同的计算截面使用湿空气或者湿燃气进行计算。

1.2 建模及轴向网格划分

根据某型发动机总图,对发动机整机进行适当简化并进行网格划分,见图1,图中序号为截面编号,0~1截面之间的计算单元为计算单元1,以此类推。沿轴线方向按发动机基本结构划分为36个计算单元,计算单元1~5为通用单元,进口截面0距风扇入口(截面5)约3倍管道直径处;计算单元6为风扇进口导流叶片单元;计算单元7为风扇单元;计算单元8~9为气动损失单元;计算单元10为压气机进口导流叶片单元;计算单元11为高压压气机单元;计算单元14为燃烧室单元;计算单元17为高压涡轮单元;计算单元20为低压涡轮单元;计算单元24~30为外涵通道单元;计算单元31~35为加力燃烧室单元;计算单元36为尾喷管单元。周向计算单元可根据进口压力或温度周向分布规律给定。

1.3 周向网格划分

发动机工作过程中,其进口的压力或温度畸变图谱均为不规则状,而本文计算方法以平行压气机模型为基础,开展计算时每个子发动机进口压力或温度需为均匀参数。如图2(a)为某试验过程中发动机进口温度畸变图谱(图中数据为发动机进口截面温度分布),计算此图谱对发动机的影响,需等效近似转换成图2(b)中所示各子发动机进口均匀温度场(图中数据为周向等分为8个扇区的编号)。

根据畸变对发动机影响的机理,制定温度畸

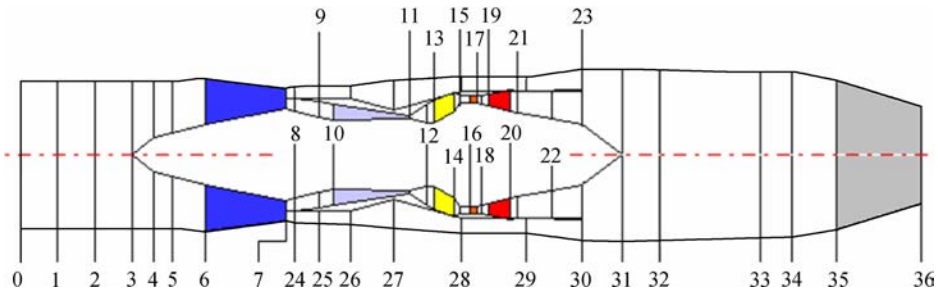


图1 某型发动机网格划分示意图

Fig. 1 Schematic diagram of grid division of an engine

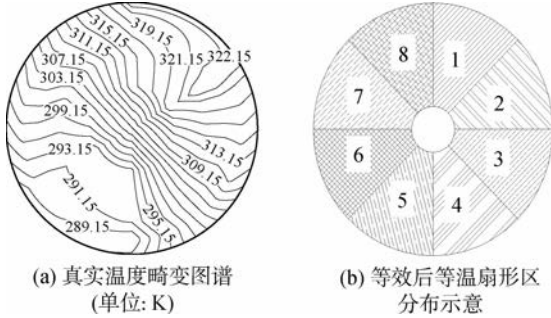


图2 畸变图谱及等温扇形区图

Fig. 2 Distortion contour map and isothermal sector domain diagram

变图谱等效转换遵循原则为

- 1) 子发动机数量(n)根据进口图谱及计算精度确定;
- 2) 温度畸变强度保持一致;
- 3) 温度不均匀度保持一致;
- 4) 高温、低温区范围保持基本一致。

压力畸变图谱等效转换遵循原则为

- 1) 子发动机数量根据进口图谱及计算精度确定;
- 2) 发动机进口面平均总压 σ_{av} 不变;
- 3) 综合压力畸变指数 W 、周向不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 大小不变;
- 4) 低压区范围保持基本一致。

其中各参数定义为

1) 温度畸变强度。温度畸变幅值的数值表示,用面平均相对温升来表示。

$$\delta T_{2fav} = \frac{\Delta T_{2fav}}{T_0} \quad (1)$$

式中 $\Delta T_{2fav} = T_{2fav} - T_0$ 为面平均温升(K);

$T_{2fav} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} T_r(\theta) d\theta$ 为面平均温度(K);

$T_r(\theta) = \frac{1}{1 - \bar{r}_h^2} \int_{\bar{r}_h}^1 T(\bar{r}, \theta) 2\bar{r} d\bar{r}$ 为径向平均温度

(K); T_0 为来流总温(K); \bar{r}_h 为轮毂相对半径,表

示轮毂半径与轮缘半径之比。

2) 温度场周向不均匀度,是高温区平均温度与面平均温度的相对增量,按下式进行计算:

$$\Delta\bar{T}_2 = \frac{T_{hav} - T_{2fav}}{T_{2fav}} \quad (2)$$

式中 T_{hav} 为高温区范围内周向的平均总温(K)。

3) 周向总压不均匀度。周向总压不均匀度表示气动界面平均总压恢复系数与低压扇形区 θ' 内平均总压恢复系数的相对差值。其表达式为

$$\Delta\bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}} \quad (3)$$

式中 $\sigma_0 = \frac{1}{\theta} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \sigma_r(\theta) d\theta$ 为低压区平均总压恢复系数;

$\sigma_r(\theta) = \frac{1}{1 - \bar{r}_{hu}^2} \int_{\bar{r}_{hu}}^1 2\sigma(\bar{r}, \theta) \bar{r} d\bar{r}$ 为某角度下平均

总压恢复系数; $\bar{r}_{hu} = \frac{r_{hu}}{r_{ti}}$ 为进口截面轮毂的相对半

径; $\sigma_{av} = \frac{\int_0^{2\pi} \sigma_r(\theta) d\theta}{2\pi}$ 为面平均总压恢复系数。

周向不均匀度为综合畸变指数中的稳态分量,其另一个分量为面紊流度

$$W = \Delta\bar{\sigma}_0 + \epsilon_{av} \quad (4)$$

4) 低压区或高温区范围。根据不同半径处测得的面积加权的径向平均值沿周向的分布来确定“高温区”周向范围。温度高于面平均温度的周向区域被定义为“高温区”周向范围,它是用面平均温度与径向平均温度的周向温度场特性插值的交点来定义“高温区”。“低压区”范围以相同方法确定。

1.4 边界条件

1) 进口总压边界条件

进口总压条件包含两部分,一部分用于描述稳态总压畸变,另一部分用于描述动态总压畸变,本模型中采用如下形式:

$$p^*(t, \theta) = p_0^*(\theta, t) + p_\epsilon^* \quad (5)$$

稳态总压畸变 $p_0^*(\theta, t)$ 又分为定常总压畸变

以及随时间线性变化的非定常总压畸变

$$p_o^*(\theta, t) = p^*(\theta) + \frac{dp^*}{dt}(t - t_0) \quad (6)$$

其中 $p^*(\theta)$ 为定常总压畸变部分,表示相对于初始平均压力的相对量,可以为正值或负值,正负分别表示高于或低于平均压力。式中等号右边的第二项为非定常总压畸变项, dp^*/dt 为进口截面周向各单元总压随时间变化的速率, t_0 为非定常总压畸变开始发生的时刻。

进口边界的动态压力畸变 p_e^* 以离散型随机过程形式给出,该随机过程自相关函数满足 $R(\tau) = \epsilon^2 e^{-\tau/\tau_c}$,真实进气道总压脉动的自相关函数在多数情况符合该指数型方程。

2) 进口总温边界条件

进口总温畸变包括定常总温畸变和非定常总温畸变两部分,可表述为

$$T_o^*(\theta, t) = T^*(\theta) + \frac{dT^*}{dt}(t - t_0) \quad (7)$$

其中 $T^*(\theta)$ 为定常总温畸变部分,表示相对于初始平均温度的相对量,可以为正值或负值,正负分别表示高于或低于平均温度。式中等号右边的第 2 项为非定常总温畸变项, dT^*/dt 为进口截面周向各单元总温随时间变化的速率, t_0 为非定常总温畸变开始发生的时刻。

3) 出口边界条件

在研究双涵道发动机的流动过程时应考虑像外涵道这样的大容腔中流动损失的存在,因为这种情况原则上会改变发动机的气动性能。为了考虑在外涵中流动损失的影响,本模型采用节气门来描述集中流动阻力

$$q^2(\lambda) = 1 - \exp\left(\frac{1 - \pi_{\text{nozzle}}}{0.22}\right) \quad (8)$$

其中 π_{nozzle} 为尾喷管落压比。在建立发动机的出口边界条件时,在喷管单元中使用了这个关系式。

1.5 失稳判据

由于燃气涡轮发动机内部流动过程的复杂性以及人们对于其工作失稳机理的认识还不够充分,因而可靠而准确的失稳判别至今仍是一个未能很好解决的问题。本模型采用的失稳判别准则为在发动机任何一个轴向计算单元中出现轴向负速度即认为发动机失稳。

2 温度、压力及温度压力组合畸变对发动机影响计算分析

某次地面台架高温蒸汽吸入试验中,环境温

度为 283 K,大气压力为 101.3 kPa,发动机处于中间状态,吸入高温蒸汽在发动机进口产生了温度畸变,如图 1 所示,发动机前方进气道产生了如图 3 所示压力畸变图谱,图中数据为总压恢复系数。

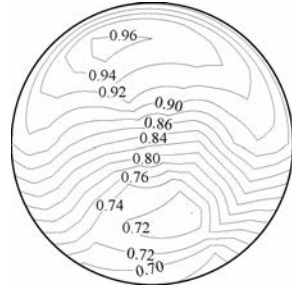


图 3 压力畸变图谱(总压恢复系数)
Fig. 3 Pressure distortion contour map (total pressure recovery coefficient)

蒸汽吸入过程发动机工作稳定,未发生喘振、失稳现象,试验方案中未进行稳定裕度损失评估(整机状态的畸变场工作点无法准确测量、稳定边界变化试验中无法评估),发动机相对推力 ΔF 随时间 t 变化如图 4 所示。

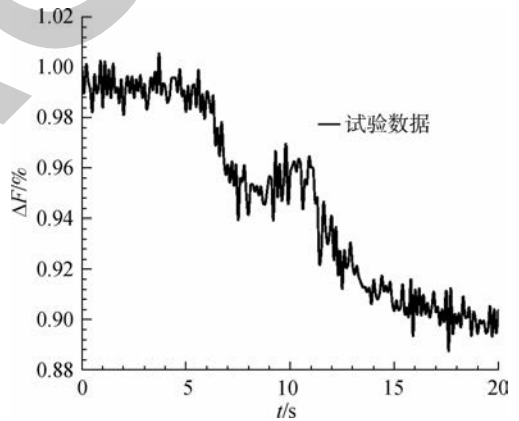


图 4 蒸汽吸入过程中推力变化对比
Fig. 4 Thrust variation in steam suction

本文以试验过程产生的真实温度和压力畸变图谱为输入,应用文中第 1 节中模型,开展真实组合畸变对发动机稳定性影响的计算方法研究。

2.1 计算方法

稳定吸入高温蒸汽时,根据温度场图谱,得出发动机进口截面稳态温度周向分布如图 5 所示(图中纵坐标为稳态温度 T ,横坐标为发动机进口周向角度 α)。从图中可以看出,温度畸变图谱中高温区为 1 个,通过计算面平均温度为 305.2 K,高温区范围 α_n 为 179°,高温区平均温度为 316.2 K,温度畸

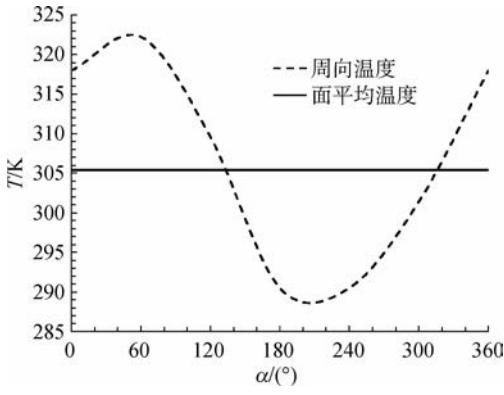


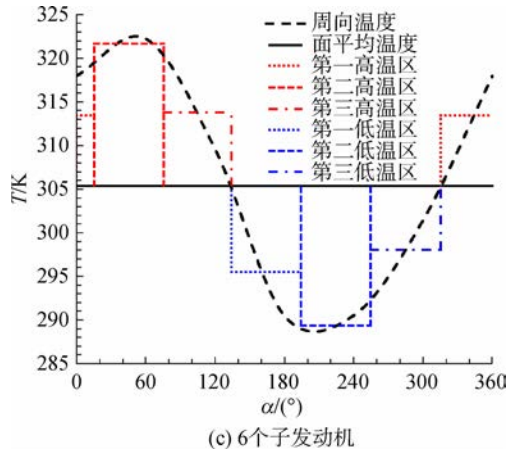
图5 温度周向分布

Fig. 5 Temperature distribution in circumference

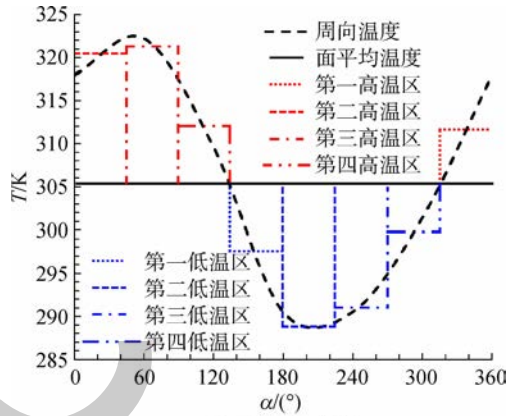
变强度为 7.8%，温度场周向不均匀度为 11.7%。

由于高、低温区范围基本相同，以高温区范围近似为 180° 开展计算，周向子发动机需设置为偶数，可分别设置为 2、4、6 个或 8 个（软件最大设置数量）。

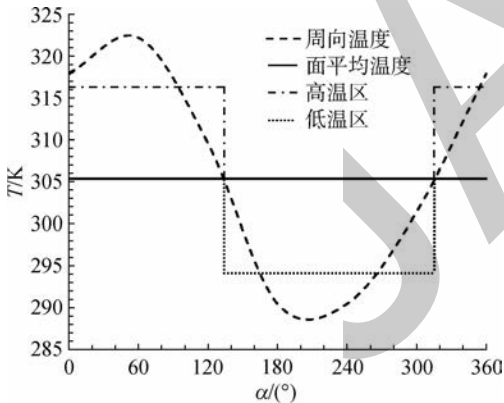
子发动机数量分别设置为 2、4、6 个或 8 个时，各子发动机进口 $T_0^*(\theta, t)$ 由温度畸变图谱，根据文中第 1.3 节畸变等效原则，近似处理成如图 6 和表 1 所示。计算时间步长为 0.00004 s。



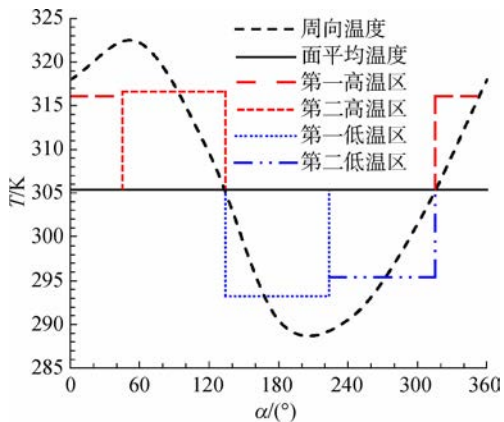
(c) 6个子发动机



(d) 8个子发动机



(a) 2个子发动机



(b) 4个子发动机

图6 温度等效分布图

Fig. 6 Temperature equivalent distribution diagram

表1 温度等效分布参数

Table 1 Temperature equivalent distribution parameters

参数	数值			
n	2	4	6	8
$\alpha/(\text{degrees})$	180	90	60	45
$T_{2\text{fav}}/\text{K}$	305.2	305.2	305.2	305.2
T_{h1}/K	316.2	315.9	313.3	311.5
T_{h2}/K		316.5	321.5	320.3
T_{h3}/K			313.7	321.1
T_{h4}/K				311.9
T_{l1}/K	294.2	293	295.4	297.4
T_{l2}/K		295.3	289.2	288.7
T_{l3}/K			297.9	290.9
T_{l4}/K				299.6

表 1 中 n 为子发动机数量； α 为子发动机周向角度； $T_{h1} \sim T_{h4}$ 为第一至第四高温区平均温度， $T_{l1} \sim T_{l4}$ 为第一至第四低温区平均温度。

以不同子发动机数量(2、4、6、8)分别建模开展计算,计算过程中风扇压比 π_f 与压气机压比 π_c 随时间 t 的变化如图 7、图 8 所示。从图中可以看出,模型周向设置为 2 个子发动机时,在第 0.04 s,出现压气机出口压力快速下降,风扇出口压力升高的现象,表明以此模型计算温度畸变,压气机出现了失稳。而 4、6、8 个子发动机进行计算时,压比变化一致,且发动机稳定,未出现失稳。表 2 为不同模型计算时推力损失情况,计算结果表明,当子发动机数量为 2 时,推力损失明显大于其它模型,主要原因是此模型发动机出现了失稳,而其他模型发动机可以稳定工作,计算结果同样表明,计算模型中周向子发动机数量大于 2 后,对计算结果基本无影响。

综合子发动机数量对压比和推力损失的影响看,当子发动机数量大于 2 时,子发动机数量不影响本温度畸变图谱对发动机影响的计算精度。

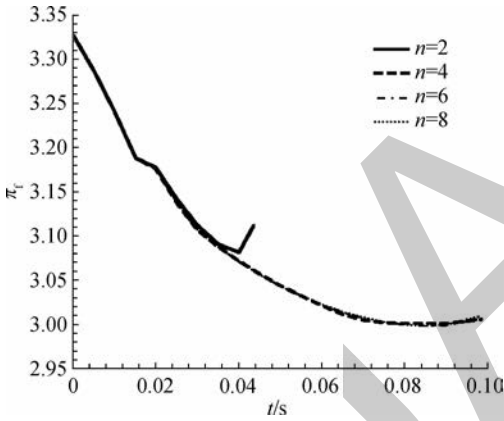


图 7 不同子发动机时风扇压比随时间变化
Fig. 7 Variation of fan pressure ratio with time of different sub-engines

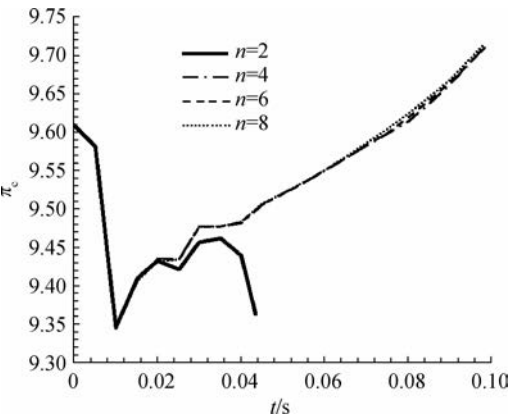


图 8 不同子发动机时压气机压比随时间变化
Fig. 8 Variation of compressor pressure ratio with time of different sub-engines

表 2 各计算方案推力损失

Table 2 Thrust loss of each calculation schema

n	$\Delta F/\%$	n	$\Delta F/\%$
2	18.80	6	7.03
4	7.02	8	7.00

2.2 压力畸变计算

蒸汽吸入过程中,发动机进口压力云图经计算后周向分布如图 9 所示(纵坐标为总压恢复系数 σ),面平均总压恢复系数为 0.84,低压区范围(α_1)为 154° ,高压区范围(α_h)为 206° ,高低压区范围相差 52° ,当子发动机数量设置为 7 个(高压区发动机个数 $n_h=4, \alpha_h=205.7^\circ$; 低压区发动机个数 $n_l=3, \alpha_l=154.3^\circ$)时,如图 10 所示,可以实现计算与真实图谱的高低压区范围的基本一致,7 个子发动机进口总压恢复系数分别为 0.88、0.92、0.93、0.89、0.77、0.69、0.76。

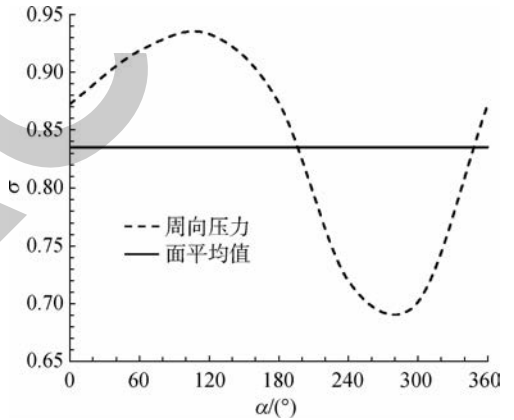


图 9 周向压力分布
Fig. 9 Pressure distribution in circumference

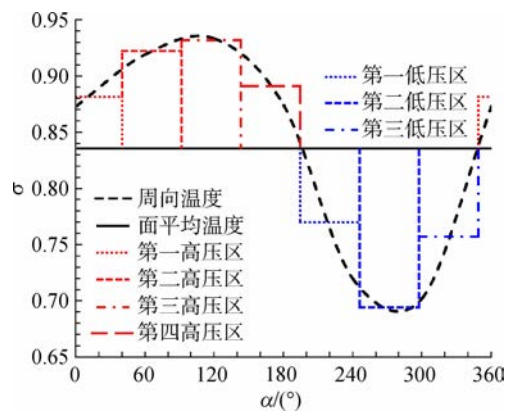


图 10 压力畸变等效转换
Fig. 10 Equivalent conversion of pressure distortion

计算时7个子发动机进口 $p_0^*(\theta)$ 根据表3中各进口总压恢复系数及来流总压(101.3 kPa)设定,且不随时间变化,面紊流速度根据试验数据各进口均设置为4.5%。计算时间步长为0.00004 s。

计算结果显示,在此压力畸变条件下,发动机可以稳定工作,未出现失稳现象。

图11、图12分别为风扇压比(截面7与截面6压力比值)、压气机压比(截面11与截面10压力比值)随时间的变化,风扇压比先增大,后减小,而压气机压比随时间先减小后增大,两者变化趋势逐渐变缓。压力畸变作用于发动机时刻,发动机风扇和压气机换算转速保持不变,因此压力畸变使风扇剩余稳定裕度先减小后增大。而对压气机的影响规律则相反。

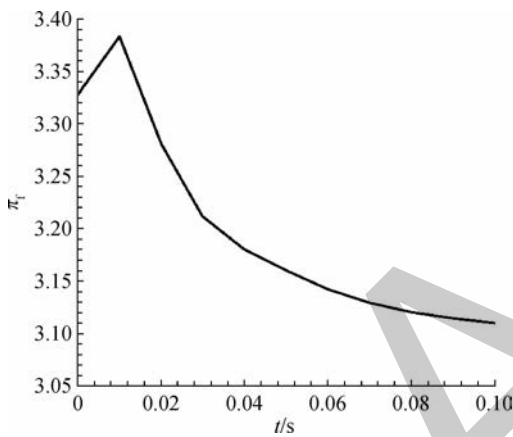


图11 风扇压比随时间的变化
Fig. 11 Fan pressure ratio variation

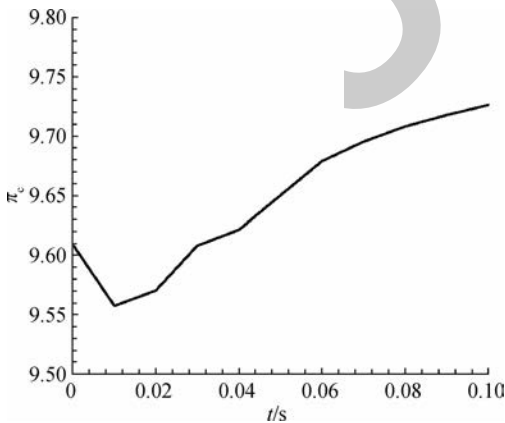


图12 压气机压比随时间的变化
Fig. 12 Compressor pressure ratio variation

产生此现象的原因,可从图13各截面平均压力随时间变化(Δp)中看出,压力畸变作用在发动机进口时,风扇进口压力降低,而此时风扇出口压力受畸变影响降低较小,出现风扇压比短暂的增

大,此后风扇出口压力下降量大于进口,出现压比降低现象。

压气机出现先减小现象的原因是随着风扇压比增加,由低压轴功率匹配,出现图13中0.01 s曲线所示的高压涡轮出口压力降低量比进口小的现象,高压涡轮轴功降低,高压压气机压比降低现象。

此外,从图12中可以看出,当计算时间接近0.1 s时,各截面平均压力变化趋于平稳,表明在压力畸变作用于发动机进口后0.1 s左右,压力畸变对压气机稳定裕度影响量值达到最大。

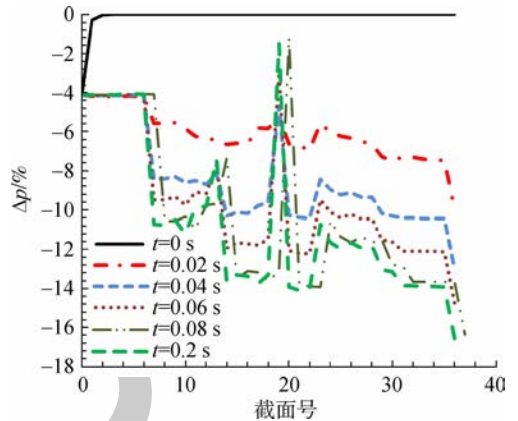


图13 各截面平均压力随时间变化
Fig. 13 Variation of average pressure with time of each section

计算结果显示,压力畸变作用于发动机后,发动机推力相对于均匀进气降低6.5%。由于压力畸变同时对工作线和稳定边界产生影响,而本文使用的方法无法评估畸变对稳定边界的影响,因此,未分析畸变对稳定裕度的影响。

2.3 温度压力组合畸变的计算

开展蒸汽吸入过程中压力畸变和温度畸变计算,子发动机数量需要同时满足压力畸变和温度畸变的计算需求。针对本文温度畸变图谱的计算,需采用4个或6个或8个的周向子发动机,而压力畸变图谱,则需采用7个子发动机,为协调压力与温度畸变的计算,对压力畸变图谱或温度畸变图谱进行等效转换,使其保持一致。本文对压力畸变图谱进行等效转换。

压力畸变图谱等效转换遵循在原则为

- 1) 发动机进口面平均总压 σ_{av} 不变;
- 2) 综合压力畸变指数 W 、周向不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 大小不变;
- 3) 最低压力的子发动机进口压力保持不变;
- 4) 低压区范围变化尽可能小。

对压力图谱进行等效转换,与本文温度畸变图谱可同时计算的可选方案如表 3 所示,表中 $\Delta\alpha_h$ 、 $\Delta\alpha_l$ 分别表示高温区范围与低温区范围的变化量。

表 3 与温度畸变协调的等效压力畸变图谱

Table 3 Equivalent pressure distortion contour map coordinated with temperature distortion

方案 序号	n	n_h	n_l	$\alpha_h /$ (°)	$\alpha_l /$ (°)	$\Delta\alpha_h /$ (°)	$\Delta\alpha_l /$ (°)
原始	7	4	3	206	154		
1	8	4	4	180	180	-26	26
2	6	3	3	180	180	-26	26
3	4	2	2	180	180	-26	26
4	8	5	3	225	135	19	-19
5	6	4	2	240	120	34	-34
6	4	3	1	270	90	64	-64

表 4 中下标 h、l 表示高压、低压子发动机。各方案发动机进口面平均总压恢复系数 σ_{av} 、综合压力畸变指数 W 、周向不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 、最低压力的子发动机进口压力均保持不变,高低压区范围有变化,其中方案 4 高低压区范围变化量最小。

选用方案 4 进行压力图谱转换,低压区子发动机数量不变,同时,保持与低压区交接的高压区总压恢复系数不变,转换后各子发动机进口总压恢复系数($\sigma_{lav} \sim \sigma_{sav}$)如表 4 所示。从表中可以看出,整个面平均总压恢复系数和低压区平均总压恢复系数 σ_{lav} 不变,高压区平均总压恢复系数 σ_{hav} 有所降低,导致此现象的原因是高压区范围增大、

表 4 转换后压力畸变参数

Table 4 Pressure distortion parameter after conversion

参数	$n=7$	$n=8$
σ_{av}	0.84	0.84
σ_{hav}	0.91	0.89
σ_{lav}	0.74	0.74
σ_{1av}	0.88	0.88
σ_{2av}	0.92	0.89
σ_{3av}	0.93	0.90
σ_{4av}	0.93	0.90
σ_{5av}	0.89	0.89
σ_{6av}	0.77	0.77
σ_{7av}	0.69	0.69
σ_{8av}	0.76	0.76

低压区范围减小,但同时还需要保障整个面平均总压恢复系数的不变。

图 2(a)和图 3 所示的发动机进口截面温度和压力流场,通过等效转换,近似处理成如表 5 所示的图谱,此图谱可作为基于平行压气机理论的畸变计算方法的进口条件。计算时间步长为 0.00004s。

表 5 组合畸变近似转换

Table 5 Approximate conversion of combined distortion

n	σ_{av}	T/K
1	0.88	311.5
2	0.89	320.3
3	0.90	321.1
4	0.90	311.9
5	0.89	297.4
6	0.77	288.7
7	0.69	290.9
8	0.76	299.6

计算过程中,发动机未出现失稳现象,与试验结果一致。风扇和压气机压比同样分别出现先升高后减小和先减小后升高的现象,发动机进口温度和压力畸变稳定后,发动机相对推力下降量为 12.8%,与试验结果对比见图 14,试验结果为整个蒸汽吸入过程中发动机推力变化值,计算结果是以试验过程中发动机进口温度与压力畸变稳定后作为输入开展的,以稳态计算结果与试验中推力基本稳定后进行对比,从图中可以看出,计算的推力损失略大于试验值,与试验平均值的相对误差为 2.9%,在工程可接受范围内。

通过本文的研究表明在保留畸变主要特征的

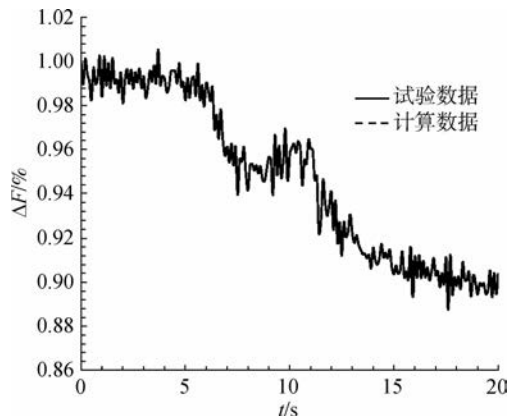


图 14 计算结果与试验数据对比

Fig. 14 Comparison of calculation results with experimental data

前提下,对真实的、不规则的温度和压力畸变图谱进行规则化的近似转换,可以用来研究真实组合畸变对发动机的影响。

3 结 论

本文基于平行压气机理论,采用非定常、二维、无黏的积分型欧拉方程研究蒸汽吸入试验中产生的压力与温度组合畸变对发动机影响,得出以下结论:

1) 计算畸变对发动机影响时,周向子发动机数量对计算有影响,其数量需根据畸变图谱特征及计算精度确定,如本文计算的图谱,子发动机数量需大于2个;

2) 本文使用的温度和压力畸变分别降低发动机推力7%和6.5%,而组合畸变降低发动机推力小于两者之和;

3) 温度和压力组合畸变对风扇和压气机压比影响规律与单独的压力畸变影响趋势相同,使风扇压比先升高后降低,对压气机则先降低后升高;

4) 对真实的、不规则的温度和压力畸变图谱进行规则化的近似转换,可以用来研究真实组合畸变对发动机的影响。

参考文献:

[1] MALLETT W B, PARCELLS R F. Catapult steam ingestion test of three turbofan engines in the A-7 aircraft[R]. Trenton, NJ, US: National Conference on Environmental Effects on Aircraft and Propulsion Systems, 1971.

[2] TOMASSETTI N R. Steam ingestion by aircraft gas turbine engines[R]. Princeton, NJ, US: National Conference on Environmental Effects on Aircraft and Propulsion Systems, 1967.

[3] TOMASSETTI N R, MINK G R. Steam ingestion by aircraft gas turbine engines[R]. Bordentown, NJ, US: National Conference on Environmental Effects on Aircraft and Propulsion Systems, 1968.

[4] RUDEY R A. The effect of steam ingestion on transonic rotor stall margin[R]. San Diego, CA, US: Propulsion Joint Specialist Conference, 1970.

[5] KLEPPER J, HALE A, DAVIS M. A numerical investigation of the effects of steam ingestion on compression system performance[J]. ASME Paper GT2004-54190, 2004.

[6] BRUNNER M D. Experimental and computational investigation of flow in a transonic compressor inlet[D]. Monterey, California; Naval Postgraduate School, 2005.

[7] BOCHETTE N J. Computational analysis of flow through a transonic compressor rotor[D]. Monterey, California; Naval Postgraduate School, 2005.

[8] ZARRO S E. Steady-state and transient measurements

within a compressor rotor during steam-induced stall at transonic operational speeds[D]. Monterey, California; Naval Postgraduate School, 2006.

- [9] HEDGES C R. Computational fluid dynamic model of steam ingestion into a transonic compressor[D]. Monterey, California; Naval Postgraduate School, 2009.
- [10] 谢业平,刘永泉,张志学,等.空气中逸散水蒸汽传热及相变过程的行为研究[J].航空动力学报,2018,33(9):2058-2066.
XIE Yeping, LIU Yongquan, ZHANG Zhixue, et al. Heat transfer and condensation of overflow steam in air[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2058-2066. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 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)
- [13] 乔渭阳,蔡元虎,陈玉春.进气畸变对压缩系统稳定性影响的数值模拟[J].推进技术,2001,22(4):307-310.
QIAO Weiyang, CAI Yuanhu, CHEN Yuchun. Effect of pressure and temperature distortion orientation on turbine engine stability[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(4): 307-310. (in Chinese)
- [14] 叶巍,唐世建,白磊.进气温度畸变对某发动机稳定性影响的研究[J].燃气涡轮试验与研究,2006,19(4):6-15.
YE Wei, TANG Shijian, BAI Lei. Study on the effects of inlet temperature distortion on stability of an engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(4): 6-15. (in Chinese)
- [15] 程邦勤,王旭,陶增元.进气总压畸变对某型涡扇发动机性能的影响[J].空军工程大学学报,2004,5(4):4-7.
CHENG Bangqin, WANG Xu, TAO Zengyuan. Effect of inlet total pressure distortion on the performance of a certain-type turbofan engine[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2004, 5(4): 4-7. (in Chinese)
- [16] TESCH W A, STEENKEN W G. Blade row and dynamic digital compressor program: Volume 1 J85 clean inlet flow and parallel compressor models[R]. NASA CR-134978, 1976.
- [17] DAVIS M W, O BRIEN W F. Stage-by-stage poststall compression system modeling technique[R]. AIAA 87-2088, 1987.
- [18] HALE A, O BRIEN W. A three-dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(7):42-53.
- [19] CHALK J C, HALE A A. A three-dimensional compression system model using NPARC[R]. AIAA 97-0992, 1997.