

考虑部件约束的涡扇发动机循环参数分析方法研究^{*}

樊 巍, 黄红超, 曹铭栋, 李刚团, 胡冰茜

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 在涡扇发动机初步设计阶段, 为了研究部件气动、结构、强度参数对于发动机循环参数求解域的约束, 在发动机总体性能稳态计算模型以及尺寸流路计算模型的基础上, 利用部件初步设计时采用的 Smith 图, 基于牛顿迭代法构建了一种总体/部件耦合计算方法。在部件主要设计参数的约束边界基础上, 采用该方法, 能够获取同时满足总体和部件设计要求的循环参数求解域, 并进一步获得部件的主要设计参数。使用该方法对第四代双轴混排涡扇发动机 EJ200 开展了算例验证, 获取了部件约束条件下的发动机循环参数求解域, 与公布的 EJ200 数据对比表明, 主要部件设计参数误差 <4%, 表明该方法可以满足工程应用要求。

关键词: 涡扇发动机; 总体设计; 循环参数; 数学建模; 牛顿迭代法; 耦合计算

中图分类号: V235.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 06-200907-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200907

A Method for Analyzing Cycle Parameters of Turbofan Engine with Component Constraints

FAN Wei, HUANG Hong-chao, CAO Ming-dong, LI Gang-tuan, HU Bing-qian

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to research the constraints of aerodynamics/configuration/strength parameters of components on the cycle parameters solution domain in the preliminary design stage of turbofan engine, an overall/components coupling design method, using Newton iteration method and Smith chart, which is based on the performance model and the size-flow model, has been proposed. On the basis of the constraint boundary of the main components' design parameters, the method can get cycle parameters solution domain which satisfies both of the overall and components design requires. The 4th generation mixed-flow two-spool turbofan engine EJ200 is evaluated by the method. The solution domain, which satisfies the constraints of components design, is obtained by using modified method. Compared with the published data of EJ200 engine, the deviation of main component design parameters is less than 4.0%. The results show that the method is practical and meets the needs of engineering applications.

Key words: Turbofan engine; Integration design; Cycle parameters; Mathematical modeling; Newton iteration method; Coupling calculation

1 引 言

传统的涡扇发动机循环参数分析, 是通过选取

不同的风扇压比、总压比、涵道比、燃烧室出口温度等参数, 获得满足单位推力和单位耗油率要求的循环参数求解域, 进而选取满足要求的设计参数。在

^{*} 收稿日期: 2020-11-14; 修订日期: 2021-01-05。

通讯作者: 樊 巍, 硕士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机总体设计。

引用格式: 樊 巍, 黄红超, 曹铭栋, 等. 考虑部件约束的涡扇发动机循环参数分析方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(6): 200907. (FAN Wei, HUANG Hong-chao, CAO Ming-dong, et al. A Method for Analyzing Cycle Parameters of Turbofan Engine with Component Constraints[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(6):200907.)

发动机实际设计过程中,循环参数在满足单位推力和单位耗油率的要求时,往往还会受到来自部件气动、结构、强度等方面的约束,使得实际选取的循环参数求解域并没有预想的那么大,反过来,选定的循环参数又会对部件主要设计参数的确定产生影响。现有的方法并未考虑总体与部件、部件与部件之间的相互影响对循环参数分析过程中的影响,这就使得在发动机总体方案设计过程中,需要进行多轮次的迭代才能确定最终的总体方案,有可能造成总体方案与部件设计水平不匹配,甚至导致总体方案重新设计的极端情况发生,使得发动机方案论证或设计周期大幅增加。因此,开展考虑部件约束的涡扇发动机循环参数分析方法研究是解决以上矛盾的有效途径之一。

考虑部件约束的涡扇发动机循环参数分析方法研究属于总体综合设计的范畴,国内外针对总体综合设计开展了相关的研究工作。文献[1-2]基于MO-PEDS(Modular performance and engine design system)总体综合设计模型开展了尺寸流路和重量的优化分析工作,但以上文献仅对计算思路进行了描述,对于具体的求解方法没有进行详细描述;张少锋等^[3-4]提出了基于涡轴发动机性能与尺寸重量的耦合评估方法,研究了下一代涡轴发动机的总体性能、部件的气动/结构/强度/流路尺寸以及整机流路尺寸与重量;文献[5]建立了总体/部件平衡设计方法,并针对LEAP-X1C核心机开展了模型验证及优化分析工作。从国内外现有研究成果来看,总体综合设计方法的研究思路基本确定,但对于发动机总体/部件耦合设计方法的研究还处于探索阶段,且尚未有从部件约束的角度去考虑涡扇发动机循环参数分析的内容发表。

转子部件对于总体循环参数的影响最为关键,本文将重点研究转子部件约束对于循环参数的影响分析。开展部件约束的循环参数分析需要建立总体与部件之间的“桥梁”,本文在涡扇发动机总体性能稳态计算模型基础上,增加部件尺寸流路计算模型,利用部件初步设计时采用的Smith图^[6-7],基于牛顿迭代法构建了总体/部件耦合计算方法和模型,开发了相应的计算软件,利用EJ200发动机完成了算例验证。

2 模型及方法

本文以双轴混排涡扇发动机为研究对象,建立了总体性能计算模型和部件尺寸流路计算模型,构建了总体/部件耦合计算方法,并开发了相应的计算软件。

2.1 总体性能计算模型

采用部件法建立了双轴混排涡扇发动机总体性

能计算模型^[8],包括进气道、风扇、压气机、燃烧室、高/低涡轮、混合器、外涵道、加力燃烧室和收扩喷管等部件。通过给定设计点飞行和大气条件,选定发动机循环参数、部件效率、损失系数,并根据模型计算涡轮冷却引气量^[9],进行设计点性能计算,获得发动机各截面气动热力参数和发动机总体性能参数,为部件初步设计提供输入。

2.2 尺寸流路计算模型

根据文献[10-12]中的方法,建立了风扇、压气机、高压涡轮和低压涡轮尺寸流路计算模型。由于轴流压缩部件进口级和涡轮出口级的设计参数选择对压缩部件和涡轮的性能会产生直接的、决定性的影响^[13],本文重点讨论风扇/压气机部件进口级和高/低压涡轮出口级对循环参数分析的影响。以下介绍压气机和高压涡轮旋转部件尺寸流路计算方法,风扇和低压涡轮与高压转子部件计算方法一致,不再赘述。具体计算流程为:

(1)通过总体性能计算模型得到部件的气动热力参数,将其作为部件尺寸流路计算的输入参数。

(2)选定压气机级数 Z_c ,按照压气机各级功近似相等、各级多变效率与总多变效率近似相等的原则,求得压气机各级绝热效率和压比。根据风扇/压气机第一级压比 π_1 与换算叶尖切向速度 u_{cor} 的经验关系式(见图1),确定压气机叶尖切线速度 u_{c_c} 。

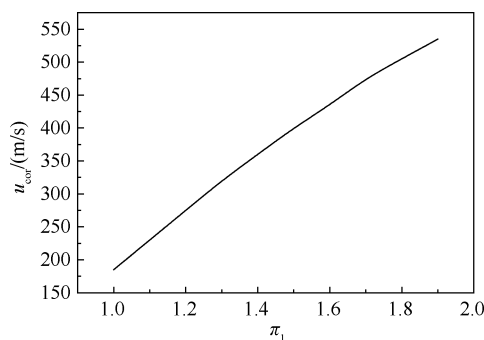


Fig. 1 Relationship of π_1 and u_{cor}

(3)根据经验或依据已有的设计数据库^[6,10,12],选取压气机进口马赫数 Ma_c 、进口轮毂比 $\bar{d}_c$,根据流量平衡,求得压气机进口的环面面积 A_c 和进口外半径尺寸 $r_{t,c}$,见式(1),根据结构尺寸定义,求得压气机进口内半径 $r_{h,c}$ 和中径尺寸 $r_{m,c}$,见式(2)和式(3),其中, Wa 代表流量, T 代表温度, p 代表压力, K 和 q 分别代表气动常(函)数, π 代表圆周率常数。

$$A_c = \pi \cdot r_{t,c}^2 \cdot (1 - \bar{d}_c^2) = \frac{Wa \cdot \sqrt{T}}{K \cdot p \cdot q(Ma_c)} \quad (1)$$

$$\bar{d}_c = \frac{r_{h,c}}{r_{i,c}} \quad (2)$$

$$r_{m,c} = \frac{(r_{i,c} + r_{h,c})}{2} \quad (3)$$

(4)由转速和线速度关系,确定压气机物理转速 n_c ,见式(4)。

$$n_c = \frac{u_c}{r_{i,c}} \cdot \frac{30}{\pi} \quad (4)$$

(5)高压涡轮物理转速与压气机物理转速相等,选取高压涡轮出口的马赫数 Ma_{HT} 、出口轮毂比 $\bar{d}_{HT}$,采用与压气机相同的方法获得涡轮出口环面面积、内外径尺寸等参数。

(6)选取压气机、高压涡轮的流道形式,通过选取不同级的展弦比、进出口马赫数等参数,可计算得到压气机和高压涡轮每一级的进出口尺寸流路参数,本文不再赘述。

2.3 总体/部件耦合计算方法

本文采用Smith图构建了总体与部件的耦合关系。Smith图代表了部件流通能力、做功能力与效率之间的耦合关系,近似表征了部件的设计结果,代表了设计部门的设计水平,图2为风扇和压气机部件的Smith图,图3为高压涡轮和低压涡轮部件的Smith图。对于总体/部件耦合设计而言,需要在Smith图上选择合适的耦合点,通过计算确定部件主要的结构、气动和强度参数。为方便计算并保证耦合图各点横纵坐标有唯一的对应关系,采用 β 辅助线(图中虚线)对Smith图进行了划分。以下重点介绍压气机和高压涡轮部件的计算方法,风扇和低压涡轮与高压转子部件计算方法一致,不再赘述。

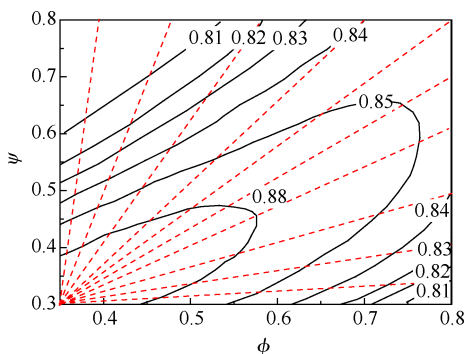


Fig. 2 Smith chart of fan and compressor

Smith图中,载荷系数 ψ 和流量系数 ϕ 的定义^[7]参见式(5)和式(6)。

$$\psi = \frac{\Delta H}{u_m^2 Z} \quad (5)$$

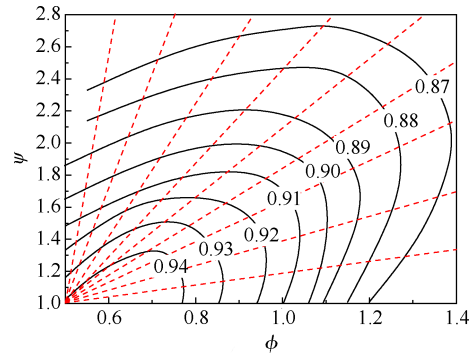


Fig. 3 Smith chart of HP turbine and LP turbine

$$\phi = \frac{v_a}{u_m} \quad (6)$$

式中 ΔH 代表部件单位焓变, u_m 代表中径切向速度, Z 代表级数, v_a 代表轴向速度。

预选压气机级数 Z_c 、压气机进口马赫数 Ma_c 、压气机进口轮毂比 $\bar{d}_c$ 、高压涡轮级数 Z_{HT} 、涡轮出口马赫数 Ma_{HT} 和高压涡轮出口轮毂比 $\bar{d}_{HT}$,可由式(7)和式(8)求得压气机进口中径切线速度 $u_{m,c}$ 和轴向速度 $v_{a,c}$,同理可求得高压涡轮出口中径切线速度 $u_{m,HT}$ 和轴向速度 $v_{a,HT}$,再由式(5)和式(6)进一步计算得到压气机和高压涡轮的载荷系数和流量系数初值,分别用 $\psi_{c,0}, \phi_{c,0}, \psi_{HT,0}, \phi_{HT,0}$ 表示。

$$u_m = u \cdot \frac{1 + \bar{d}}{2} \quad (7)$$

$$v_a = Ma \sqrt{k \cdot R \cdot \left(\frac{T}{1 + \frac{k-1}{2} Ma^2} \right)} \quad (8)$$

对于压气机而言,已知部件效率 η_c 的前提下,选定 β_c ,可在耦合图中确定一点,获得对应的载荷系数 $\psi_{c,map}$ 和流量系数 $\phi_{c,map}$,同理,高压涡轮获得对应的载荷系数 $\psi_{HT,map}$ 和流量系数 $\phi_{HT,map}$ 。

由以上分析可知,对于压气机,通过预选 $Z_c, Ma_c, \bar{d}_c, \beta_c$ 可以构建2个残差方程,见式(9)和式(10),同理,高压涡轮类似也可构建2个残差方程,见式(11)和式(12)。

$$E_1 = \frac{\psi_{c,0} - \psi_{c,map}}{\psi_{c,0}} \quad (9)$$

$$E_2 = \frac{\phi_{c,0} - \phi_{c,map}}{\phi_{c,0}} \quad (10)$$

$$E_3 = \frac{\psi_{HT,0} - \psi_{HT,map}}{\psi_{HT,0}} \quad (11)$$

$$E_4 = \frac{\phi_{HT,0} - \phi_{HT,map}}{\phi_{HT,0}} \quad (12)$$

对于同轴的压气机和高压涡轮来说,共有 Z_c ,

$Ma_C, \bar{d}_C, \beta_C, Z_{HT}, Ma_{HT}, \bar{d}_{HT}, \beta_{HT}$ 共计 8 个自变量, 但仅有 4 个残差方程, 无法求得唯一解。为了获取唯一解, 可通过以下原则减少自变量数量:

(1) 当选定压气机或涡轮压比, 在现有技术水平条件下, 可根据经验选定级数, 对于双轴混排涡扇发动机而言, 高、低压涡轮一般为单级。

(2) 在设计信息不足时或对于新研发动机来说, 可根据经验和设计部门当前的技术水平, 确定发动机的负荷水平, 选取合适的 β 值, 也可依据公开发表的设计数据库^[6, 10, 12], 在建议的取值范围内, 大致确定载荷系数、马赫数、轮毂比等参数的值。

(3) 发动机进口尺寸往往受到飞机的约束, 可以根据需求确定进口大致尺寸, 对于改进改型的发动机, 还可以保持个别部件尺寸与原准机一致。

在发动机总体方案初步设计阶段, 一般建议采用(1)和(2)中的原则将方程自变量数量减少至与残差方程数量一样, 实现方程封闭, 后文将采用该方法开展计算与分析。

综合以上分析, 对于双轴混排涡扇发动机而言, 可以构建 8 个残差方程, 通过牛顿迭代法^[14], 可以完成风扇进口轮毂比 $\bar{d}_F$ 、风扇进口马赫数 Ma_F 、压气机进口马赫数 Ma_C 、压气机进口轮毂比 $\bar{d}_C$ 、高压涡轮出口轮毂比 $\bar{d}_{HT}$ 、高压涡轮出口马赫数 Ma_{HT} 、低压涡轮出口轮毂比 $\bar{d}_{LT}$ 、低压涡轮出口马赫数 Ma_{LT} 这 8 个自变量求解, 得到风扇/压气机进口和高/低压涡轮出口的部件设计参数。

2.4 部件设计约束条件

完成总体/部件耦合计算后, 相关的部件气动、结构、强度等参数也随之确定, 这些参数之间除了相互约束外, 还受到技术水平的限制, 这就使得基于总体性能模型完成的循环分析, 必须要考虑来自部件的约束条件。本文依据文献^[12]确定的主要部件参数选择范围及重要负荷参数约束边界(参见表 1 所示), 开展基于总体/部件耦合的循环分析方法研究, 完成循环分析解域的求解。在强度约束中, An^2 代表涡轮出口应力参数。另外, 基于飞机对发动机进口尺寸最大限制的要求, 还需要考虑风扇进口最大尺寸半径 $r_{t,F}$ 的约束, 以满足飞机装机需求。

3 算例与分析

本文以 EJ200 发动机^[15]为算例开展模型及方法验证。选取 EJ200^[16-17]技术水平线对应的 β 值开展分析工作, 参见图 4 和图 5 所示。根据第四代发动机设

Table 1 Constraints and Parameters Ranges

Constraint	Parameter	Range
Aerodynamics	$u_F/(m/s)$	≤ 500
	$\pi_{1,F}$	≤ 1.8
	Ma_F	$0.4 \sim 0.7$
	$u_C/(m/s)$	≤ 500
	$\pi_{1,C}$	≤ 1.8
	Ma_C	$0.35 \sim 0.55$
	Ma_{HT}	$0.20 \sim 0.55$
Strength	$An^2_{HT}/(m^2 \cdot rad^2/s^2)$	$\leq 3 \times 10^7$
	$An^2_{LT}/(m^2 \cdot rad^2/s^2)$	$\leq 3 \times 10^7$
Configuration	$\bar{d}_F$	$0.3 \sim 0.6$
	$\bar{d}_C$	$0.5 \sim 0.8$
	$\bar{d}_{HT}$	$0.50 \sim 0.93$
	$\bar{d}_{LT}$	$0.50 \sim 0.93$

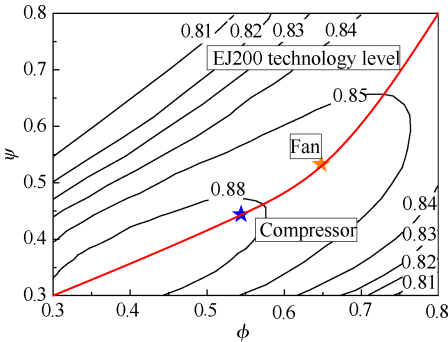


Fig. 4 EJ200 smith chart of fan and compressor

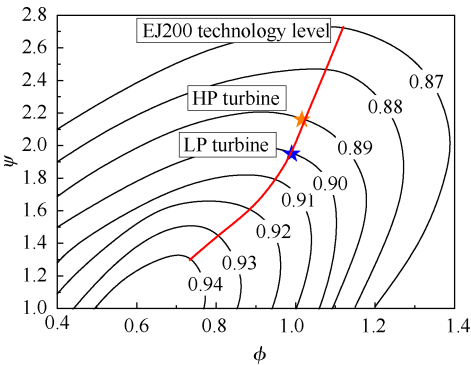


Fig. 5 EJ200 smith chart of HP turbine and LP turbine

计水平^[17], 选取循环参数范围、部件级数和效率, 参见表 2。

采用前文所述的方法, 完成了循环参数分析, 计算结果如图 6 所示。由图 6(a), 6(b), 6(c) 可以看出, 在总压比一定时, 当发动机进口流量不变, 涵道比增大, 会使得压气机进口空气流量减小, 若此时风扇压比继续增大, 在发动机推力和耗油率要求不变的情况下, 压气机气动负荷将减小, 低压部件需要增加其

Table 2 Range and value of cycle analysis parameters

Parameter	Range and value	Parameter	Range and value	Parameter	Range and value
F_s/kN	≤ 0.75	B	0.3~0.5	η_F	0.85
$sfc/(\text{kg}/(\text{kN}\cdot\text{h}))$	> 83.0	Z_F	3	η_C	0.86
T_4/K	1700~2000	Z_C	5	η_{HT}	0.89
π_F	3.0~6.5	Z_{HT}	1	η_{LT}	0.90
π_{opr}	20~30	Z_{LT}	1		

Notes: ‘ F_s ’: specific thrust; ‘ sfc ’: specific fuel consumption; ‘ T_4 ’: HP turbine inlet temperature; ‘ π_{opr} ’: overall pressure ratio; ‘ B ’: bypass ratio.

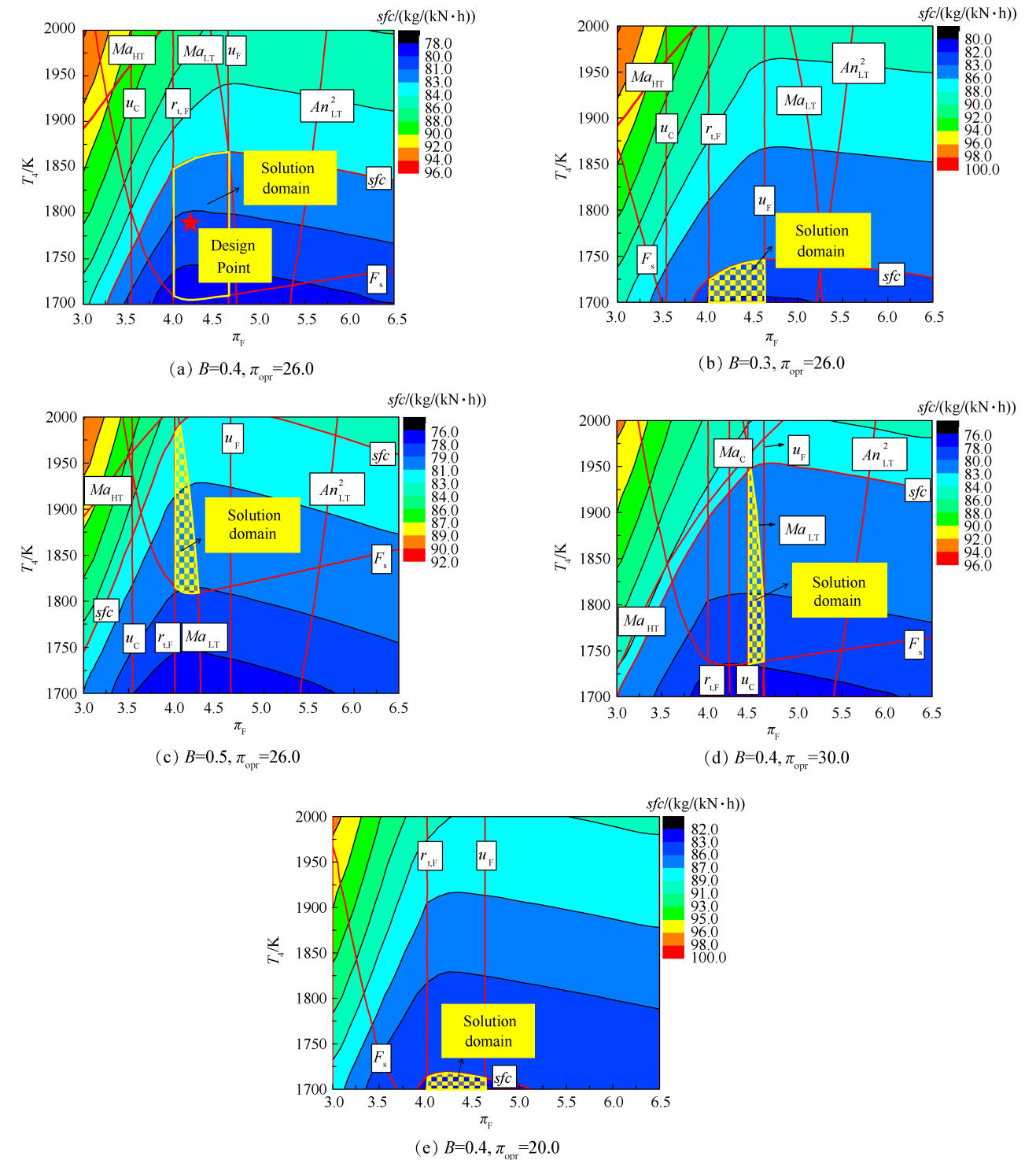


Fig. 6 Result charts of different B and π_{opr}

做功能力以满足整机匹配的要求,而风扇的气动性能提升与其尺寸和叶尖切向速度密切相关,这就使得风扇压比的选择会受到其进口尺寸和叶尖切向速度的限制,另一方面,当涵道比进一步增大,风扇气动负荷也进一步增加,低压涡轮为匹配风扇的做功需求,将会受到其技术能力水平限制而无法满足要求,导致风扇压比的选择受到了低压涡轮出口马赫数的限制;由图 6(a),6(d),6(e)可以看出,涵道比一定时,当总压比增大,在相同的风扇压比条件下,压气机压比增大,在压气机气动负荷水平已经确定的情况下,压气机的做功能力会受到进口叶尖切向速度的限制,为了进一步增大求解域,需要通过增加压气机级数的方式,降低压气机平均级压比和气动负荷水平,以保证其需求的做功量,但这种方式会增加发动机的重量。

从以上分析可以看出,当总压比和涵道比一定时,燃烧室出口温度的选择主要受到耗油率和单位推力的限制,风扇压比的选择受到风扇进口尺寸、风扇进口叶尖切向速度、低压涡轮出口马赫数等部件参数的限制。循环参数的选取除了需要权衡总体性能参数的影响外,还需考虑随着循环参数改变对部件设计难度及重量等方面的影响,另外,考虑到发动机未来可能的性能提升,以及初步设计过程中的容错能力,应尽可能选取求解域大的循环参数方案。

基于以上分析,选择图 6(a)的求解域中开展循环参数分析。根据公开资料^[16],选定 EJ200 发动机设计点性能参数如表 3 所示,部件耦合点参见图 4 和图 5。

Table 3 Parameters of EJ200 in design point

Parameter	Value
$W_{a_F}/(\text{kg/s})$	79.0
B	0.4
T_4/K	1790
π_F	4.2
π_C	6.2
η_F	0.85
η_C	0.86
η_{HT}	0.89
η_{LT}	0.90

基于总体/部件耦合方法完成了 EJ200 发动机设计,参见表 4 所示,可以看出:

(1)采用考虑部件约束的循环参数分析方法获取了 EJ200 发动机求解域,EJ200 发动机设计点落在

求解域内,见图 6(a)。

(2)选取了设计解域中的 EJ200 设计点,完成了发动机初步设计,计算结果与 EJ200 已公开的实际设计结果误差在 4% 以内,表明本方法精度可以满足工程应用需求。

Table 4 Design results of EJ200

Parameter	Calculated value	Actual value	Erro/%
F/kN	61.05	60.00	1.75
$sfc/(\text{kg}/(\text{kN}\cdot\text{h}))$	81.3	81.0	0.37
$r_{1,F}/\text{m}$	0.372	0.370	0.41
Ma_F	0.651	—	—
$\bar{d}_F$	0.380	0.384	-1.04
$u_F/(\text{m/s})$	475.7	—	—
$\pi_{1,F}$	1.740	—	—
Ma_C	0.525	—	—
$\bar{d}_C$	0.688	0.699	-1.57
$u_C/(\text{m/s})$	479.1	—	—
$\pi_{1,C}$	1.572	—	—
Ma_{HT}	0.508	—	—
$\bar{d}_{HT}$	0.895	0.865	3.47
$An^2_{HT}/(\text{m}^2\cdot\text{rad}^2/\text{s}^2)$	1.93×10^7	—	—
$n_C/(\text{r/min})$	17930	—	—
Ma_{LT}	0.526	—	—
$\bar{d}_{LT}$	0.780	0.753	3.59
$An^2_{LT}/(\text{m}^2\cdot\text{rad}^2/\text{s}^2)$	2.14×10^7	—	—
$n_F/(\text{r/min})$	12221	—	—

Notes: ‘ F ’: engine thrust.

4 结 论

通过本文分析,可得以下结论:

(1)建立了考虑部件约束的涡扇发动机循环参数分析方法,构建了总体/部件耦合计算模型,并开发了相关的程序,通过 EJ200 算例验证,获取了部件约束条件下的发动机循环参数求解域,与公布的 EJ200 数据对比表明,主要部件设计参数误差<4%,表明该方法可行,具有较好的工程应用价值。

(2)该方法可强化总体与部件之间的联系,可以有效地减少总体方案论证过程中总体与部件的迭代次数,可以获取更为准确的循环参数求解域,对于发动机总体方案可实现性的判断以及总体性能参数选取的考量都具有参考价值。

(3)该方法除了可以应用到常规布局的涡扇发动机以外,还可推广应用到涡喷、涡轴等发动机领域,也可推广到变循环发动机以及其他新构型发

动机。

该方法目前仅考虑了旋转部件对于总体方案设计的约束,下一步,对于燃烧室、喷管、外涵道等非旋转部件的约束作用还需进一步开展研究工作,同时,该方法在推广应用到其它构型发动机,尤其是新概念发动机的过程中,还需对Smith图进行深入的研究。

参考文献

- [1] Peter J, Joachim K, Reinhold S, et al. Preliminary Gas Turbine Design Using the Multidisciplinary Design System MOPEDS[R]. *ASME GT*-2002-30496.
- [2] Fabian D, Stefan B, Reinhold S, et al. The Architecture and Application of Preliminary Design Systems [R]. *ASME GT* 2011-45614.
- [3] 张少锋,陈玉春,李夏鑫,等. 基于涡轴发动机性能与尺寸重量的耦合评估方法[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2670-2678. (ZHANG Shao-feng, CHEN Yuchun, LI Xia-xin, et al. A Coupling Assessment Method Based on Turboshift Engine Performance and Size-Weight[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2670-2678.)
- [4] 张少锋,陈玉春,甘晓华,等. 基于难度系数平衡的涡轴发动机总体设计方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(10): 2465-2475.
- [5] Tu Qiuye, Huang Xianzhong, Shi Yang, et al. An Optimizing Method to Balance Aerodynamic Loading for Gas Turbine Engine Preliminary Design [R]. *ASME GT* 2013-94044.
- [6] Walsh P P, Paul F P. Gas Turbine Performance(2nd Edition)[M]. USA: American Society of Mechanical Engineers, 2004.
- [7] Anderson M R. Improved Smith Chart for Axial Compressor Design[R]. *ASME GT* 2018-75845.
- [8] Sellers J F, Daniele C J. DYNGEN A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines[R]. *NASA-TN-D-7901*, 1975.
- [9] James W G. Algorithm for Calculating Turbine Cooling Flow and the Resulting Decrease in Turbine Efficiency [R]. *NASA-TM*-81453, 1980.
- [10] Onet E, Kless G W. A Method to Estimate Weight and Dimensions of Large and Small Gas Turbine Engines[R]. *NASA-CP*-159481, 1979.
- [11] Hale P L. A Method to Estimate Weight and Dimensions of Small Aircraft Propulsion Gas Turbine Engines [R]. *AIAA* 82-23037.
- [12] Sanghi V, Kumar S K, Sundararajan V. Preliminary Estimation of Engine Gas-Flow-Path Size and Weight [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(2): 208-214.
- [13] 楚武利. 航空叶片机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009.
- [14] 李庆扬,王能超,易大义. 数值分析(第5版)[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
- [15] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012.
- [16] Lane R J, Behenna J. EJ200-The Engine for the New European Fighter Aircraft[R]. *ASME* 90-GT-119.
- [17] 刘伟,陈玉春,贾琳渊,等. 基于技术参数评估的涡扇发动机总体性能设计分析[J]. 航空工程进展, 2014, 5(3): 312-329.

(编辑:史亚红)