

文章编号:1674-8190(2014)03-312-08

基于技术参数评估的涡扇发动机总体性能设计

刘伟¹, 陈玉春¹, 贾琳渊¹, 胡秋晨¹, 黄红超²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

(2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 为了充分掌握各代涡扇发动机技术参数水平及其发展趋势, 统计包括现役型号在内的 15 台 2~4 代涡扇发动机的总体性能参数、循环参数和部件参数, 采用考虑涡轮冷却的总体性能计算和重量预测相结合的发动机技术参数综合评估模型并利用计算程序绘制趋势曲线, 评估技术参数的发展趋势, 结果表明技术参数逐年改善的趋势是比较稳定的, 并用曲线趋势外推法取得下一代关键参数的定量数据。在此基础上探索下一代高推重比涡扇发动机可能的总体性能方案, 为下一代先进涡扇发动机的预研和设计提供参考。

关键词: 涡扇发动机; 技术参数; 总体性能; 高推重比; 涡轮冷却

中图分类号: V235

文献标识码: A

Turbofan Engine Performance Design Based on Technical Parameters Evaluation

Liu Wei¹, Chen Yuchun¹, Jia Linyuan¹, Hu Qiuchen¹, Huang Hongchao²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. China Gas Turbine Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to fully master the level and evolving trend of technical parameters of various generations turbofan engine, the technical parameters of fifteen foreign typical turbofan engines from 2 to 4 generations, such as general performance parameters, cycle parameters and components parameters are compiled. The models and corresponding programs for performance calculations considering turbine cooling and evaluations of size and weight of turbofan engine are used. By calculation program the trend of the performance curves are drawn, and then the technical parameters of the turbofan engine are evaluated. Results indicate that the evolving trends of the technical parameters are stabilized, and the key parameters of next generation are obtained using extrapolation of curve. At this foundation, the possible engine integration design directions of next generation advanced turbofan engine are explored. The results can be the reference for advanced turbofan engine design in next generation.

Key words: turbofan engine; technical parameters; performance; high thrust to weight ratio; turbine cooling

0 引言

自 20 世纪 60 年代初以来, 涡扇发动机技术得到迅速发展。进入 21 世纪后, 加力式涡扇发动机已经成为超声速战斗机的主要动力装置, 而且它也

被用于垂直起落和短距起落飞机。美国通用电气曾经预测, 涡轮发动机在未来五十年内将继续作为航空器的主要动力得到发展^[1]。如何根据国内外现有技术水平和工程需要, 设计出高推重比涡扇发动机, 成为重要的研究课题。

为此, 世界航空大国先后制定了新技术开发和应用研究计划, 例如美国国防部和 NASA“综合高性能涡轮发动机技术”(IHPTET) 研究计划、以英国为主的西欧“先进核心军用发动机技术”(AC-

ME)/“先进军用发动机技术”(AMET)研究计划等,目标是验证推重比 20、耗油率下降 30%~40%、成本降低 35%~60%的燃气涡轮发动机技术,预计这一量级的发动机将在 2020 年左右研制成功^[2]。国内,周新新等^[3]研究了涡轴发动机技术参数发展趋势方面的技术问题,王占学等^[4]研究了推重比 15 一级的发动机关键技术。基于技术参数评估的高推重比涡扇发动机总体性能设计方面的研究,国内还没有相关文献发表。

本文考虑到国内外发展高推重比涡扇发动机的技术需求,在统计国外 15 台 2~4 代涡扇发动机技术参数的基础上,利用发动机技术参数综合评估方法,对 2~4 代涡扇发动机技术参数的发展趋势进行评估。利用外推法预测下一代(第 5 代)高推重比涡扇发动机技术参数,在此基础上探索下一代高推重比涡扇发动机可能的总体性能方案,为下一代高推重比涡扇发动机的总体预研和设计提供一定的数据支撑和有益参考。

1 总体性能与循环参数统计

涡扇发动机的发展大致分为三个阶段(第一阶段是涡喷发动机),每一阶段的技术进步都伴随着设计参数(循环参数和部件参数)和性能参数的提高^[5-6]。

第二阶段:20 世纪 60 年代末至 70 年代初,采用的循环参数一般是涵道比 BPR 约为 0.6~1.0,总增压比 π_{Σ} 约为 16~20,涡轮前温度 T_4 约为 1 050~1 250 °C,推重比 F/W 约为 4.5~6.0。这一代发动机采用了常规的设计技术、材料与制造工艺。这一阶段典型代表发动机有美国 TF30、英国斯贝 MK202 和瑞典 RM8 等。

第三阶段:20 世纪 70 年代中后期至 80 年代初, BPR 约为 0.3~0.8, π_{Σ} 约为 23~30, T_4 约为 1 300~1 450 °C, F/W 约为 7.0~8.5。这一代发动机在设计技术、材料和制造工艺等方面均有较大的改进,例如,采用较高负荷叶片机,压气机平均级压比约 1.4~1.5;叶型设计由二维逐渐向准三维、全三维发展;采用发烟度低的短环形燃烧室,温升为 850~900 °C;涡轮采用高温高负荷定向凝固和单晶材料以及复合气冷空心叶片;采用分区供油稳定可靠的加力燃烧室, T_7 为 1 750~1 850 °C;多数

采用收扩喷管,单位推力达到 125 kg/(kg/s)。这一阶段典型代表发动机有美国 F100/110/404、英国 RB199 和俄罗斯 AL-31F 等。

第四阶段:20 世纪 90 年代至今, BPR 约为 0.25~0.5, π_{Σ} 约为 25~30, T_4 约为 1 450~1 700 °C, F/W 约为 9.0~10。这一代发动机的关键技术包括:风扇和压气机采用有粘、全三维设计分析技术,使平均级压比和级负荷提高,用 3 级风扇+6 级高压压气机, π_{Σ} 为 25~30,并提高效率 and 喘振裕度,采用空心叶片和整体叶盘等结构,重量减轻约 30%^[3];涡轮采用有粘、全三维跨声速先进气动设计方法,提高加功量,导致高低压涡轮减为单级,采用高效高强度的隔热涂层材料和先进冷却技术,使降温效果达到 500~600 °C;燃烧室采用先进陶瓷基复合材料火焰筒、燃油分级结构设计、以及燃烧室和涡轮耦合气动设计等;采用矢量喷管技术,以实现短距起落和非常规机动,并有助于减少红外和雷达信号特征。这一阶段的典型代表发动机有美国 F119、法国 M88 和西欧四国 EJ200 等。

2 计算模型和评估方法介绍

2.1 总体性能计算与重量预测模型

总体性能计算模型^[7]是基于部件法的涡扇发动机性能计算模型,即将发动机分为若干单独的部件,各部件之间通过机械和气动上的联系完成共同工作。对于一台涡扇发动机,设计点的已知参数如下:给定飞行条件、大气条件和发动机性能要求(推力 F_N 、单位推力 F_s 、耗油率 sfc 等),选定发动机循环参数(风扇增压比 π_F 、压气机增压比 π_C 、涵道比 BPR 、涡轮进口总温 T_4 和加力温度 T_7 等)、各部件参数和损失系数等。在上述已知条件下,可以进行设计点性能计算和热力循环分析,获得发动机重要截面气动热力参数和发动机性能参数。

涡扇发动机重量预测模型^[8]与涡扇发动机总体性能计算模型相结合,根据总体性能计算结果,选定气动参数、结构参数和材料参数等,进行发动机的流路尺寸设计,同时进行发动机气动负荷、强度负荷和结构限制的校核,在此基础上进行发动机部件及整机重量的计算。在满足上述条件的基础上,本文主要对下一代高推重比涡扇发动机的总体

性能方案做出预测,而对尺寸结构和强度材料方面的预测结果只做简要说明。

2.2 涡轮冷气量计算模型

目前,先进涡扇发动机的涡轮进口温度已经达到 1 550~1 700 °C,超出了耐高温叶片材料可承受的极限温度,可见冷却设计的重要性和迫切性,本文在进行评估时引入涡轮冷气量 P_{cblc} 的计算模型为^[9]:

$$P_{cblc} = f(E, fact, N, K) \quad (1)$$

式中: E 为冷效因子(与涡轮进口总温、压气机出口总温、材料耐热特性有关); $fact$ 为冷却结构因子(取决于涡轮叶片的冷却方式),由试验数据获得; N 为需要冷却的涡轮级数; K 为修正因子,考虑了涡轮盘冷却和漏气量等因素的影响。

2.3 技术参数评估方法

按照上述计算模型开发的计算程序,参考文献 [3] 建立技术参数评估流程图(如图 1 所示),根据经验选定合理的部件参数,评估性能参数和循环参数是否协调,若不协调(例如在公布的 π_c 和 T_{4A} 下,无法获得公布的 F_N 、 F_s 和 sfc),则通过分析其结构形式(例如压气机级数)和技术水平(代数),适当调整部件参数或者循环参数,直到数据协调为止。若性能参数和循环参数协调,则认为评估数据合理。

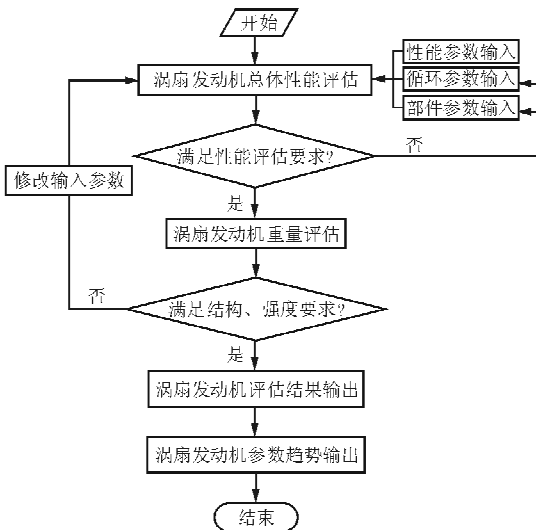


图 1 涡扇发动机技术参数评估流程图
Fig.1 Evaluation flow chart of technical parameters of turbofan engines

3 技术参数发展趋势评估

通过对发动机技术参数的综合评估发现,技术参数逐年改善的趋势是比较稳定的,所以可以通过绘制趋势曲线了解发动机技术参数匹配情况和水平,并用曲线趋势外推法取得下一代关键参数的定量数据,为下一代发动机预研和设计提供参考。

3.1 性能参数与循环参数

评估的性能参数和循环参数变化趋势如图 2~图 11 所示,其中横坐标表示代数,划代依据是发动机的推重比,纵坐标表示技术参数水平,定义第 2 代中值为 100%(下同),图中星号所示是由美国 NASA 发动机性能程序 NNEP 和 WATE 程序耦合计算得到的推重比 15 一级发动机技术参数指标^[10]。

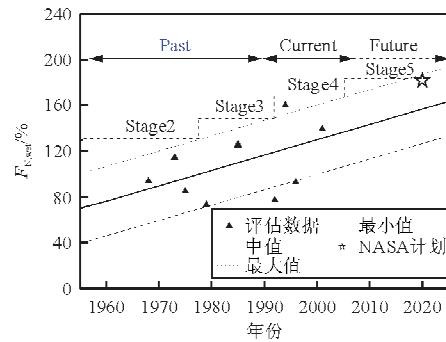


图 2 加力推力的发展趋势

Fig.2 Evolving trend of $F_{s, wet}$

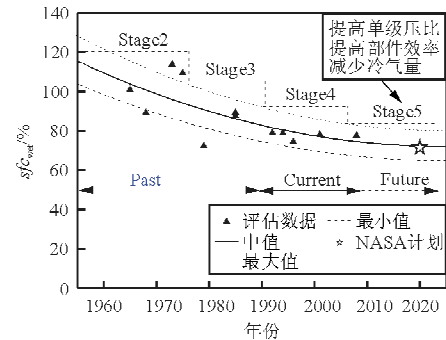


图 3 加力耗油率的发展趋势

Fig.3 Evolving trend of sfc_{wet}

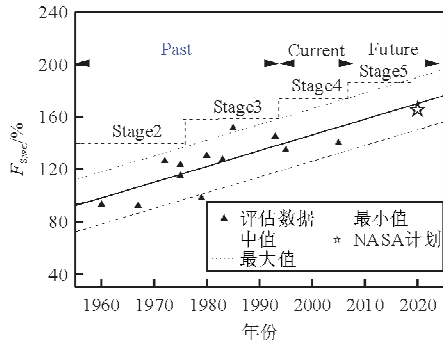


图 4 加力单位推力的发展趋势
Fig. 4 Evolving trend of $F_{S, wet}$

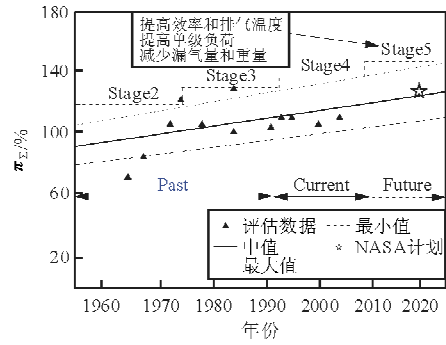


图 8 总增压比的发展趋势
Fig. 8 Evolving trend of π_{Σ}

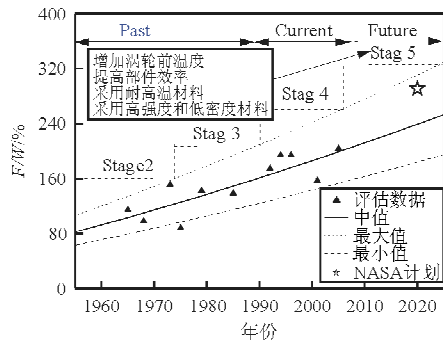


图 5 推重比的发展趋势
Fig. 5 Evolving trend of F/W

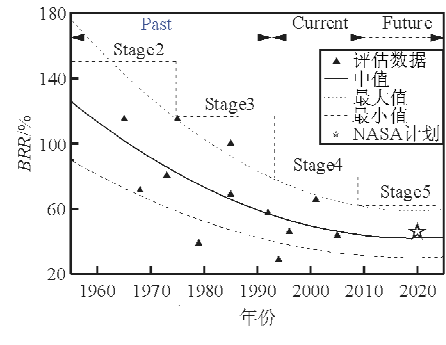


图 9 涵道比的发展趋势
Fig. 9 Evolving trend of BPR

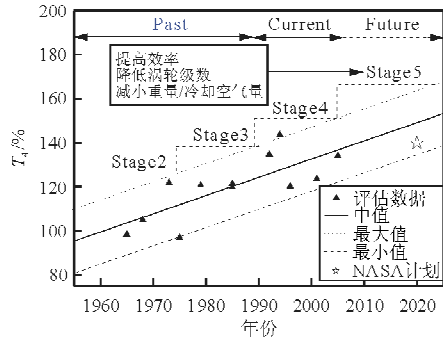


图 6 涡轮前总温的发展趋势
Fig. 6 Evolving trend of T_4

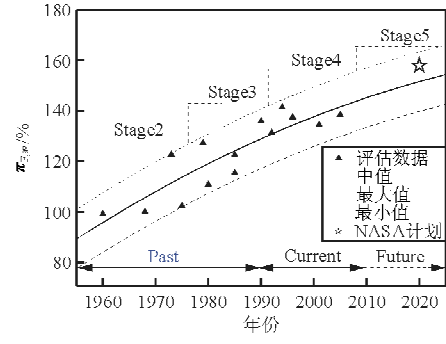


图 10 风扇平均级压比的发展趋势
Fig. 10 Evolving trend of $\pi_{F, av}$

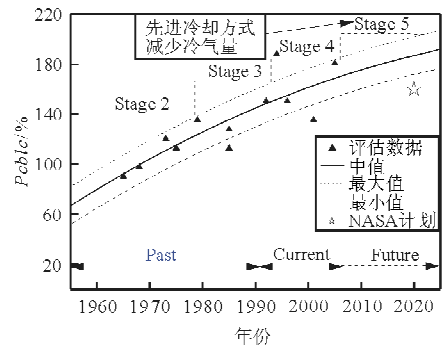


图 7 冷却空气量的发展趋势
Fig. 7 Evolving trend of P_{cblc}

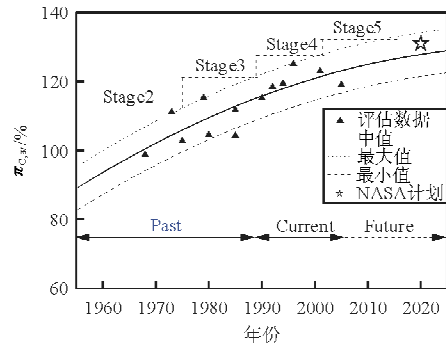


图 11 压气机平均级压比的发展趋势
Fig. 11 Evolving trend of $\pi_{C, av}$

从图 2~图 11 可以看出,性能参数和循环参数随着年代逐级变化,其中 $F_{S,wet}$ 、 T_4 、 π_Σ 、 BPR 、 F/W 、 $\pi_{r,av}$ 和 $\pi_{c,av}$ 与第四代中值水平相比,变化的百分比约为 14.7%、8.9%、12.7%、-46.7%、23.4%、2.5% 和 5.8%。

3.2 部件参数

评估获得的各部件参数发展趋势如图 12~图 15 所示。

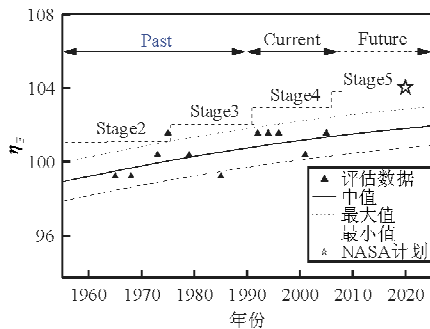


图 12 风扇效率的发展趋势
Fig. 12 Evolving trend of η_f

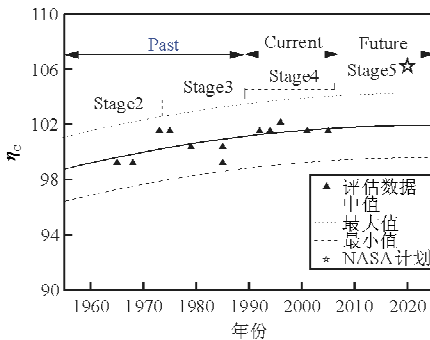


图 13 压气机效率的发展趋势
Fig. 13 Evolving trend of η_c

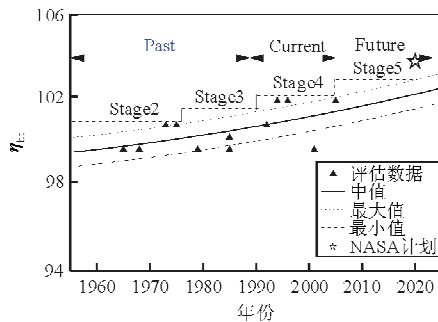


图 14 高压涡轮效率的发展趋势
Fig. 14 Evolving trend of η_{ht}

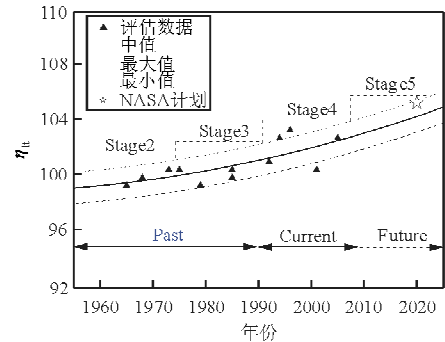


图 15 低压涡轮效率的发展趋势
Fig. 15 Evolving trend of η_{lt}

从图 12~图 15 可以看出,部件参数逐级变化的趋势并不明显,其中 η_f 、 η_c 、 η_{ht} 和 η_{lt} 的下一代预测数值与第四代中值水平相比,变化百分比约为 1.9%、0.8%、0.9% 和 1.07%。

4 涡扇发动机总体性能设计分析

4.1 选定总体性能指标

在参考美国 IHPDET 计划^[2]及其科学有效的项目管理方法(GOTChA^[11])的基础上,制定了下一代涡扇发动机总体性能指标:以半个多世纪以来涡扇发动机取得的技术成果和建立的技术储备为依据(见第 3 部分),在考虑基准发动机技术水平(第四代技术参数中值)的基础上,根据技术发展现状和未来的发展趋势(图 2~图 5),同时重点强调革命性技术突破来制定最终目标,下一代涡扇发动机设计点($H=0$ m、 $Ma=0$ 和国际标准大气条件(ISA))性能指标及其与基准值变化百分比如表 1 所示。

表 1 第五代涡扇发动机设计点性能指标

Table 1 Design point performance index of next generation advanced turbofan engine

参数	范围	变化量
$F_{S,dry}/(\text{kg} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{s})$	95~110	16.4%
$sfc_{dry}/(\text{kg} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{h})$	<0.85	5.0%
$F_{S,wet}/(\text{kg} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{s})$	140~150	14.5%
$sfc_{wet}/(\text{kg} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{h})$	<1.70	-10.5%
F/W	12~15	20%~50%

4.2 选择部件参数

传统的涡扇发动机循环分析是在选定的部件

参数和涡轮冷气量的情况下进行的,根据部件设计水平及部件参数发展趋势(图 12~图 15),选择部件参数、损失系数和冷却空气量等(如表 2 所示),其中,冷却空气量按式(1)计算,高、低压涡轮分配系数按统计规律确定。

表 2 发动机各部件效率、总压损失和冷却空气量
Table 2 Components efficiency, Pressure loss and P_{cblc}

参 数	数 值
进气道总压恢复系数/%	0.97
低压涡轮效率/%	90.50
加力燃烧效率/%	97.00
风扇效率/%	88.00
混合式总压恢复损失/%	3.00
加力燃烧室总压损失/%	4.00
压气机效率/%	87.00
外涵道总压损失/%	4.50
高压转子机械效率/%	99.00
主燃烧效率/%	99.50
尾喷管速度系数%	98.50
低压转子机械效率/%	99.00
主燃烧室总压损失/%	3.50
高压涡轮分配系数/%	78.70
冷却空气掺混损失/%	0.50
高压涡轮效率/%	90.00
低压涡轮分配系数/%	21.30

4.3 选择最佳热力循环参数

不同发动机循环参数对发动机性能的影响程度是有差异的,其中 π_{Σ} (取决于 π_F 和 π_C)、 BPR 、 T_4 和 T_7 对发动机推力和耗油率影响比较明显,其值的选择需要进行综合优化。需强调的是,在进行优化时还应考虑发动机气动负荷、热力负荷、应力水平和部件设计难度等因素,以便最终选择各方均可接受的方案。

根据技术参数评估结果(图 6~图 9),初步选定循环参数($\pi_{\Sigma} = 25 \sim 40$ 、 $T_4 = 1850 \sim 2100$ K、 $BPR = 0.2 \sim 0.4$ 和 $T_7 = 2000 \sim 2300$ K)对发动机进行循环分析,不同 BPR 下的等 π_{Σ} 和等 T_4 曲线族进行叠加,以第五代涡扇发动机设计点性能指

标作为约束(如表 1 所示),确定出第五代涡扇发动机设计点可行域,如图 16 所示。

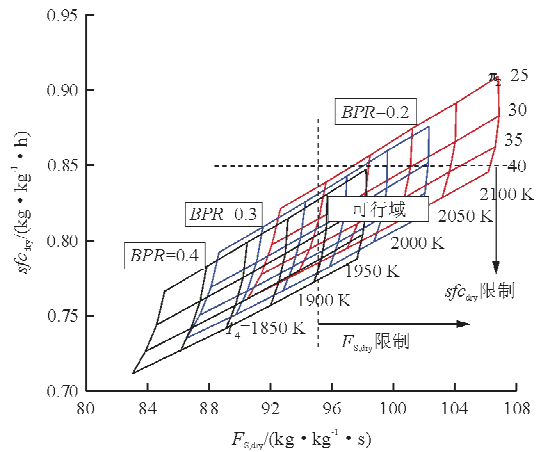


图 16 总增压比、涡轮前温度和涵道比对单位推力和耗油率的综合影响分析

Fig. 16 $F_{s,dry}$ and sfc_{dry} along with the changes of T_4 and π_{Σ}

从图 16 可以看出,在 BPR 和 π_{Σ} 不变的条件下,随着 T_4 增加,发动机 $F_{s,dry}$ 增加,但是 sfc_{dry} 也会随之增加。对于超声速战斗机发动机而言,总是在涡轮负荷水平(强度负荷、热负荷和气动负荷)、冷却技术和部件重量等容许的范围内,选取尽可能高的 T_4 ,以便提高发动机的推重比和飞机的高速性能; π_{Σ} 的选择主要考虑发动机高速推力和不加力耗油率。

同时从图 16 可以看出,在 BPR 和 T_4 不变的情况下, π_{Σ} 增加, sfc_{dry} 总是降低的,为了获得尽可能高的核心机热效率,需要尽可能高的 π_{Σ} 。但是,由于压气机出口级叶片、轮盘和涡轮负荷和叶片材料耐热能力的限制,以及从发动机的高速推力性能考虑, π_{Σ} 的选择应有一定的限制。

由此可见,循环参数对发动机性能的影响是相互约束的,循环参数优化时需找到一个最佳值。在综合考虑性能要求、 π_{Σ} 限制和 T_4 限制等约束条件之后,得到的 BPR 、 π_{Σ} 和 T_4 等主要循环参数的选择范围: $BPR = 0.2 \sim 0.3$, $T_4 = 1950 \sim 2000$ K, $\pi_{\Sigma} = 35$ 。

对于加力温度 T_7 的选择,按照推重比和高速性能的要求,在材料和燃烧技术允许的条件下,愈

高愈好。但是, T_7 增加需考虑高温条件下的化学平衡, 因为 T_7 过高会导致化学离解反应, 从而使得 sfc_{wet} 增加, 如图 17 所示。

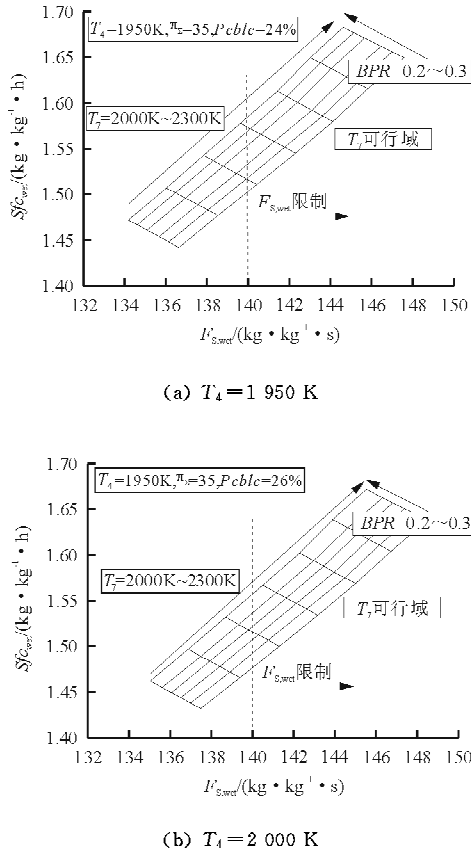


图 17 加力温度和涵道比对加力单位推力和加力耗油率的影响分析

Fig. 17 $F_{s,wet}$ and sfc_{wet} along with the changes of T_7 and BPR

从图 17 可以看出, 随着 T_7 增加和 BPR 减小, $F_{s,wet}$ 增加, 因为在确定的 T_4 、 π_Σ 和部件效率条件下, BPR 和 π_F 之间存在单值对应的关系, 前者愈小则后者愈大, 存在一个最佳值, 该值以加力部件混合室进口内外涵静压平衡为原则, 并从改善加力燃烧室的进口工作条件出发, 要求混合室进口外涵与内涵的总压之比为 0.97~1.0, 而随着 π_F 和 T_7 的增加, 排气速度增加, $F_{s,wet}$ 随之增加。因此, 可以进一步缩小循环参数的范围: $BPR = 0.2$, $T_4 = 2000 \text{ K}$, $\pi_\Sigma = 35$, $Pcbhc = 26\%$, $T_7 = 2200 \text{ K}$ 。

综上所述, 最终获得满足性能指标要求的最佳热力循环参数组合方案, 如表 3 所示。

表 3 最佳热力循环参数组合方案计算结果

Table 3 Results of performance with various combination of Thermodynamic parameters

参数	数值	参数	数值
BPR	0.2	sfc_{wet}	1.57
T_4	2000	W_s	125
π_Σ	35	Weight/kg	1239.7
π_F	6.0	$Pcbhc$	26
T_7	2200	F/W	14.2
$F_{s,wet}$	141.1		

利用涡扇发动机重量预测模型对表 3 的设计方案进行验证, 结果表明上述方案满足发动机气动负荷、强度负荷和结构限制等条件, 需要说明的是, 要实现下一代发动机推重比 12~15 的目标, 在设计参数提高的同时, 必须在结构、材料和制造工艺等多方面采用新的设计思想和设计方法, 例如, 对于风扇和压气机的设计, 要在保证高效率 and 稳定工作的前提下, 提高级负荷和平均级压比, 其中 $\pi_{F,av}$ 要大于 1.8, $\pi_{C,av}$ 要大于 1.6 (图 10~图 11); 对于燃烧室的设计, 由于进口总温提高到约 1000 K, 温升高达约 1150 K, 采用多级旋流和气动雾化技术以及分级分区供油燃烧技术等, 可以提高高温升燃烧室稳定工作范围和燃烧效率; 对于涡轮的设计, 涡轮负荷和进口温度越来越高 (图 6), 同时要求重量减轻, 因此采用超跨声速、高负荷、低稠度、无导叶和大转折角的对转涡轮技术, 可以达到减重和提高效率的目的^[12]。除此之外, 未来发动机推重比的提高在很大程度上需要依靠新材料的应用^[13]。其中, 单晶合金和粉末高温合金等材料的应用可显著提高涡轮前温度和减少涡轮冷却空气量, 树脂基复合材料风扇/压气机叶片和进气机匣等可以使部件和整机重量大幅度减轻, 因此新材料也是航空动力技术进步的重要基础之一。

5 结论

(1) 利用发动机技术参数综合评估方法, 对国外 15 台 2~4 代涡扇发动机技术参数的发展趋势进行了评估, 结果表明, 技术参数逐年改善的趋势是比较稳定的, 利用曲线趋势外推法取得下一代发动机关键参数的定量数据, 为下一代发动机预研和设计提供有益的参考。

(2) 发动机性能的提高在很大程度上取决于设计参数的改善,未来高推重比涡扇发动机性能的提高将取决于循环参数(涡轮前温度 T_4 、加力温度 T_7 、总增压比 π_{Σ} 和冷却空气量 P_{cblc})的改善,而部件参数(风扇效率 η_F 、压气机效率 η_C 和高低压涡轮效率 η_t)的提升空间相对较小。

(3) 在第四代涡扇发动机技术参数的基础上,依靠气动热力学的进步,提高部件设计水平,涡轮进口总温 T_4 提高到 2 000 K,总增压比达到约 35,部件效率提高约 2%,平均级压比提高约 15%~20%,可使发动机推重比达到 14 以上。

参考文献

- [1] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册(第五册)[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
General Editorial Board of *design manual of aeroengine*. Design manual of aeroengine(No.5)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese).
- [2] Lee Coons. IIPTET Technology mission payoffs at the component level—a look at phase II technologies [J]. AIAA-90-2404, 1990.
- [3] 周新新,陈玉春,樊巍,等. 涡轴发动机技术参数与发展趋势评估[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2): 150-157.
Zhou Xinxin, Chen Yuchun, Fan Wei, et al. Evaluation of technical parameters and developing trends of turboshaft engines[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(2): 150-157. (in Chinese)
- [4] 王占学,刘增文,蔡元虎,等. 推重比 15 一级发动机关键技术及分析[J]. 航空发动机, 2010, 36(1): 58-62.
Wang Zhanxue, Liu Zengwen, Cai Yuanhu, et al. Key technologies and analysis of aeroengine with thrust to weight ratio up to level of 15[J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 58-62. (in Chinese)
- [5] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2012.
Lin Zuoming. World aero engine handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [6] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,1996.
Fang Changde. World aviation engine manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [7] 赵强,陈玉春,王永文,等. 基于部件法的涡轴发动机性能计算模型研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(3): 2-3.
Zhao Qiang, Chen Yuchun, Wang Yongwen, et al. Study of mathematical model on steady-characteristics of turboshaft engine based on component modeling[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(3): 2-3. (in Chinese)
- [8] Hale P L. A method to estimate weight and dimensions of small aircraft propulsion gas turbine engines[J]. AIAA-82-23037, 1982.
- [9] James W Gauntner. Algorithm for calculating turbine cooling flow and the resulting decrease in turbine efficiency[J]. NASA TM-81453, 1980.
- [10] Patrick Biltgen, Jarret Lafleur. StarRunner; a single-stage-to-orbit, airbreathing, hypersonic propulsion system [J]. AIAA-2004-3729, 2004.
- [11] 王巍巍,郭琦,黄顺洲,等. IHPTET 计划的先进项目管理方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(2): 58-62.
Wang Weiwei, Guo Qi, Huang Shunzhou, et al. Advanced management method of IHPTET program[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(2): 58-62. (in Chinese)
- [12] 贾琳渊,陈玉春,黄兴,等. 1+1/2 对转涡轮对双轴混排涡扇发动机整机特性影响的研究[J]. 推进技术, 2013, 34(11), 1459-1465.
Jia Linyuan, Chen Yuchun, Huang Xing, et al. Effects of counter-rotating turbine on performance of two-spool mixed turbofan engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11): 1459-1465. (in Chinese)
- [13] 刘大响,程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
Liu Daxiang, Cheng Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (in Chinese)

作者简介:

刘伟(1987—),男,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体设计。

陈玉春(1967—),男,教授,博导。主要研究方向:发动机总体设计。

贾琳渊(1989—),男,博士研究生。主要研究方向:发动机总体设计。

胡秋晨(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体设计。

黄红超(1973—),男,研究员。主要研究方向:发动机总体设计和试验技术。

(编辑:赵毓梅)