

F119发动机总体性能特点分析与评估

Analysis and Evaluation of F119 Engine Overall Performance

陈仲光 张志舒 李德旺 孙博 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

摘要: 根据航空发动机总体性能设计的一般规律, 对不同的资料数据进行筛选, 初步选定了F119发动机相对准确的总体及部件性能参数, 并以此为参照基准进行了F119发动机设计点、起飞点和超声速巡航点的总体性能计算, 评估了F119发动机在这三个典型状态点的性能, 概要地梳理了F119发动机的总体性能设计理念。

Abstract: According to the principles of overall performance design for aero-engine, the relatively accurate overall and component performance parameters of F119 are chosen initially. By using these parameters as the basic reference, the overall performance parameters at the design point, the take-off point and the supersonic cruise point are calculated and the performance of F119 engine at the three typical point is also evaluated. The concept and ideas of overall performance design for F119 engine are summarized briefly.

关键词: F119发动机; 总体性能; 特点分析; 评估

Keywords: F119 engine; overall performance; characteristic analysis; evaluation

0 引言

F119-PW-100发动机(以下简称F119发动机)是普惠公司为20世纪90年代美国先进战术战斗机F-22研制的小涵道比双转子加力式涡扇发动机。为满足第四代战斗机实现超声速巡航、隐身、远程作战和短距起落等能力的要求, F119发动机采用了风扇/压气机/涡轮三维计算流体力学等设计技术(风扇宽弦无凸肩叶片, 压气机宽弦高负荷转子叶片, 风扇/压气机弓形静子叶片, 涡轮高负荷转子叶片)、整体叶盘结构转子和浮动壁燃烧室等先进结构、高强度阻燃钛合金(压气机静子、加力燃烧室和喷管)和单晶材料等新颖的材料, 使得F119发动机达到了很高的性能^[1]。

F119发动机在性能方面具有高推重比、小涵道比、高涡轮进口温度和高节流比等特点, 是第四代战斗机发动机的典型代表, 也是当今世界最先进的航空

发动机之一。本文特针对F119发动机的性能特点进行分析, 并评估其性能表现。

1 总体性能特点

根据国内外公开报道的文献资料, 整理了F119发动机的主要性能参数(见表1)。各种资料显示的参数不完全一致, 但都至少体现出该发动机的两大

性能优势: 推力大、推重比高, 能为飞机提供短距离起降能力; 不加油推力大、速度特性好, 能为飞机提供不加油超声速巡航能力。为实现这两大性能优势, F119发动机在性能设计方面采用了以下性能设计特点。

1.1 高涡轮前温度、小涵道比设计

战斗机发动机应尽可能提高涡轮

表1 F119发动机主要性能参数

参数	文献1 ^[2]	文献2 ^[3]	文献3 ^[4]	文献4 ^[5]	文献5 ^[6]	文献6 ^[7]	文献7 ^[8]
空气流量(kg/s)		110					
总增压比	26	26(35)	25	35.0	35	26	35
风扇压比		4.0				4.0	
涡轮进口温度(K)	1977	1973	1950	1850~1950		1977	
涵道比	0.3	0.2~0.3	0.2	0.3	0.3	0.3	0.3
中间推力(kN)	97.85	97.86	111.19	105.0	105	97.86	113
最大推力(kN)	155.68	155.68	155.7	155.7	155.7	155.68	168
中间耗油率(kg/N/h)	0.062	0.062	0.062				
最大耗油率(kg/N/h)	0.185	0.24	0.2305				
推重比	10	11.7	10	>10	10	>10	

前温度,因为提高涡轮前温度是提高发动机单位推力、提高推重比的最有效手段,同时在一定的加力推力条件下,涡轮前温度高则不加力推力大,这是提供不加力超声速巡航能力的重要条件^[4]。F119发动机的最高涡轮前温度超过1900K。与F100相比,该温度提高300K左右,这基本接近材料及冷却技术的极限。所以,在涡轮前温度基本确定的情况下,要进一步提高单位推力还需合理选择涵道比。通常情况下,涵道比减小流过核心机的流量增加,发动机的

推力增大。

图1为涡轮前温度、涵道比对发动机单位推力和耗油率的分析计算结果(图中横坐标为无量纲单位推力、纵坐标为无量纲单位耗油率,蓝色曲线表示相同涵道比、灰色曲线表示相同涡轮前温度)。单位推力和单位耗油率与涡轮前温度和涵道比成单调变化关系,都是随涡轮前温度升高而增加、随涵道比增加而减小。在涡轮前温度一定的情况下,小涵道比能获得更高的单位推力,而且涡轮前温度越高,

涵道比减小对单位推力增加的影响更显著。因此,F119发动机选取了很高的涡轮前温度,约介于1800~2000K之间;同时选取了较小的涵道比,约介于0.2~0.3之间。

1.2 适度的风扇、压气机压比设计

风扇、压气机压比对发动机单位推力及单位耗油率影响较大。对涡扇发动机来说,提高风扇压比能够提高发动机的单位推力。图2表明了风扇、压气机压比对发动机性能的影响(图中横坐标为无量纲单位推力,纵坐标为无量纲单位耗油率)。从图中可以看出,当风扇压比增加,则发动机单位推力增加,单位耗油率下降;而压气机压比增加,则发动机单位推力下降,单位耗油率下降。

因此,在压比选择上,应尽可能提高风扇压比。但是图中也显示当风扇压比高于4.3后,风扇压比提高对单位推力提高的影响量减小,而且风扇压比的进一步提高可能需要增加风扇级数甚至低压涡轮级数,同时在小涵道比情况下风扇压比提高将使核心机直径加大,这些都是导致发动机推重比下降的重要原因。另外,对于双转子混合加力涡扇发动机而言,混合器入口要保持内外涵气流静压平衡的约束条件,使风扇压比与涡轮前温度和涵道比相关,当两者基本确定的情况下,风扇压比也不能过高。因此,从设计难度和性能收益以及整机匹配上综合权衡,风扇压比并不是越高越好。对于F119发动机,其风扇压比选择在4.0~4.5的范围内是比较适当的。

根据图2,压气机压比的增加会导致单位推力下降,对于追求高单位推力的发动机来说,压气机压比不宜过高。而且确定总增压比时要注意到级负荷水平与级数、质量之间的协调,压气机负荷、级数与涡轮级数之间的协调,使参数在最佳值范围内,尽量减少级数,减轻重量^[4]。当涡轮前温度为1800~2050K时,对应的最有利总增压比范围为25~30。因此,根据分析,表1中总增压比为35的数据不准确,F119发动机选择的应该是中等压比的压气机。

1.3 高节流比设计

飞机在空中飞行时,随着飞行速度的提高发动机的进气总温相应升高。如果发动机涡轮

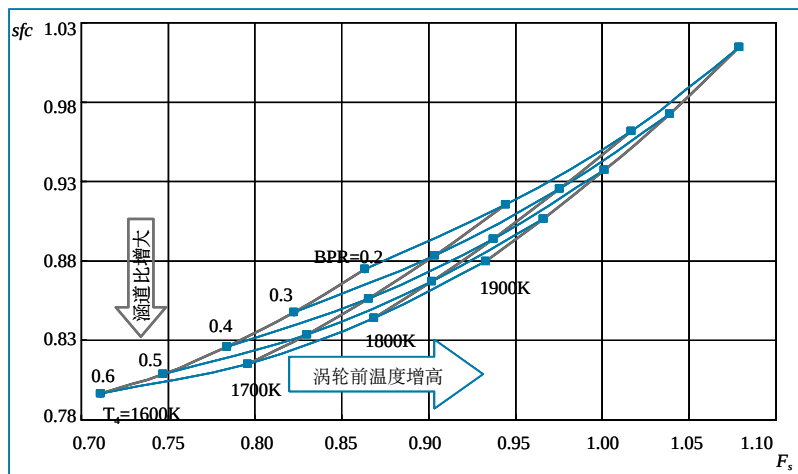


图1 涡轮前温度及涵道比对发动机性能影响

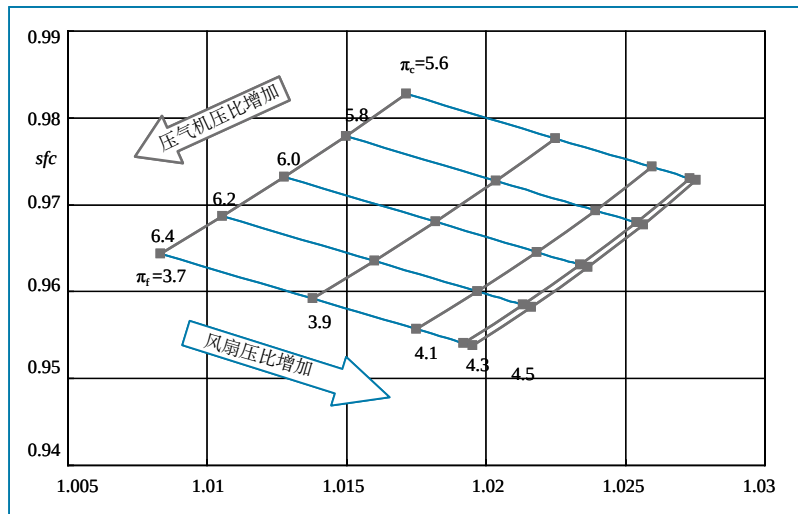


图2 风扇、压气机压比对发动机性能影响

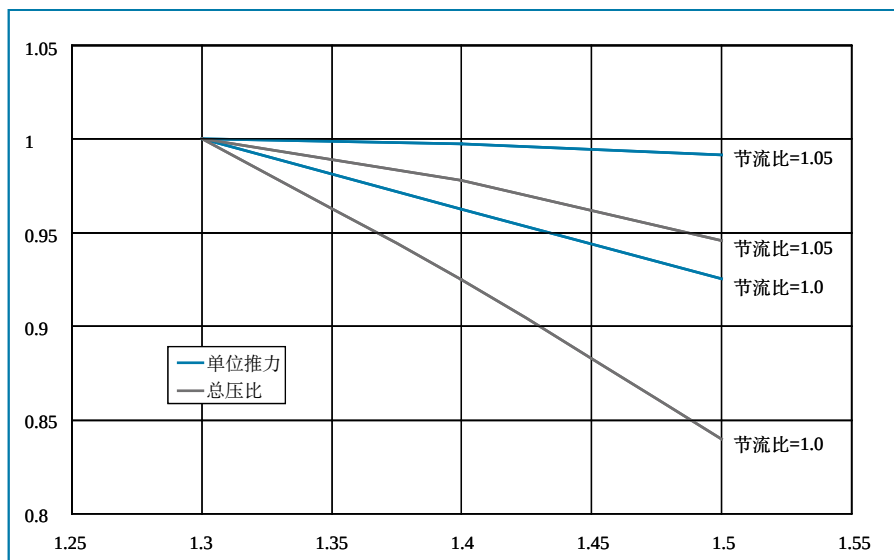


图3 不同节流比下发动机单位推力和总压比随马赫数变化趋势

前温度不变、其他几何可调部件不变,则随着进口温度的升高,发动机高、低压换算转速呈下降的趋势,发动机的总压比下降,发动机单位推力也下降。

第四代战斗机的超声速巡航要求发动机在不加力情况下具有较大的单位推力,在发动机设计点循环参数已经确定的前提下,一般通过选择适宜的调节规律,最大限度的发挥发动机的空中性能潜力。因此,为确保所需的推力,在发动机安全工作裕度允许的情况下,通常采用高节流比的调节办法,使得涡轮前温度随进气温度升高而相应升高,从而确保超声速情况下,发动机仍能提供足够的推力。

图3为节流比分别为1.05和1.0情况下,发动机单位推力(蓝色曲线)和总压比(灰色曲线)随马赫数变化趋势。从图中可以看出,当节流比为1.0时,随飞行马赫数的升高,单位推力和总压比下降较快;当节流比为1.05时,随飞行马赫数的升高,单位推力和总压比下降趋势变缓。综合考虑到推重比和超音速巡航的需要,F119发动机的节流比范围约在1.08~1.13的范围。

2 总体性能计算评估

2.1 主要性能状态点的确定

军用飞机强调的是机动性、加速性,要求动力在起飞、爬升、作战时的单位推力大,一般选择起飞状态作为发动机的设计点,不同发动机的性能参数比较也通常选在设计点。而根据表1统计的资料数据,F119设计点的中间状态推力主要有97.86kN和105kN两种说法,最大状态推力则主要集中在155.7kN一种说法。假设F119发动机推力是97.86kN,按最大状态和中间状态推力算得的加力比达到1.591,经估算加力平均总温要超过2250K。由于加力燃烧室所用碳-氢燃料理想最高温度可达2300~2400 K,但加力燃烧室属低压燃烧,碳-氢燃料分解占达5%,且设计中燃油分布存在一定的不均匀度和占一定比例的冷却空气量,因此,最大加力平均总温要超过2150K是比较困难的。第四代战斗机发动机的加力比一般不会超过1.5,说明所给的中间状态推力97.86kN和最大推力155.7kN不是同一个状态的匹配数据。中间状态推力97.86kN对应的状态应该是一个相对于

设计转速降转使用的状态,因为该状态的加力推力也可超过140kN,所以该状态有可能在正常情况下的地面起飞使用。另外,不加力超声速巡航时第四代空中优势战斗机的最突出特征,因此超声速巡航点也是主要状态性能点。

分析认为,F119发动机的起飞点是在设计点的基础上降转使用,而在超音速巡航点则发挥了发动机的最大能力,转速和温度都接近包线范围内的最高值。因此,通过计算标准大气条件下海平面静止状态的设计点、起飞点和空中超音速巡航点的性能以进行评估。

2.2 计算基准和条件

参照表1,先初步确定各主要性能状态点的中间状态推力、最大状态推力、发动机进口空气流量、涡轮前温度、涵道比和总压比作为基准性能参数,计算过程中根据匹配需要可对这些参数进行少量调整。中间状态推力和最大状态推力已在2.1选取,涡轮前温度和总压比根据1.1节和1.2节选取,只有空气流量和涵道比待定。

根据F119发动机性能演变过程,1987年后期,武器系统研制商提出需要更大推力的发动机,要求发动机的推力相应提高近17%,达到最大状态推力为155.68kN,中间状态推力为104.53kN,F119采取了将风扇直径稍作增加以提高15%的风扇空气流量来满足推力增大的要求,发动机的涵道比也由0.25增至0.3^[1,9]。表1提供的空气流量为110kg/s,据分析认为很难达到将近105kN的推力,应该是风扇修改前的流量值,修改风扇后的空气流量应该是126.5kg/s(110kg/s增加15%)。

综上,初步确定用于计算的基准性能参数见表2。计算使用的猜想数据和计算结果不可能与真实数据完全一致,但力求接近。计算采用的部件效率

表2 计算采用的基准性能参数

参数	设计点(H=0km,M=0)	起飞点(H=0km,M=0)	超声速巡航点(H=11km,M=1.5)
最大状态推力	155.7 kN	——	——
中间状态推力	105.0 kN	97.86 kN	——
换算空气流量	126.5 kg/s	——	126.5 kg/s
总压比	26	——	26
涵道比	0.3	——	0.3
涡轮前温度	1850 K	——	2000 K

表3 主要性能状态点验算结果

参数	设计点 (H=0km,M=0)	起飞点 (H=0km,M=0)	超声速巡航点 (H=11km,M=1.5)
中间推力(kN)	105.5	97.9	62.5
中间耗油率(kg/N/h)	0.0837	0.0807	0.1183
最大推力(kN)	155.2	145.0	——
最大耗油率(kg/N/h)	0.1783	0.1770	——
换算空气流量(kg/s)	126	122.5	126
低压转子相对物理转速(%)	100	95.7	104.5
高压转子相对物理转速(%)	100	97.7	104.5
风扇平均压比	4.5	4.3	4.5
风扇平均效率	0.85	0.88	0.85
压气机压比	5.8	5.7	5.8
压气机效率	0.86	0.87	0.86
总增压比	26.1	24.5	26.1
高压涡轮膨胀比	2.66	2.66	2.66
低压涡轮膨胀比	2.11	2.09	2.10
涵道比	0.3	0.32	0.3
涡轮前温度(K)	1860	1777	2011
喷口喉道面积(m ²)	0.2448	0.2448	0.2448

主要来自参考文献,部件特性在通用特性的基础上进行适当修正,发动机内流引气参数则考虑F119发动机的材料和高温冷却需求确定。

2.3 计算结果

经反复计算并与参考文献提供的F119发动机性能参数比对,获得计算结果见表3。计算结果显示各项主要性能参数与计算前初步确定的值基本一致,只有耗油率比表1提供的数据高。鉴于第四代战斗机发动机涵道比低、外涵压比高、涡轮后总压高的特点,必然会使不加力状态的耗油率上升,所以不加力耗油率偏高是可能的。

计算结果表明,对于追求高单位推力、低起飞重量和不加力超声速巡航能力的F119发动机,其循环的特点是:低涵道比(0.3)、中等总压比(26.1)、

高涡轮前温度(1860K/2011K)和高节流比(1.08),其中为了保证持续的超声速巡航能力,涡轮前温度随着马赫数的增加可能还会有适量的增加。通过分析认为,F119发动机在总体性能设计方面基本遵循以下理念:为了使超声速巡航性能处于比较优化的状态,F119发动机的设计点循环参数与超声速巡航点基本相同,选择了很高的循环参数;而地面台架工作点或起飞点则采用相对于设计点降转的状态,以减小发动机的负荷,保证使用寿命。

3 结束语

F119发动机的总体性能设计充分体现了第四代战斗机发动机的特点,在循环参数选取方面遵循航空发动机性能设计的一般规律,重点考虑不加力超

声速巡航的需要,选取了较小的涵道比、高的涡轮前温度、适度的风扇压比和总增压比以及高的节流比以满足推力和耗油率的要求。超过2000K的涡轮前温度需要很多新材料和高效冷却技术的支撑,也证明F119发动机的确代表着目前战斗机发动机的最高水平。文中计算的具体参数由于没有详细分析部件效率对循环参数的影响,可能与实际参数还有一定的偏差。

AST

参考文献

- [1] 陈磊. F119发动机的设计特点与关键技术. 航空发动机, 2011, (3).
- [2] 张仁. F119发动机最新进展[R]. JK55-97, 沈阳: 沈阳发动机设计研究所, 1996.
- [3] 梁春华. 第4代战斗机发动机技术特点和性能参数分析[R]. 沈阳: 沈阳发动机设计研究所, 2002.
- [4] 陈金国. 军用航空发动机的发展趋势[J]. 航空科学技术, 1994, (5): 63-66.
- [5] 陈光. F119发动机的设计特点[J]. 航空发动机, 2000, (1): 21-29.
- [6] 叶大荣. 任光明. 第四代战斗机的强劲“心脏”——F-22战斗机的F119涡轮发动机[J]. 现代军事, 2006, (11): 56-58.
- [7] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机, 2000, 32(1): 1-8.
- [8] Praat and Whitney F119[J]. Jane's Aero-Engines, 2010, (9).
- [9] 陈光. 新技术、新工艺和新材料的结晶普惠公司研制的F119发动机[J]. 国际航空, 2000, (7): 57-59.

作者简介

陈仲光, 工程师。主要研究方向: 航空发动机总体性能设计。