

# STOVL 型战斗机变循环发动机性能数值模拟

张海明, 骆广琦, 孟龙, 胡磊, 于锦禄

(空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要** 针对短距起飞垂直降落型(STOVL)战斗机的发动机特性进行分析。在常规双轴涡扇发动机性能模拟程序的基础上, 添加了升力风扇与滚转控制喷管部件模块, 并加入了尾喷管喉道面积、模式选择阀门面积和低压涡轮导向器面积等调节变量, 编写了带升力风扇的变循环发动机整机性能数值模拟程序, 选取超音速巡航状态设计点, 确定设计点各参数, 计算分析了带升力风扇的 STOVL 型变循环发动机在超音速巡航状态、海平面静止状态及 STOVL 状态的性能参数。研究表明: 这种创新的变循环推进系统, 通过改变发动机有效涵道比, 提供了较大的推力增加, 同时降低了耗油率。

**关键词** 变循环发动机; 短距起飞垂直降落; 发动机性能; 数值模拟

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.06.003

**中图分类号** V231.1 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)06-0013-05

近几十年来, 由于军事上对飞机短距起降的需求, 一种能结合固定翼性能与旋翼灵活性的飞行器得到发展研究, 如英国“海鹞”式战斗机和美国 F-35B 战斗机, 短距起飞垂直降落(Short Takeoff and Vertical Landing, STOVL)的概念由此产生<sup>[1]</sup>。战斗机是否能够实现 STOVL 性能, 取决于能否设计一种合适的动力装置, 可以在起降时产生超过飞机重量的推力, 在巡航飞行时能与机身空气动力学有效地综合, 并且必须能够提供在 2 种不同飞行模态之间的控制转换。这样的一种推进系统在设计时可能不得不接受某些折中, 导致高的起飞总重及相应的较低有效载荷与距离特性。发动机变循环设计(Variable Cycle Engine, VCE)就提供了一种可能的解决这些问题的途径。本文在常规双轴涡扇发动机性能模拟程序<sup>[2-3]</sup>的基础上, 编写了带升力风扇的 STOVL 型变循环发动机整机性能数值模拟程序, 计算研究该发动机的整机性能。

## 1 STOVL 型变循环发动机设计方案

本文采用美国 F35B 的带升力风扇变循环设计方案<sup>[4]</sup>, 其结构见图 1。该变循环推进系统的创新之处在于: 通过在座舱后面增设升力风扇, 以增加发动机在 STOVL 状态的有效涵道比; 用滚转控制喷管来控制 STOVL 状态时飞机的滚转平衡; 通过变几何调节, 如调整尾喷管喉道、模式选择阀门(mode selector valve)和低压涡轮导向器面积( $A_{nbL}$ ), 改变发动机热力循环过程, 使发动机在海平面静止状态(Sea Level Static, SLS)与 STOVL 状态之间的转换, 以实现发动机的变循环。

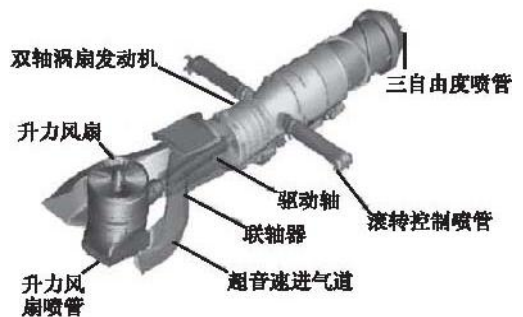


图 1 带升力风扇的变循环推进系统

Fig. 1 A variable cycle propulsion with the lift fan

\* 收稿日期: 2011-05-10

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51106179); 空军工程大学研究生创新基金资助项目(DX2010104)

作者简介: 张海明(1984-), 男, 福建漳州人, 硕士生, 主要从事推进系统气动热力理论与工程研究。

E-mail: 35288214@163.com

对于 STOVL 状态, 升力风扇通过安装在发动机前面的联轴器与发动机低压轴连接起来, 使低压轴驱动升力风扇工作, 发动机把部分喷气推力转换成轴功率输出给升力风扇, 滚转控制喷管开始从发动机外涵道引气以控制飞机的滚转平衡, 尾喷管推力转向下<sup>[5]</sup>。超音速巡航飞行时, 升力风扇断开, 滚转控制喷管停止工作, 发动机工作点改变为只产生喷气推力状态, 此时, 发动机如常规混排涡扇发动机。

## 2 设计点参数的选取

根据已公开的数据, 美国 F135 发动机 STOVL 状态时, 高度 0 km, 马赫数 0, 推进系统总推力为 175 kN, 其中, 升力风扇提供约 81 kN; 不加力超音速巡航时, 高度 9.7 km, 马赫数 1.2, 发动机推力 65 kN<sup>[6]</sup>。本文研究时, 发动机的超音速巡航(Supersonic Cruise, SSC) STOVL 状态的升力风扇与滚转控制喷管设计参数取值见文献[4]。

涡轮前总温取 2 050 K<sup>[7]</sup>, 这样的温度在我国现有的航空发动机上还达不到, 但对于下一代航空发动机来说, 2 000 K 的涡轮前总温可能是基本的要求。参照文献[4] 涡轮前总温 2 200 K 的涡轮冷却引气系数取 25%, 本文高压压气机后的涡轮冷却引气系数取 18%。高、低压涡轮机械效率根据经验取值, 分别为 0.985 和 0.99, 滚转控制喷管是从发动机外涵道引气, STOVL 状态时, 其设计引气量占外涵进口空气流量的 63%。

## 3 整机性能数值模拟

由于没有国外带升力风扇的 STOVL 型发动机部件特性, 所以, 在现有涡扇发动机部件特性的基础上, 采用文献[2] 部件特性耦合的办法获得本文研究所需的发动机部件特性, 以进行数值研究。本文的带升力风扇变循环发动机性能数值模拟程序计算流程见图 2。

程序计算时所选的发动机控制规律为: 当  $T_4^* < 2\ 050\text{ K}$  时,  $n_2 = 0.99$ ; 当  $T_4^* \geq 2\ 050\text{ K}$  时, 限温  $T_4^* = 2\ 050\text{ K}$ 。发动机尾喷管取为缩扩型喷管, 其几何调节位置包括喉部  $A_8$  和出口  $A_9$  2 个截面。  $A_9$  的调节对发动机的热力循环和匹配不产生影响, 只控制排出气流的膨胀过程。在本文设计点取值方案下, 发动机推力的高度速度特性计算结果见图 3, 耗油率的高度速度特性计算结果见图 4。

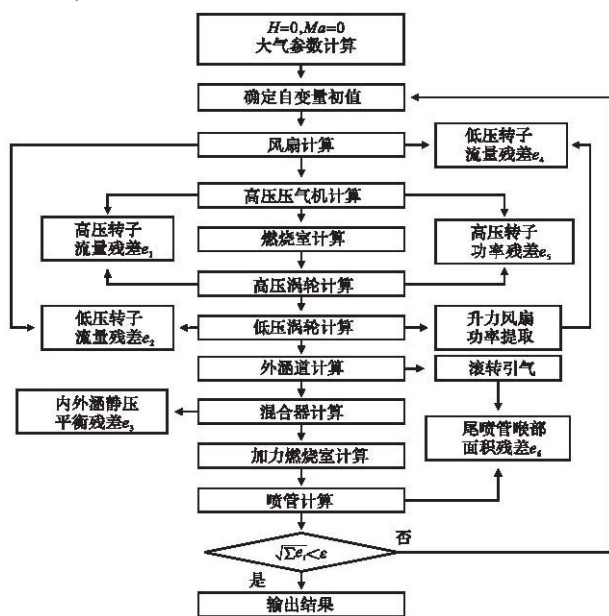


图 2 发动机性能计算流程图

Fig. 2 Calculating flow chart of the engine

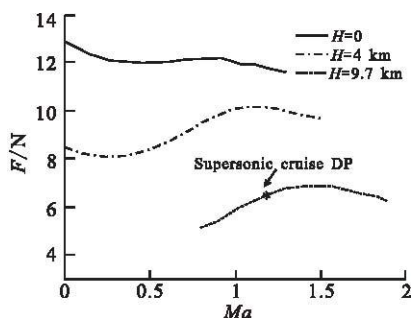


图 3 高度和速度对发动机推力的影响

Fig. 3 Affect of thrust by altitude and mach number

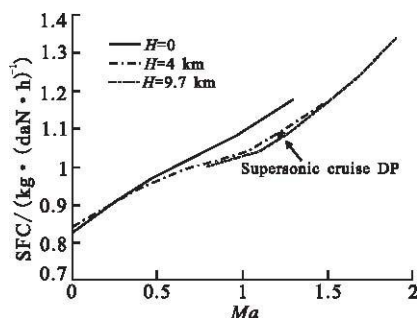


图 4 高度和速度对发动机耗油率的影响

Fig. 4 Affect of SFC by altitude and mach number

在 STOVL 状态时,为了满足升力风扇功率提取的需求,相比于常规起降工作(Conventional Take Off and Landing, CTOL)状态,低压涡轮的输出功率须有较大幅度的增加,其低压涡轮特性见图 5。

根据航空发动机原理,涡轮的等熵绝热功率可用下式表示:

$$L_T = W_g C'_p T_4^* [1 - (P_5^*/P_4^*)^{(\gamma'-1)/\gamma'}]$$

式中: $W_g$  为涡轮进口燃气流量; $C'_p$  为定压比热容; $T_4^*$  为涡轮进口总温; $P_4^*$  为涡轮进口总压; $P_5^*$  为涡轮出口总压; $\gamma'$  为绝热指数。 $C'_p$  和  $\gamma'$  的值与  $T_4^*$  有关,可近似看成常数。

增加燃油流量,可以提高  $T_4^*$ ,进而使涡轮功率增大,转子转速上升,发动机产生更大的推力,直到压气机的功率与涡轮输出功率平衡,发动机重新处于稳定工作状态。如果在增加燃油流量的同时,通过安装在发动机前面的联轴器使升力风扇与发动机低压轴连接起来,则低压涡轮因  $T_4^*$  提高而增加的功率可以用来驱动升力风扇,若低压涡轮增加的功率与驱动升力风扇所需的功率平衡,发动机低压转子转速将保持稳定。一般来说,STOVL 变循环发动机在 SSC/SLS 及 STOVL 状态下的  $T_4^*$  已是最大设计温度,无法再提高,故本文在程序中进行限温  $T_4^* \leq 2050 \text{ K}$ 。

由于高压转子的转速限制,从高压压气机特性可知,单独通过  $A_{nbl}$  变几何调节以增加最大状态的发动机内涵流量从而增大低压涡轮输出功率的效果将很有限<sup>[8]</sup>,因此,本文采取组合变几何调节方案,通过扩大尾喷管喉道面积,调小低压涡轮导向器面积和选择阀门面积,大幅提高低压涡轮落压比,较大地增加低压涡轮的输出功率,满足升力风扇的功率提取需求,实现发动机从 SLS 工作状态到 STOVL 工作状态的转换。

该发动机的变循环特征主要表现在 SLS 与 STOVL 的状态转换过程。升力风扇工作的功率,在发动机性能匹配计算中,须满足低压轴的功率平衡,即:升力风扇功率 + 低压压气机功率 = 低压涡轮功率。本文发动机从 SLS 到 STOVL 状态转换计算流程见图 6。根据所选取的设计参数,进行发动机热力循环计算,得到发动机 3 个典型工作点参数计算结果见表 1。

SSC 状态的总推力  $65.2767 \text{ kN} > 65 \text{ kN}$ ,STOVL 状态的总推力  $176.602 \text{ kN} > 175 \text{ kN}$ ,说明本文选取的设计参数可以满足该发动机的设计推力要求。从超音速巡航状态到 SLS 状态,总推力的增加主要是由发动机进气量增加引起的,而 STOVL 状态的总推力达到  $176.602 \text{ kN}$ ,是 SLS 状态的 1.36 倍,主要是由于升力风扇和滚转控制喷管参与工作后也产生推力,虽然对低压轴的功率提取和外涵道的引气使尾喷管产生的推力下降,但总推力上升。由于升力风扇参加工作,设计空气流量高达  $204 \text{ kg/s}$ ,有效增加了发动机的总涵道比,使耗油率大幅下降,而对低压轴的功率提取使低压转子的转速略有下降,发动机内涵的空气流量减少,因此,燃油流量也有所下降。与 SLS 状态相比,低压压气机的 STOVL 状态工作点向左下方移动,其增压比减小,进气流量减少,喘振裕度增加,见图 7。

在 STOVL 状态时,推进系统必须提供足够大的稳定推力,而此状态下的尾喷口气流吹向地面,产生回流,可能导致发动机吸入高温尾气,推力下降,这将对飞行安全产生重大影响。随着进气温度的升高,低压转子换算转速下降,低压压气机工作点向左下方移动,发动机进口空气流量减小,内涵流量有所下降,主燃烧室的进口总温上升,在  $T_4^*$  保持限温的情况下,主燃烧的功率下降较多,导致尾喷管推力下降较快;滚转控制喷管在其引气系数保持不变的情况下,由于其气流的总温上升,虽然流量略有下降,但其推力基本不变;升力风扇换算转速下降,其工作点也向左下方移动,增压比和流量减小,功率下降,产生的推力有所下降。进气温度对发动机 STOVL 状态推力的影响,见图 8。

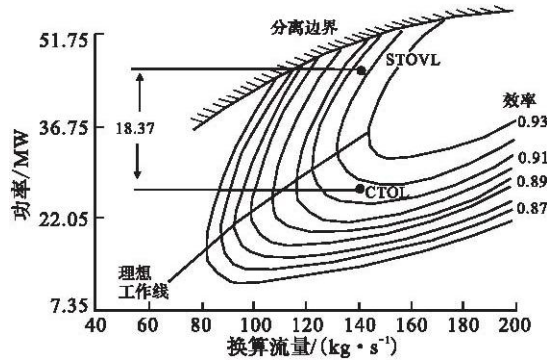


图 5 低压涡轮特性图

Fig. 5 Low pressure Turbine performance map

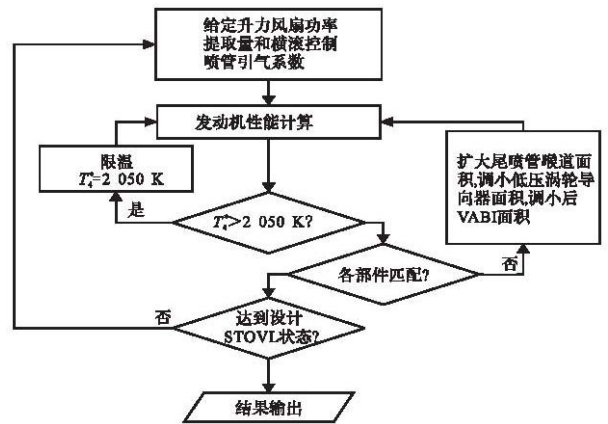


图 6 发动机状态转换计算流程图

Fig. 6 The calculating flow chart of engine state transition

表 1 3 个工作点的参数比较

Tab. 1 Comparing of three work points parameters

参数	SSC	SLS	STOVL
高度/km	9.7	0	0
马赫数	1.2	0	0
涵道比	0.55	0.546 65	3.069 30
低压压气机压比	5.22	5.247 23	4.340 18
总增压比	29.962 8	30.198 9	26.790 9
涡轮前总温 $T_4^*/K$	2 050	2 047.3	2 050
升力风扇流量/ $(kg \cdot s^{-1})$	-	-	204
升力风扇增压比	-	-	2.4
升力风扇功率/MW	-	-	18.968 7
升力风扇推力/kN	-	-	81.174 9
滚转控制喷管引气系数(%)	-	-	63
滚转控制喷管推力/kN	-	-	24.098 2
总空气流量/ $(kg \cdot s^{-1})$	95.2	145.913	341.541
总推力/kN	65.276 7	129.522	176.602
燃油流量/ $(kg \cdot s^{-1})$	1.940 3	2.976 85	2.713 04
耗油率/ $(kg \cdot (daN \cdot h)^{-1})$	1.070 07	0.827 402	0.553 048
单位推力/ $(N \cdot s \cdot kg^{-1})$	685.68	887.662	517.073
尾喷管喉道面积	1.0	1.0	1.46
低压涡轮落压比	2.348 17	2.351 27	4.338 81
低压涡轮出口总温/K	1 332.48	1 330.06	1 180.10
低压涡轮输出功率/MW	20.132 9	30.917 9	43.157 7

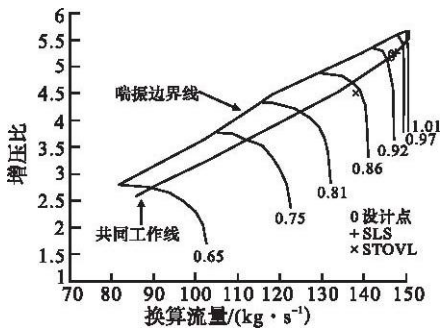


图 7 低压压气机特性图

Fig. 7 The performance map of low compressors

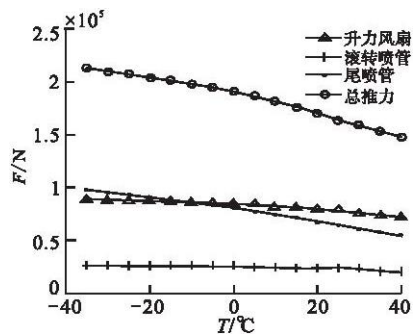


图 8 进口温度对 STOVL 状态推力的影响

Fig. 8 Affect of STOVL thrust by inlet temperature

## 4 结束语

本文采用部件特性耦合的办法获得研究所需的发动机部件特性,用求解非线性方程组的  $n+1$  点残量法确立的发动机数学模型和整机性能计算程序,有效模拟了带升力风扇的 STOVL 型变循环发动机的性能。在该发动机由 SLS 到 STOVL 状态转换过程中,采取措施以大幅增加低压涡轮的功率输出,是实现状态转换的关键。通过调整尾喷管喉道面积、低压涡轮导向器面积和选择阀门面积,组合调节 3 种几何变量,可以实现发动机从 SLS 工作状态到 STOVL 工作状态的转换。

比较 3 个典型工作点的各个参数值,分析不同工作模式下其性能的差异,说明这种变循环推进系统,通过改变发动机有效涵道比,在限制涡轮前总温和不增加发动机尺寸的情况下,大幅增加了起降状态的总推力,降低了耗油率,同时还减少了燃油流量。

**参考文献:**

- [1] 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, 2006, 32(1): 1-8.  
LIN Zuoming. The current development and future trends of fighter engines[J]. Journal of aeroengine, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)
- [2] 骆广琦. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.  
LUO Guangqi. Numerical methods for aviation gas turbine engine simulation[M]. Beijing: National defence industry press, 2007. (in Chinese)
- [3] 刘增文, 王占学. 变循环发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1310-1315.  
LIU Zengwen, WANG Zhanxue. Numerical simulation on performance of variable cycle engines[J]. Journal of aero-space power, 2010, 25(6): 1310-1315. (in Chinese)
- [4] Varelis A G. Variable cycle engine for combat STOVL aircraft [D]. Cranfield: Cranfield university, 2007.
- [5] Freese Richard A, Julio Perez. Rapid response attitude control logic for shaft-driven lift fan STOVL engine [P]. US Patent 6270037, 2001.
- [6] Yin Y, Pilidis P, Ramsden K W, et al. Assessment of variable-cycle propulsion systems for ASTOVL[J]. Aircraft engineering and aerospace technology, 2000, 72(6): 537-544.
- [7] Jose Luis Herrero, Dimitris Myzithras, Pericles Pilidis, et al. Performance of modern STOVL fighter powerplants[R]. Cranfield: Cranfield university, ISABE-2001-1128.
- [8] 李志刚. 多任务先进推进系统研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2005.  
LI Zhigang. Researching of advanced combined-mission propulsion[D]. Xi'an: Air force engineering university. (in Chinese)

(编辑: 徐敏)

## Numerical Simulation on Performance of A Variable Cycle Engine for STOVL Fighter

ZHANG Hai-ming, LUO Guang-qi, Meng Long, HU Lei, YU Jin-lu  
(Engineering Institute, Air Force Engineering University Xi'an 710038, China)

**Abstract:** The aim of this paper is the description of the performance characteristics of a powerplant intended for modern STOVL fighters. Based on a general two-shaft gas turbine performance simulation software, a variable cycle engine performance simulation software was developed with introduction of Lift fan and Roll posts modules. The cycle operating parameters were given, such as low pressure turbine nozzle area, mode selector valve area and propelling nozzle throat area. Selected supersonic cruise as designed point of the engine, determined the combination of the parameters which forming the design point of the engine. The performance characteristics of variable cycle engine with a low pressure shaft driven lift fan were calculated and analyzed on supersonic cruise Design Point, SLS and STOVL in this paper. Comparing the parameter values of SLS and STOVL points, it is actually verified that the innovative variable cycle propulsion system offers high levels of thrust augmentation, by altering the effective engine bypass ratio, offering simultaneously improved fuel consumption.

**Key words:** variable cycle engine; Short Take Off and Vertical Landing(STOVL); engine performance; numerical simulation