

短距起飞/垂直降落发动机建模技术研究

任冰涛¹, 李秋红¹, 亢 岚², 王 元¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 内蒙古科技大学 矿业与煤炭学院, 内蒙古 包头 014010)

摘 要: 参考常规双轴涡扇发动机数学模型,建立了适用于短距起飞/垂直降落(STOVL)飞机的变循环发动机部件级数学模型;通过特性外推,建立了轴驱动升力风扇数学模型;采用神经网络映射涵道总压损失的方法,建立了滚转喷管和外涵模型.根据 STOVL 发动机结构和部件变化特点,建立了稳态和动态共同工作方程.参照国外文献仿真数据进行设计点计算,并按照 Bevilaqua 提出方法开展了由常规涡轮风扇模式到悬停涡轮轴模式的过渡态仿真.仿真结果表明:建立的数学模型在悬停状态设计点和高空巡航点与国外文献数据相比误差均小于 1.5%,推力达到悬停状态要求,符合 STOVL 发动机的设计特点,验证了该建模方法的有效性.

关键词: 短距起飞/垂直降落(STOVL); 升力风扇; 过渡态仿真; 变循环发动机; 建模技术
中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Research of short take off and vertical landing engine modeling techniques

REN Bing-tao¹, LI Qiu-hong¹, KANG Lan², WANG Yuan¹

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Institute of Mining and Coal,
Inner Mongolia University of Science and Technology,
Baotou Inner Mongolia 014010, China)

Abstract: The component-level model of variable cycle engine for short take off and vertical landing (STOVL) was built based on modeling method of two-spool-turbofan engine. On the basis of characteristics extrapolation method, the shaft-driven lift fan mathematical model was built. Models of the bypass duct were built using neural network for mapping the bypass total pressure loss. According to the structure and specialty of short takeoff and vertical landing, the static and dynamic co-working equations were set up. With reference to foreign researches' simulation data, the design point was calculated. According to Bevilaqua's method, transient simulation of switching between conventional turbofan and hover turboshaft cycle was carried out. The results of numerical simulation indicate that the error of the mathematical model and foreign research data is less than 1.5%, and the thrust meets hover state requirements. Both models can offer high levels of thrust by increasing the fuel flow a little. The performance variation in simulation is consistent with the specialty of STOVL, so the modeling method of STOVL proposed is feasible.

收稿日期:2014-04-02

基金项目:航空科学基金(20110652003);江苏省优势学科资助

作者简介:任冰涛(1988-),男,内蒙古包头人,硕士生,主要从事航空发动机建模与控制律研究.

Key words: short take off and vertical landing (STOVL); lift fan;
transient simulation; variable cycle engine; modeling techniques

短距起飞/垂直降落(STOVL,下文简称短距/垂直起降)战斗机结合了固定翼和旋翼飞机的优点^[1],自问世以来就受到各航空大国的高度重视^[2-3].实现短距/垂直起降能力的关键是发动机技术,美国联合攻击战斗机计划(JSF)中的 F-35B 战斗机与普惠 F-135-PW-600 发动机的结合就是其中成功典范. F-135 采用的轴驱动升力风扇动力方案,最早由 Bevilaqua 等提出^[4].该方案为主发动机加上一个由低压轴引出的轴驱动升力风扇构成,通过在涡轮风扇与涡轮轴之间的转换来实现垂直起降^[5].

对于短距/垂直起降发动机的仿真研究,国外早已开展^[6-10],如文献[10]描述了 STOVL 变循环发动机的仿真,在 Turbomatch 燃气涡轮发动机性能计算软件基础上,通过公开的推力、耗油率等性能参数推导出设计点特性数据,开展模型建立及仿真研究工作,但并没有给出具体的建模过程及部件间共同工作方程.而国内对这方面的研究才刚刚起步^[11-12]:文献[11]在常规涡扇发动机性能模拟程序基础上单纯添加了升力风扇与滚转喷管模型,只能用于稳态计算;文献[12]中研究了如何调节变几何部件面积来实现由低压涡轮带动升力风扇,但同样只进行了稳态点仿真,并未进行发动机模式转换过程的研究.

为此,参照 F-135-PW-600 总体结构,进行气动热力学建模,根据其结构特点建立部件共同工作方程.在分析过程中忽略部件燃烧滞后及热惯性的影响,将气体在发动机中的流动按一元流动处理.所建模型与文献[10]仿真数据进行对比,验证了建模方法的有效性.

1 STOVL 发动机总体结构

短距/垂直起降发动机结构如图 1 所示^[13],其主体结构由轴驱动升力风扇、巡航发动机和滚转喷管组成.另有 3 个主要可变阀门:滚转喷管引气活门、后可调面积涵道引射器(RVABI)和低压涡轮进口导向器.该发动机有两个典型的工作状态:常规涡轮风扇模式和悬停涡轮轴模式.

在常规涡轮风扇模式下,升力风扇轴与巡航发动机低压轴断开、滚转喷管引气活门关闭,RVABI 全开,低压涡轮进口导向器面积不变,发动机状态与常规双转子涡扇发动机无异.

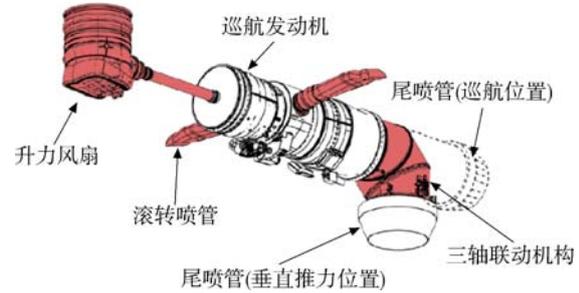


图 1 短距/垂直起降发动机结构示意图^[13]
Fig. 1 Configuration of short take off and vertical landing engine^[13]

在悬停涡轮轴模式下,RVABI 开小,低压涡轮导向器面积减小,尾喷口面积增大,提高低压涡轮落压比以增加输出功率带动升力风扇^[10].与此同时滚转喷管为飞机在悬停过程中提供横向控制^[14-15].

本文常用变量及下标命名如表 1 所示.

表 1 本文变量和下标命名规则

Table 1 Variable and subscript naming convention in this paper

变量符号	含义	下标符号	含义
π	增压比	c	换算参数
η	效率	lift	升力风扇
n	转速	fan	风扇
q_m	流量	com	压气机
T^*	总温	ht	高压涡轮
p^*	总压	lt	低压涡轮
P	功率	gz	滚转喷管
F	推力	s	静参数
H	高度		

2 STOVL 发动机特征部件模型

传统的涡扇发动机没有升力风扇部件且外涵不含几何可调部件、不引气.对于 STOVL 变循环发动机,在悬停涡轮轴模式需要升力风扇提供一部分升力,同时从外涵引气至滚转喷管提供横向控制.为了适应 STOVL 发动机的特点,需要建立升力风扇模型和外涵道模型.

2.1 升力风扇模型

升力风扇系统包括进气涵道、进出口导叶、涵

道旋转部件和排气喷管^[16]。

部件特性按照文献[10]给出的设计点 $\pi_{\text{lift}} = 2.4$, $\eta_{\text{lift}} = 0.9$, $q_{m,\text{lift}} = 204 \text{ kg/s}$, 缩放常规风扇部件特性得来。已知升力风扇相对物理转速 n_{lift} , 进口导流叶片角度、增压比 π_{lift} 、进口总温 T_{02}^* 和总压 p_{02}^* , 相对换算转速可由下列公式求出:

$$n_{\text{lift},c} = \frac{\frac{n_{\text{lift}}}{\sqrt{T_{02}^*}}}{\frac{100}{\sqrt{T_{02d}^*}}} \quad (1)$$

式中 T_{02d}^* 代表悬停设计点处升力风扇进口总温。由 $n_{\text{lift},c}$, π_{lift} 及导叶角度通过三维插值可以得到升力风扇换算流量 $q_{m,\text{lift},c}$ 和效率 η_{lift} 。比定压热容比 $c_{p02} = c_{p,a} + \frac{f}{1+f} \theta_{c_p}$, 其中 f 燃料流量与空气流量之比, $c_{p,a}$ 和 θ_{c_p} 为温度 T_{02}^* 的函数^[17], 绝热指数 $\kappa_{02} = \frac{c_{p02}}{c_{p02} - R}$ 其中 R 为气体常数。升力风扇实际流量 $q_{m,\text{lift}}$ 、出口总温 T_{03}^* 、总压 p_{03}^* 和消耗功率 P_{lift} 可由下列公式求出:

$$q_{m,\text{lift}} = q_{m,\text{lift},c} p_{02}^* / \sqrt{T_{02}^*} \quad (2)$$

$$T_{03}^* = T_{02}^* [1 + (\pi_{\text{lift}}^{\kappa_{02}-1} / \kappa_{02} - 1) / \eta_{\text{lift}}] \quad (3)$$

$$p_{03}^* = p_{02}^* \pi_{\text{lift}} \quad (4)$$

$$P_{\text{lift}} = c_{p02} q_{m02} (T_{03}^* - T_{02}^*) \quad (5)$$

由于在垂直起降过渡态时,正在起动的升力风扇处于慢车以下低转速区,而原有风扇特性数据中没有起动车特性故而按照文献[18]方法进行特性线外推。

外推后的流量压比特性如图 2 所示,其中 0.45 为特性已知的最低换算转速。

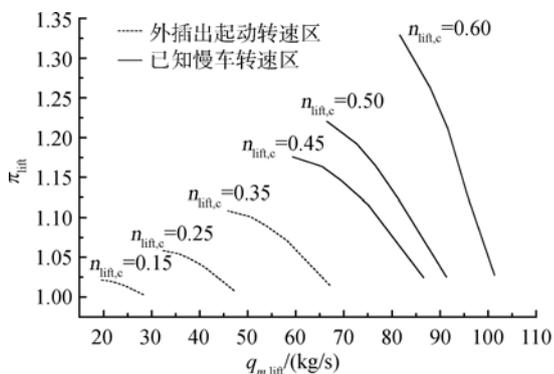


Fig. 2 Flow rate and pressure ratio characteristics of lift fan

由 T_{03}^* 得到比定压热容比 c_{p03} 和等熵指数 κ_{03} , 计算升力风扇喷口马赫数和喷口气流速度为

$$Ma_{\text{lift}} = \sqrt{\left[\left(\frac{p_{03}^*}{p_{s0}} \right)^{\frac{\kappa_{03}-1}{\kappa_{03}}} - 1 \right] \frac{2}{\kappa_{03} - 1}} \quad (6)$$

$$V = \sqrt{2 c_{p03} T_{03}^* \frac{\kappa_{03} - 1}{\kappa_{03} + 1} (Ma_{\text{lift}}^2)} \quad (7)$$

式中 p_{s0} 为大气压力, 进出口质量流量不变, 则升力风扇推力公式为

$$F_{\text{lift}} = q_{m,\text{lift}} V - q_{m,\text{lift}} V_0 + (p_{s3} - p_{s0}) A_{\text{lift}} \quad (8)$$

式中 V_0 为飞行速度, A_{lift} 为升力风扇喷口面积。

2.2 外涵道模型

STOVL 发动机外涵结构由固定涵道、引气活门、滚转喷管及 RVABI 涵道组成, 如图 3 所示。

图 3 中 1 截面为进气道入口, 22 截面为风扇入口, 13 截面至 14 截面为固定涵道, 在 14 截面处有引气活门, 14 截面至 15 截面为滚转喷管, 14 到 16 截面为 RVABI 涵道, 25 截面为压气机入口, 3 截面为燃烧室入口, 41 截面为高压涡轮入口, 45 截面为低压涡轮出口, 7 截面为加力燃烧室入口, 8 截面为尾喷管喉道。气流首先进入固定涵道, 引气活门打开时一部分气流进入滚转喷管, 另一部分进入 RVABI 涵道与低压涡轮出口气流掺混, 最终排向大气。

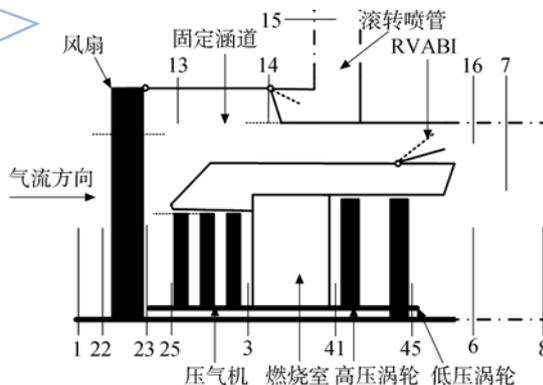


图 3 外涵道结构示意图

Fig. 3 Configuration of bypass duct

2.2.1 滚转喷管

固定外涵道流量、总温和总压恢复系数, 与常规模型相同, 不再赘述。

滚转喷管主要在悬停涡轮轴模式中使用, 在该模式设计点引气活门全开, 从外涵道引 63% 的空气流量为悬停提供必要的控制, 出口流量 q_{m15} 、出口截面总压 p_{15}^* 可由下列公式求出:

$$q_{m14} = q_{m13} C_{14} \quad (9)$$

$$p_{15}^* = \sigma_{15} p_{14}^* \quad (10)$$

式中 c_{14} 滚转喷管引气量, σ_{15} 表征涵道内总压损失系数, 与引气活门开口面积比 α_{15} 相关, 可表征活门变化对涵道内总压损失系数的影响。

滚转喷管涵道部分与常规涵道最大区别在于入口面积可变, 为了便于分析, 将其简化成开口面积可变的二维通道。利用软件 Gambit 建立活门开度为 $\alpha_{15, i} = 0.1(1+i)$, $i=0, 1, 2, \dots, 8$ 的 9 个涵道二维流场模型。经过多次测试发现, 总压损失系数 σ_{15} 只与 α_{15} 、进口截面总压 p_i^* 和动压 p_{di} 有关。故对每个活门开度下设置流场边界条件为: 进口总压(单位 kPa) $p_i^* = 10(20 + 0.3i)$, ($i=0, 1, 2, \dots, 6$), 每个总压下选取动压(单位 kPa) $p_{di} = 10(1+i)$, ($i=0, 1, 2, \dots, 6$)。运用流体力学计算软件 Fluent 计算进总压恢复系数, 共得到 441 组数据, 基本涵盖了滚转喷管可能出现的所有压力情况。以 $p_{di} = 20$ kPa 为例, σ_{15} 与 p_i^* 及 α_{15} 的关系如图 4 所示。图中的曲面表明在动压一定时, 总压恢复系数和总压、活门开度呈非线性关系。考虑动压也会发生变化的情况, 则输入和输出之间的非线性会更强。故本文采用 3 层 BP 神经网络来获得从 σ_{15} 、 p_i^* 、 p_{di} 到 α_{15} 的非线性映射关系。

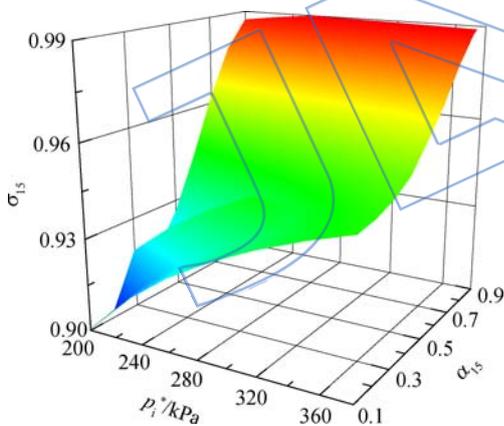


图 4 α_{15} 、 p_i^* 和 σ_{15} 的关系

Fig. 4 Relation of α_{15} 、 p_i^* and σ_{15}

选取 α_{15} 、 p_i^* 及 p_{di} 为输入层神经元, σ_{15} 为输出层神经元, 隐含层神经元选取 9 个, 隐含层激励函数为 $f_1(x) = \frac{2}{1+e^{-2x}} - 1$, 输出层激励函数为 $f_2(x) = x$, 对其函数关系进行智能映射。以 $\alpha_{15} = 0.1 + 0.2i$, $i=0, 1, \dots, 5$ 情况下获得的数据为训练样本, 以 $\alpha_{15} = 0.2 + 0.2i$, $i=0, 1, 2, 3$ 情况下获得的数据为测试样本。仿真结果表明, 训练和测试相对误差均小于 0.0025, 满足精度要求。

因此, σ_{15} 可由式(11)得到, 其中 $f(\cdot)$ 为神经

网络映射函数。

$$\sigma_{15} = f(\alpha_{15}, p_i^*, p_{di}) \quad (11)$$

滚转喷管推力计算由式(6)~式(8)得出。

2.2.2 RVABI 涵道

RVABI 涵道处于整个外涵道的出口处, 由于忽略燃烧滞后及热惯性的影响, RVABI 涵道出口气流总温不变, 已知 16 截面面积 A_{16} , RVABI 实际开口面积 A_{rvabi} , 则出口气流流量 q_{m16} 、总压 p_{16}^* 、静压 p_{s16} 可由下列公式求出:

$$q_{m16} = q_{m13} - q_{m14} \quad (12)$$

$$p_{16}^* = \sigma_{rvabi} p_{14}^* \quad (13)$$

$$p_{s16} = p_{16}^* \left[1 - \frac{\kappa_{16} - 1}{\kappa_{16} + 1} \lambda_{16}^2 \right]^{\frac{\kappa_{16}}{\kappa_{16} - 1}} \quad (14)$$

式中 σ_{rvabi} 表征 RVABI 造成的涵道内总压损失系数, 与 RVABI 开口面积比 α_{rvabi} 相关, 求取方法与 σ_{15} 相同。

3 STOVL 部件共同工作方程

STOVL 发动机相比常规涡扇发动机增加了升力风扇和滚转喷管, 共同工作方程应能满足常规涡扇和悬停涡轴两种工作模式的需要。因此对初猜值和共同工作方程选取如下。

3.1 初猜值选取

在设计点处, 已知飞行条件、主燃油流量、尾喷口面积, 选取稳态共同工作方程 8 个猜值为: 低压转子相对转速 n_{ltc} 、高压转子相对转速 n_{htc} 、升力风扇压比系数 z_{lift} 、风扇压比系数 z_f 、压气机压比系数 z_c 、高压涡轮进口换算流量 $q_{m,41c}$ 、低压涡轮进口换算流量 $q_{m,45c}$ 、滚转喷管引气量 c_{14} 。其中压比系数含义为: 当前压比与堵塞边界压比之差, 与喘振边界压比与堵塞边界压比之差的比。 n_{lift} 在常规模式中为零; 在悬停模式中等于低压轴转速; 在模式转换的过渡态中, 两个转速在低转速区啮合与断开。

3.2 稳态共同工作方程

根据发动机工作过程中需满足的流量连续、压力平衡及功率平衡条件进行分析, 选择如下 8 个稳态共同工作方程。

1) 低压转子功率平衡方程

$$(P_{lift} + P_{fan}) / (P_{lt} \eta_{lt}) - 1 = \epsilon_1 \quad (15)$$

2) 高压转子功率平衡方程

$$(P_{com} + P_{ex}) / (P_{ht} \eta_{ht}) - 1 = \epsilon_2 \quad (16)$$

式中 P_{ex} 代表高压涡轮抽功量。

3) 低压涡轮出口流量连续方程

$$(W_{45c} - q_{m,45c})/q_{m,45c} = \epsilon_3 \quad (17)$$

式中 W_{45c} 代表由低压涡轮特性曲线计算出的低压涡轮换算流量。

4) 高压涡轮进口流量连续方程

$$(W_{41c} - q_{m,41c})/q_{m,41c} = \epsilon_4 \quad (18)$$

5) 内、外涵出口静压平衡方程

$$(p_{s16} - p_{s6})/p_{s6} = \epsilon_5 \quad (19)$$

6) 尾喷管喉道总压平衡方程

$$(p_{c8}^* - p_8^*)/p_8^* = \epsilon_6 \quad (20)$$

式中 p_{c8}^* 代表由流量公式计算得出的总压。

7) 升力风扇尾喷口总压平衡方程

$$(p_{c03}^* - p_{03}^*)/p_{03}^* = \epsilon_7 \quad (21)$$

8) 滚转喷口总压平衡方程

$$(p_{c15}^* - p_{15}^*)/p_{15}^* = \epsilon_8 \quad (22)$$

3.3 动态共同工作方程

在动态工作过程中发动机偏差功率产生转加速度,转加速度的大小由下列转子动力学计算公式得出:

$$\frac{dn_{lt}}{dt} = \frac{P_{lt} \eta_{lt} - P_{fan} - P_{lift}}{n_{lt} J_1 \left(\frac{\pi}{30}\right)^2} \quad (23)$$

$$\frac{dn_{ht}}{dt} = \frac{P_{ht} \eta_{ht} - P_{ex} - P_{com}}{n_{ht} J_2 \left(\frac{\pi}{30}\right)^2} \quad (24)$$

式中 J_1, J_2 分别代表低压轴和高压轴的转动惯量.同时各截面的流量连续和压力平衡仍然满足,因此动态共同工作方程由式(17)~式(22)6个平衡方程及式(23)和式(24)两个转子动力学方程构成。

4 STOVL 模型仿真研究

4.1 设计点计算

STOVL 发动机常规模式与悬停模式存在较大的几何变化,需要分别计算两个模式下的设计点.本文基于实验室某型涡扇发动机部件级数学模型,参考文献[10]给出的数值仿真结果,首先在常规涡扇模式下选取设计点参数.由于两个模式的转换多是在地面进行,故将文献中的高空巡航点数据为作为非设计点,选取地面点为常规模式设计点。

应用遗传算法对原部件特性和各总压恢复系数进行修正,使得模型在高度为 9.7 km 马赫数为 1.2 处数据与文献[10]的仿真数据尽量一致.待优化参数除 12 个部件特性参数外,还有各个管道式部件总压恢复系数.目标参数为两个轴的换算

转速, $q_{m, fan}, \pi_{fan}, \pi_{com}$ 、涡轮前燃气总温 T_{41}^* 、涵道比 R_{bp} 、4 个部件的等熵效率 η 和发动机推力 F , 共 12 个值.迭代平衡后设计点值如表 2 所示,表中变量按照表 1 规则命名, R_{sc} 为耗油率, W_{fb} 为燃油流量, F_s 为单位推力, A_8 为尾喷管喉部面积。

表 2 常规模式设计点参数

Table 2 Design parameters of normal mode

参数	设计点数据	参数	设计点数据
R_{bp}	0.548	π_{lt}	2.21
$q_{m, fan}/(\text{kg/s})$	148.66	η_{lt}	0.90
π_{fan}	5.24	T_{41}^*/K	2200
η_{fan}	0.84	α_{rvabi}	1
π_{com}	5.75	c_{l4}	0
η_{com}	0.86	$W_{fb}/(\text{kg/s})$	3
π_{ht}	2.57	$A_8/(\text{m}^2)$	0.374
η_{ht}	0.88		

在悬停模式设计点下,假设涡轮前燃气总温、转子转速与主发动机风扇进口流量不变,且除外涵道以外各截面总压恢复系数不变.与常规设计点求取相同,以主发动机推力 F 、升力风扇推力 F_{lift} 、滚转喷管推力 F_{gz} 和单位推力 F_s 为目标参数,迭代求解 12 个部件特性参数,得到悬停模式下的设计点参数值,与文献[10]仿真数据对比如表 3 所示.为了模式转换过程中模型迭代收敛,升力风扇部件效率参考原双轴发动机风扇效率,巡航发动机 4 个部件效率选择与常规模式设计点相同的值。

表 3 悬停模式设计点参数

Table 3 Design parameters of hover mode

参数	STOVL 模型	文献[10]数值
R_{bp}	0.662	
$q_{m, lift}/(\text{kg/s})$	204	204
π_{lift}	2.4	2.4
η_{lift}	0.9	
$q_{m, fan}/(\text{kg/s})$	148.66	142
π_{fan}	4.33	
η_{fan}	0.84	
π_{com}	6	
η_{com}	0.86	
π_{ht}	2.48	

续表

参数	STOVL 模型	文献[10]数值
η_{ht}	0.88	
π_{ht}	3.67	
η_t	0.90	
T_{41}^*/K	2200	
α_{rvabi}	0.2	
c_{14}	0.63	0.63
$W_{fb}/(kg/s)$	2.91	2.91
A_8/m^2	0.538	
F/N	78100	78100
F_{lift}/N	81079.7	81100
F_{gz}/N	17880	17880
F_s/N	502.066	508
$R_{sfc}/(mg/(N \cdot s))$	16.435	16.7
P_{lift}/MW	18.643	18.65

表4 高空巡航点参数对比

Table 4 Comparison of cruising design parameters

参数	STOVL 模型	文献[10]数值
R_{bp}	0.55	0.55
$q_{m, fan}/kg$	95.2	95.2
π_{fan}	5.22	5.22
η_{fan}	0.84	0.84
π_{com}	5.74	5.74
η_{com}	0.86	0.86
η_{ht}	0.88	0.88
η_t	0.90	0.90
T_{41}^*/K	2200	2200
$Q_{cool}/\%$	25	25
$W_{fb}/(kg/s)$	1.932	1.93
F/N	65000	65000
F_s/N	682.773	682
$R_{sfc}/(mg/(N \cdot s))$	29.73	29.78

4.2 数值仿真

为验证建模方法的有效性,便于与国外的研究结果进行对比,本文分别在常规状态和过渡态分别开展仿真验证.

4.2.1 常规状态验证

在常规模式下高度为 9.7 km, 马赫数为 1.2 点与文献[10]开展对比如表 4 所示,表中 Q_{cool} 为冷却气流引气比例. 引气活门关闭、 α_{rvabi} 与 A_8 开环给定,对 n_{ht} 采用单变量闭环控制,则发动机推力、耗油率随飞行高度和马赫数变化趋势与文献[10]数据对比如图 5 和图 6 所示. 如图可见,两者的变化趋势基本一致,验证了本文建模方法的有效性. 值得指出的是,文献[10]未给出仿真时各可调变量的状态,本文在仿真中通过燃油调节维持 η_{ht} 在 100%, A_8 随高度增加从 0.45 m² 线性递减到 0.35 m², α_{rvabi} 随高度增加从 0.9 线性递增到 1.

4.2.2 短距/垂直起降过渡态验证

短距/垂直起降过渡过程即常规模式向悬停模式转换的过程采用单变量控制 n_{ht} , α_{rvabi} 和 A_8 由常规设计点值线性变化至悬停设计点值. 按照文献[19]方法,由低压轴带动升力风扇的过程分为两个步骤: 第 1 步,先将低压转子控制在 5000 r/min 的慢车状态,0.5 s 时开始通过离合器带转升力风扇轴,此时低压轴转速有轻微的下落,3 s 左右升力风扇转速与低压轴转速同步并产生机械

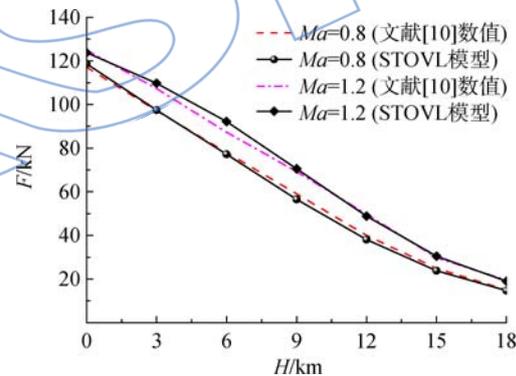


图5 巡航发动机推力随高度的变化

Fig. 5 Changes of flight altitude on thrust of the cruise engine

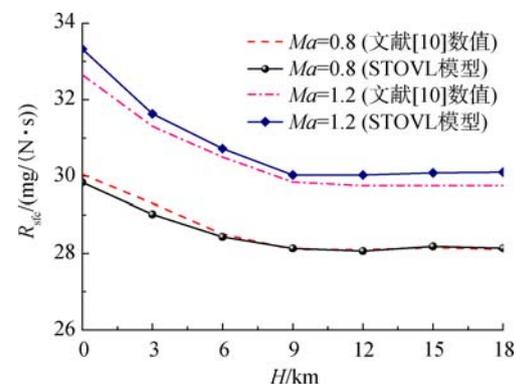


图6 巡航发动机耗油率随高度的变化

Fig. 6 Changes of flight altitude on specific fuel consumption of the cruise engine

锁定,满足 2 s 左右启动升力风扇^[14]的要求;第 2 步,从 6.5 s 到 12 s 达到最大转速 8 500 r/min,此时 $F=78.1\text{ kN}$, $F_{\text{lift}}=81.1\text{ kN}$, $F_{\text{gz}}=17.88\text{ kN}$,产生推力大于 174.768 kN 的悬停需求推力.转换过程转速和推力变化如图 7 和图 8 所示.

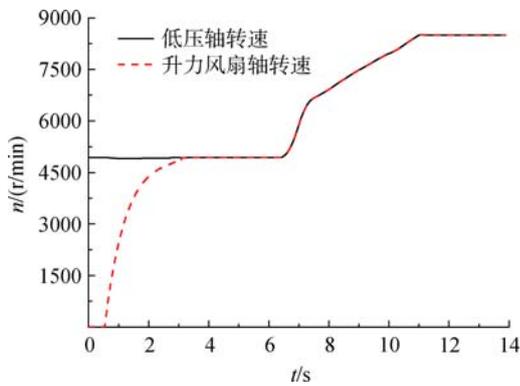


图 7 模式转换过程转速变化

Fig. 7 Changes of speed in mode conversion

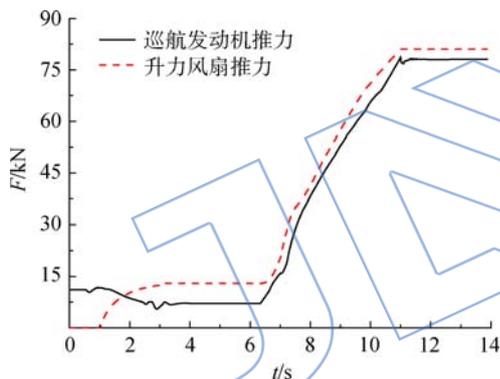


图 8 模式转换过程推力变化

Fig. 8 Changes of thrust in mode conversion

5 结 论

本文基于常规双转子涡扇发动机模型,开展适用于短距起飞/垂直降落的变循环发动机建模技术研究.综合考虑常规涡扇和悬停涡轴两种循环模式,建立了升力风扇、外涵道数学模型.稳态采用 8 个平衡方程,动态采用 6 个平衡方程及 2 个转子动力学方程.所建模型与文献[10]的仿真数据开展了对比,悬停设计点和高空巡航点各项数据精度误差均小于 1.5%,推力、耗油率随高度、马赫数的变化趋势与文献[10]数据一致,验证了建模方法的有效性.最后,进行了由常规到悬停的过渡态模拟,结果表明按照文献[19]转换方法,所建模型可以平稳过渡到悬停状态,且推力大于

悬停升力要求,可以实现垂直起降.

参考文献:

- [1] Sellers J F, Szuch J R. Control of turbofan lift engines for VTOL aircraft[R]. NASA-TM X-68175, 1973.
- [2] 叶代勇, 滕健, 郭捷, 等. 短距起飞/垂直降落战斗机发动机发展及关键技术分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(1): 74-78.
YE Daiyong, TENG Jian, GUO Jie, et al. Analysis of development and key technique for short takeoff and vertical landing (STOVL) fighter engine[J]. Aeroengine, 2013, 39(1): 74-78. (in Chinese)
- [3] Biesiadny T J, Mcardle J G, Esker B S. Overview of STOVL aircraft propulsion research oftakes and vertical lift systems[R]. AIAA 93-4865, 1993.
- [4] Bevilaqua P, Eshleman J, Falabella D, et al. ASTOVL aircraft technology demonstration program [J]. Lockheed Martin Skunk Works Report TR-96-1, 1996.
- [5] Zygmunt J P. Lift fan technology studies[R]. NASA Report CR-761, 1967.
- [6] Drummond C K, Ouzts P J. Real-time simulation of an F110/STOVL turbofan engine [R]. NASA-TM-89-102409, 1989.
- [7] Yin J, 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.
- [8] Wood A, Pilidis P. A variable cycle jet engine for ASTOVL aircraft[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1997, 69(6): 534-539.
- [9] Platt J T, Aerodrome W. Development of STOVL combat aircraft[J]. AIAA 91-3183, 1991.
- [10] Varelis A G. Variable cycle engine for combat STOVL aircraft[D]. Cranfield, UK: Cranfield University, 2007.
- [11] 张海明, 骆广琦, 孟龙, 等. STOVL 型战斗机变循环发动机性能数值模拟[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2012, 12(6): 13-17.
ZHANG Haiming, LUO Guangqi, Meng Long, et al. Numerical simulation on performance of a variable cycle engine for STOVL fighter[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2012, 12(6): 13-17. (in Chinese)
- [12] 刘帅, 王占学, 蔡元虎, 等. 升力风扇和涡扇发动机组合动力系统性能模拟与分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1095-1100.
LIU Shuai, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu, et al. Simulation and analysis of performance for combination of lift fan and turbofan engine power system[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1095-1100. (in Chinese)
- [13] Maddock I A, Hirschberg M J. The quest for stable jet borne vertical lift: ASTOVL to F-35 STOVL[R]. AIAA-2011-6999, 2011.
- [14] 方昌德. 航空发动机的发展研究[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.

- [15] Bevilaqua P. Future applications of the JSF variable propulsion cycle[R]. AIAA-2003-2614, 2003.
- [16] 郑志成, 周洲, 昌敏, 等. 升力风扇垂直起降飞机阻力特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(1): 6-10.
ZHENG Zhicheng, ZHOU Zhou, CHANG Min, et al. Analyzing drag characteristics to obtain effective guidelines for configuration design of lift-fan VTOL [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(1): 6-10. (in Chinese)
- [17] 范作民, 傅巽权. 热力过程计算与燃气表[M]. 北京: 国防工业出版社, 1987.
- [18] 周文祥, 黄金泉. 涡扇发动机高空起动模型研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1384-1390.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Research on the start-up model of turbofan engine at high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1384-1390. (in Chinese)
- [19] Bevilaqua P. The shaft driven lift fan propulsion system for the joint strike fighter[R]. Virginia: the American Helicopter Society 53rd Annual Forum, 1997.

(编辑: 叶青)

JALSP