

低压转子分出功率对高空长航时 无人机发动机的影响

梁振欣, 田程建, 王召广

(中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 建立了高空长航时无人机发动机性能计算模型,引入雷诺数对发动机部件性能影响的修正,编制了相应的计算程序.计算分析了不同类型的中小推力涡扇发动机在高空条件下低压转子分出功率对发动机和核心机状态的影响,以及高/低压转子同时分出功率对发动机的影响,并对分出功率在高、低压转子的分配比例进行了分析.结果表明:在高空条件下,与高压转子分出功率相比,低压转子分出功率能明显改善无增压级涡扇发动机的风扇/压气机喘振裕度和带增压级涡扇发动机的增压级喘振裕度,能在保证发动机稳定工作的前提下,大幅度提高无增压级涡扇发动机的高空分出功率能力,有效提高带增压级涡扇发动机的高空分出功率能力,此外,低压转子分出功率可使核心机的转速、换算流量、增压比提高9%~14.8%,能有效地挖掘核心机的潜力.

关 键 词: 涡扇发动机; 低压转子分出功率; 核心机; 中小推力; 高空长航时无人机

中图分类号: V235.113

文献标志码: A

Effects on extracting power from low-pressure spool on HALE UAV engine

LIANG Zhen-xin, TIAN Cheng-jian, WANG Zhao-guang

(China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: The mathematical models of high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicles (HALE UAV) engines with the corrected method of Reynolds number for engine components characteristics were built, and the corresponding programs were developed. The effects of extracting power from low-pressure spool on different small and medium thrust turbofans engine and the core engine, as well as the effects of extracting power from two spools on the engine were calculated and analyzed under high-altitude flight condition; the proper proportion of power extraction between different spools was analyzed. It is shown from the computation results that compared with extracting power from high-pressure spool under high-altitude flight condition, extracting power from low-pressure spool can observably improve the fan/compressor surge margins for turbofan without booster and the booster surge margins for turbofan engine with booster, remarkably increase the power extraction of turbofan without/with booster on the premise of maintaining engine operation stability; also this can realize a 9% to 14.8% improvement in spool speed, correlated mass flow and pressure ratio of the core engine for developing potential of the core engine.

Key words: turbofan engine; extracting power from low-pressure spool;

收稿日期: 2014-08-20

作者简介: 梁振欣(1984—),男,广东梅县人,工程师,硕士,主要从事发动机总体性能研究.

core engine; small and medium thrust;
high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicles (HALE UAV)

高空长航时无人机一般是指飞行高度大于 18 km, 连续飞行时间大于 24 h 的无人机^[1], 主要用于执行战略/战役侦察任务, 并可扩展到执行多种打击任务. 为满足高空长航时的要求, 发动机一般采用尾喷管不可调的中小推力混排涡扇发动机^[2]. 随着高空长航时无人机的发展和机载设备对电功率需求的不断增大, 要求发动机拓宽工作包线和增强分出功率能力^[3], 而随着飞行高度的增加, 涡轮发出的功降低, 发动机分出功率能力下降. 对于中小推力发动机, 在高空状态工作时, 由于涡轮发出的功率小, 在不影响或较少影响发动机稳定工作的条件下, 单从高压转子难于提供足够的分出功率来传动附件, 而这极大地限制了发动机所驱动的高空长航时无人机的使用范围和使用性能. 同时, 为缩短研制周期、减少研制成本、降低研制风险, 国外高空长航时飞行器用发动机通常采用在成熟发动机基础上改进低压部件的发展途径来研制发动机 (如“全球鹰”无人机的 AE3007H 发动机^[4-6]、P&WC 公司和 NASA 等联合开展的 PW545 发动机^[7]), 且为保证发动机的市场竞争力, 在发动机设计之初便对核心机预留了较大的工作裕度, 因此核心机的性能具有一定的提高潜力. 为解决高空长航时无人机发动机高空分出功率能力不足的问题, 同时挖掘核心机的潜力, 本文进行了低压转子分出功率对高空长航时无人机发动机的影响分析. 分析结果表明, 在高空条件下, 低压转子分出功率能在保证发动机稳定工作的前提下, 有效地挖掘核心机的潜力, 提高中小推力发动机的高空分出功率能力, 改善发动机的高空稳定裕度, 进而提高高空长航时飞行器的使用范围和使用性能.

1 中小推力涡扇发动机性能计算模型

发动机性能计算模型在国内外均有较深入的研究^[8-12], 由于文章篇幅有限, 现仅对基于部件法的无增压级的双轴混排涡扇发动机和带增压级的双轴混排涡扇发动机的计算模型进行介绍. 文中把无增压级的双轴混排涡扇发动机称为 A 类发动机, 把带增压级的双轴混排涡扇发动机称为 B 类发动机.

发动机必须保持各部件之间的流量连续、功

率平衡、压力平衡等一系列共同工作条件. 本文所述不同类型的涡扇发动机对应的共同工作条件如表 1 所示.

表 1 不同类型的涡扇发动机对应的共同工作条件
Table 1 Cooperating conditions of different type of turbofan engines

共同工作条件	A 类 发动机	B 类 发动机
高压压气机与高压涡轮流量平衡	●	●
高压压气机与高压涡轮功率平衡	●	●
风扇与低压涡轮流量平衡	●	●
混合器进口内/外涵静压平衡	●	●
混合器出口与尾喷管喉部流量平衡	●	●
风扇与低压涡轮功率平衡	●	
风扇/增压级与低压涡轮功率平衡		●
增压级与高压压气机流量平衡		●

由上述共同工作条件, 可以得到描述发动机部件共同工作的多元非线性方程组

$$\mathbf{E} = \mathbf{E}\mathbf{X} \quad (1)$$

函数 $\mathbf{E}$ 是前述平衡条件的误差方程, 而自变量 $\mathbf{X}$ 由发动机控制规律决定. 在高空工作时, 发动机转差率减小, 如果采用高压转子物理转速 $n_h = \text{const}$ 的控制规律, 则低压转子物理转速或换算转速容易超限, 因此本文采用低压转子物理转速 $n_l = \text{const}$ 的控制规律. 不同类型的涡扇发动机对应的自变量 $\mathbf{X}$ 如表 2 所示.

表 2 不同类型的涡扇发动机对应的自变量
Table 2 Independent variables of different type of turbofan engines

自变量 $\mathbf{X}$	A 类发动机	B 类发动机
高压压气机压比比	●	●
主燃烧室出口总温	●	●
高压涡轮换算流量	●	●
低压涡轮换算流量	●	●
高压转子物理转速	●	●
风扇压比比	●	●
增压级压比比		●

确定自变量 $\mathbf{X}$ 后, 从发动机远前方来流至发

动机尾喷管出口进行气动热力计算,得到非线性方程组,采用合适的迭代方法(例如牛顿-辛普森法)求解非线性方程组,算法收敛后,即可确定发动机各截面的重要参数和推力 F 与耗油率 S_{fc} 。

作为高空长航时用发动机还必须考虑雷诺数对发动机部件性能的影响^[13-17],为此本文采用文献[18]中的经验公式进行低雷诺数下发动机部件性能修正,此处不作赘述。

2 算例与分析

2.1 不同转子分出功率对中小推力涡扇发动机的影响机理分析

采用等低压转子物理转速控制规律:

1) 在高压转子分出功率时,高压涡轮将无法提供足够的能量来维持高压压气机的状态,使得高压转子物理转速和换算转速以及低压涡轮进口总能量下降,为使低压转子物理转速维持不变,必须增大供油量以增加高/低压涡轮前总温,虽然高压涡轮前总温的增加有助于提高高压涡轮功,但是由于高压涡轮效率随高压换算转速的减小而减小,导致高压涡轮仍无法提供足够的能量来维持高压压气机的状态,使得高压转子转速、增压比、流量减小,即核心机状态降低,此时由于高压压气机增压比的减小和高压涡轮前总温的增大,使得高压涡轮导叶喉部出现热节流,相当于高压压气机后面的节流阀关小,致使高压压气机的工作点逼近喘振边界,使得高压压气机的喘振裕度减小。

2) 在低压转子分出功率时,为使低压转子物理转速维持不变,必须增大供油量以提高低压涡轮功,而供油量的增大将使得高压转子转速、增压比、流量和高压涡轮前总温增大,即核心机状态提高,此时高压压气机增压比和高压涡轮前总温均增大,高压涡轮前总温增大将使高压涡轮导叶喉部出现热节流,致使高压压气机的工作点逼近喘振边界,而高压压气机增压比升高将使高压涡轮进口总压增大,使高压涡轮导叶喉部的流通能力增强,相当于高压压气机后面的节流阀开大,致使高压压气机的工作点远离喘振边界,使得高压压气机的喘振裕度增大。因此高压压气机的喘振裕度取决于发动机增压比和高压涡轮前总温的共同作用。

2.2 低压转子分出功率对不同类型涡扇发动机的影响分析

为进一步研究低压转子分出功率对不同类型和不同涵道比涡扇发动机的影响,根据高空长航

时无人机发动机的工作特点,本文选取了总增压比为 20、涡轮前总温为 1400 K、地面最大状态推力为 20 kN 和 40 kN、涵道比为 2 和 5 的发动机进行对比分析。飞行条件为高度 18 km,马赫数为 0.6,发动机非设计点计算时部件特性图采用通用特性图,控制规律为等低压转子物理转速控制规律。相同分出功率条件下,高/低压转子分出功率对不同类型涡扇发动机的影响如表 3 和表 4 所示。(表中:符号 Δ 为变化量, $\Delta = [(\text{分出功率后参数} - \text{分出功率前参数}) / \text{分出功率前参数}] \times 100\%$, n_h 为高压转子物理转速, W_{acc} 为核心机进口换算流量, π_c 为压气机增压比, π_{th} 为高压涡轮落压比, π_{tl} 为低压涡轮落压比, T_{t4} 为高压涡轮前总温, S_{mct} 为风扇喘振裕度, S_{mcb} 为增压级喘振裕度, S_{mcc} 为压气机喘振裕度)

表 3 高/低压转子分出功率对 A 类发动机的影响
(总分出功率 40 kW)

Table 3 Effect of extracting power from different spools on the A type of engine (total power is 40 kW)

涵道比		2	2	5	5
地面推力/kN		20	40	20	40
高压转子 分出功率 40 kW	$\Delta n_h / \%$	-3.9	-2.1	-4.9	-2.6
	$\Delta W_{acc} / \%$	-5.7	-2.7	-8.6	-4.2
	$\Delta \pi_c / \%$	-2.9	-1.4	-4.4	-2.2
	$\Delta \pi_{th} / \%$	-0.8	-0.4	-1.0	-0.5
	$\Delta \pi_{tl} / \%$	-1.7	-0.8	-1.8	-0.9
	$\Delta F / \%$	4.9	2.2	7.7	3.6
	$\Delta S_c / \%$	6.7	3.2	6.4	3.1
	$\Delta T_{t4} / \%$	7.0	3.1	10.2	4.6
	$\Delta S_{mcf} / \%$	-16.7	-7.7	-11.8	-5.8
	$\Delta S_{mcc} / \%$	-29.4	-20.1	-25.1	-11.4
低压转子 分出功率 40 kW	$\Delta n_h / \%$	3.5	1.7	3.3	1.6
	$\Delta W_{acc} / \%$	2.9	1.5	3.8	2.0
	$\Delta \pi_c / \%$	5.0	2.5	5.8	2.9
	$\Delta \pi_{th} / \%$	0.3	0.1	0.2	0.1
	$\Delta \pi_{tl} / \%$	3.1	1.6	3.2	1.6
	$\Delta F / \%$	4.5	2.2	2.0	0.8
	$\Delta S_c / \%$	6.0	3.0	6.6	3.3
	$\Delta T_{t4} / \%$	4.3	2.0	3.6	1.7
	$\Delta S_{mcf} / \%$	-9.2	-4.4	5.0	2.7
	$\Delta S_{mcc} / \%$	7.3	5.1	0.5	-6.5

表4 高/低压转子分出功率对B类发动机的影响
(总分出功率40 kW)

Table 4 Effect of extracting power from different spools on the B type of engine
(total power is 40 kW)

涵道比		2	2	5	5
地面推力/kN		20	40	20	40
高压转子 分出功率 40 kW	$\Delta n_h / \%$	-6.4	-3.1	-4.5	-2.9
	$\Delta W_{acc} / \%$	-7.1	-2.8	-15.8	-8.7
	$\Delta \pi_c / \%$	-7.1	-2.9	-14.9	-8.5
	$\Delta \pi_{th} / \%$	-0.7	-0.3	-0.7	-0.4
	$\Delta \pi_{tl} / \%$	0	0	-0.5	0.1
	$\Delta F / \%$	2.1	0.8	3.2	1.5
	$\Delta S_{fc} / \%$	3.9	1.8	8.5	3.9
	$\Delta T_{t4} / \%$	1.6	0.6	7.5	3.0
	$\Delta S_{mcf} / \%$	-10.9	-4.2	-0.3	-0.2
	$\Delta S_{mcb} / \%$	-27.7	-11.4	-128.6	-72.7
	$\Delta S_{mcc} / \%$	-38.1	-22.3	-18.6	-4.8
	$\Delta n_h / \%$	12.1	5.6	5.1	2.3
	$\Delta W_{acc} / \%$	12.5	5.8	10.2	4.9
	$\Delta \pi_c / \%$	21.8	9.9	14.4	6.9
	$\Delta \pi_{th} / \%$	0.3	0.2	0.2	0.1
低压转子 分出功率 40 kW	$\Delta \pi_{tl} / \%$	-0.3	-0.1	1.8	1.0
	$\Delta F / \%$	12.8	6.0	3.8	1.8
	$\Delta S_{fc} / \%$	10.2	5.0	6.7	3.4
	$\Delta T_{t4} / \%$	14.3	6.7	5.8	2.7
	$\Delta S_{mcf} / \%$	-60.0	-29.5	-0.6	-0.3
	$\Delta S_{mcb} / \%$	58.1	25.2	92.9	43.6
	$\Delta S_{mcc} / \%$	18.4	10.2	-20.9	-8.3

由表3和表4可得:①随发动机推力等级增大,转子分出功率对发动机参数的影响减小,这是由涡轮分出功率能力所决定的;②对于A类发动机,与高压转子分出功率相比,低压转子分出功率会使发动机的 S_{mcf} 和 S_{mcc} 得到明显改善,而且改善幅度随发动机推力等级的减小而增大;在提高发动机喘振裕度的同时,低压转子分出功率还使得 T_{t4} 的增加幅度减小,而 S_{fc} 的增长幅度基本不变, F 的增长幅度略微减小;③与高压转子分出功率相比,低压转子分出功率会使B类发动机的 S_{mcb} 得到明显改善,而且改善幅度随涵道比的增

大而增大;对于小涵道比B类发动机,低压转子分出功率虽然提高了 S_{mcb} 和 S_{mcc} ,但发动机的 S_{mcf} 较快减小, S_{fc} 增大, T_{t4} 和 n_h 增加,发动机很可能会出现超温或超转,如果风扇裕度较小的话,还会出现风扇不稳定工作;对于大涵道比B类发动机,低压转子分出功率使 S_{fc} 和 T_{t4} 略微减小, F 基本不变,而 S_{mcf} 和 S_{mcc} 略微减小, n_h 增加;④在相同低压转子分出功率条件下,随发动机涵道比增大,对于A类发动机, n_h 的增大幅度相当, F 和 T_{t4} 的增大幅度减小, S_{fc} 的增大幅度略微减小, S_{mcf} 的改善幅度增大,但 S_{mcc} 由改善向恶化转变;对于B类发动机, n_h , F , S_{fc} 和 T_{t4} 的增大幅度均减小, S_{mcf} 的恶化幅度急剧减小, S_{mcb} 的改善幅度急剧增大,但 S_{mcc} 由改善向恶化转变。

由表3和表4可见,在采用等低压转子物理转速控制规律时,高压转子分出功率对大涵道比的B类发动机增压级的喘振裕度影响很大,这是因为:对于推力等级和热力循环参数相当的双轴涡扇发动机,设计涵道比越大,进入核心机的物理空气质量越小,使得高压涡轮产生的功率越小,在等低压转子物理转速控制规律下进行相同量级高压转子分出功率时,大涵道比发动机的高压涡轮前总温增大的幅度会更大,导致高压涡轮导叶喉部热节流的程度增大,使得高压压气机进口流量系数减小的幅度增大,对于大涵道比的B类发动机来说,高压压气机对增压级的节流作用增大,导致增压级喘振裕度快速下降,而此时发动机涵道比由于混合室内外涵进口静压需保持平衡而增加的幅度有限,对增压级喘振裕度改善作用有限。

由表3和表4可见,在采用等低压转子物理转速控制规律时,分出功率选择的转子不同对核心机工作状态的影响也不同,高压转子分出功率会使得核心机工作状态降低(n_h , W_{acc} 和 π_c 减小),而低压转子分出功率会使得核心机工作状态升高(n_h , W_{acc} 和 π_c 增大).为更好地反映不同转子分出功率对核心机的影响,本文选取了地面最大状态推力为20 kN、涵道比为2的发动机进行等 T_{t4} 控制规律下不同转子分出功率对核心机的影响分析(如表5所示)。

由表5可见,在采用等 T_{t4} 控制规律时,高压转子分出功率会使得核心机工作状态大幅降低,而低压转子分出功率会使得核心机工作状态升高.由表3~表5可得,低压转子分出功率能有效地挖掘核心机的潜力。

表 5 不同转子分出功率对核心机的影响

(等 T_{t4} 控制规律)

Table 5 Effect of extracting power from different spools on the core engine ($T_{t4} = \text{const}$)

类型	A 类发动机		B 类发动机	
分出功率 40 kW	高压	低压	高压	低压
$\Delta \eta_h / \%$	-10.8	0.7	-7.9	1.1
$\Delta W_{acc} / \%$	-13.3	1.5	-9.1	3.6
$\Delta \pi_c / \%$	-11.5	2.5	-9.7	6.5

上文仅分析了相同分出功率条件下发动机参数的变化量,为进一步研究不同分出功率条件下发动机参数的变化趋势,本文选取了地面最大状态推力为 20 kN、涵道比为 5 的发动机进行对比分析.转子分出功率逐渐增大对发动机参数的影响如图 1 和图 2 所示.

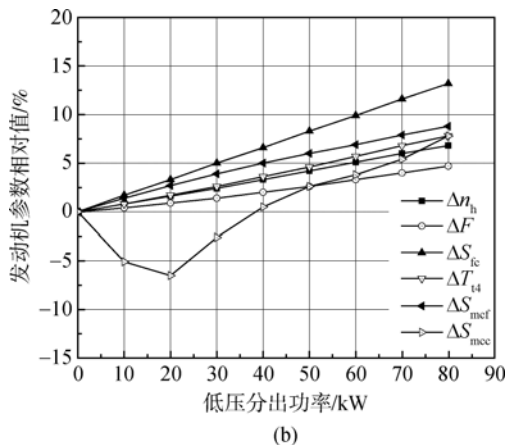
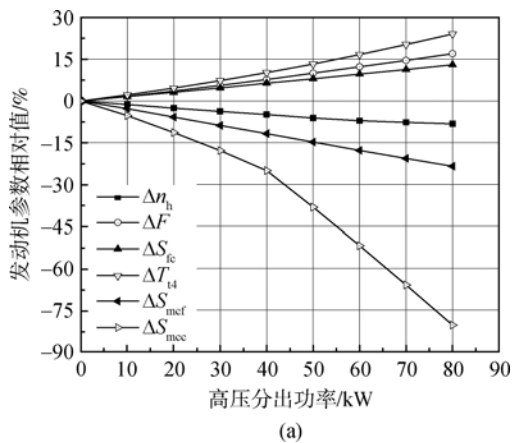


图 1 转子分出功率逐渐增大对 A 类发动机参数的影响

Fig. 1 Effect of gradually increasing extracting power from different spools on the A type of engine

由图 1 和图 2 可得,随着转子分出功率增大:
①对于 A 类发动机,高压转子分出功率会使 T_{t4}

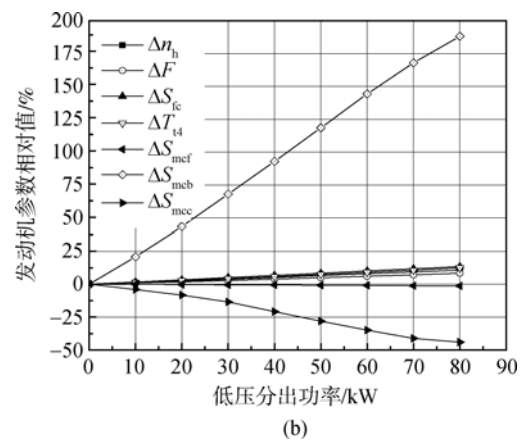
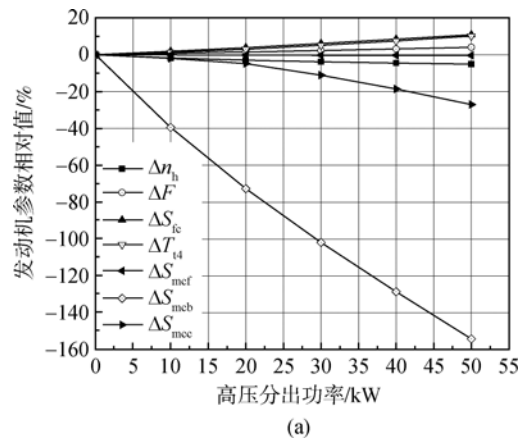


图 2 转子分出功率逐渐增大对 B 类发动机参数的影响

Fig. 2 Effect of gradually increasing extracting power from different spools on the B type of engine

较快升高、 S_{mcf} 减小和 S_{mcc} 急剧减小,发动机工作稳定裕度迅速减小,而这直接限制了发动机继续提高分出功率的能力,而低压转子分出功率则使 T_{t4} 和 η_h 缓慢升高的同时, S_{mcf} 和 S_{mcc} 逐渐增大,发动机工作稳定裕度增大,这使得发动机分出功率的能力仅受到最大涡轮前总温 $T_{t4, \max}$ 和最大高压物理转速 $\eta_{h, \max}$ 限制,与高压转子分出功率相比,低压转子分出功率能在保证发动机稳定工作的前提下,大幅度提高 A 类发动机的高空分出功率能力;②对于 B 类发动机,高压转子分出功率会使 T_{t4} 缓慢升高、 S_{mcf} 略微减小,但 S_{mcc} 较快减小、 S_{mcb} 急剧减小,发动机迅速进入不稳定工作状态,即采用高压转子分出功率方式时,发动机的分出功率能力相当有限,而低压转子分出功率则使得 T_{t4} 和 η_h 缓慢升高的同时, S_{mcf} 略微减小, S_{mcb} 急剧增大,但是 S_{mcc} 会较快减小,这使得发动机分出功率的能力会受到最小 $S_{mcc, \min}$ 、最大涡轮前总温 $T_{t4, \max}$ 和最大高压物理转速 $\eta_{h, \max}$ 限制,与高压转子分出功率相比,低压转子分出功率能在保证

发动机稳定工作的前提下,提高B类发动机的高空分出功率能力。

2.3 高/低压转子同时分出功率对不同类型涡扇发动机的影响分析

为提高发动机高空分出功率能力,降低研制风险,高空无人机用中小推力涡扇发动机比较可能采用高/低压转子同时分出功率的方式。为研究高/低压转子同时分出功率条件下发动机参数的变化趋势,本文选取了地面最大状态推力为20 kN、涵道比为5、总分出功率量为80 kW的发动机进行对比分析。高/低压转子同时分出功率对发动机参数的影响如图3所示(图中:低压转子分出功率百分比=(低压转子分出功率量/总分出功率量) $\times 100\%$)。

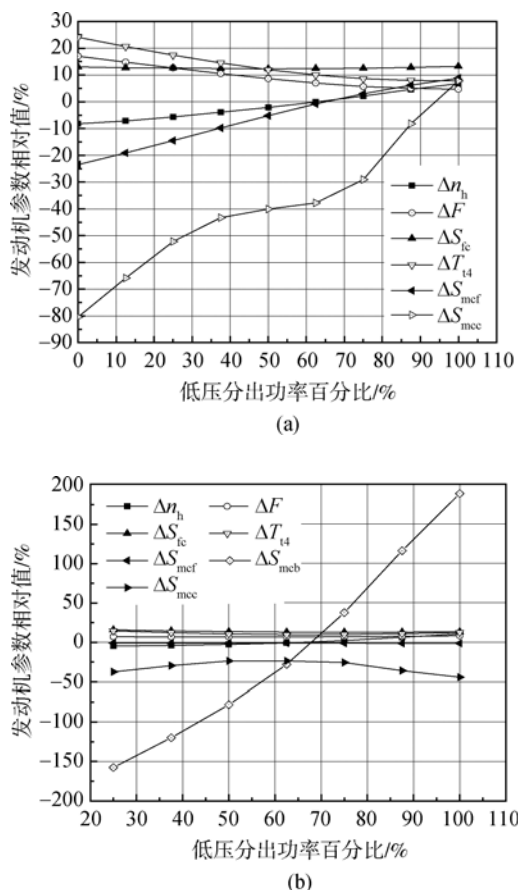


图3 高/低压转子同时分出功率对发动机参数的影响
Fig. 3 Effect of extracting power from two spools together on the engine

由图3可得,随着低压转子分出功率百分比增大:①对于A类发动机, n_h 增大、 F 和 T_{t4} 降低、 S_{fc} 基本不变、 S_{mef} 和 S_{mcc} 迅速增大,发动机工作稳定裕度明显改善,所以在保证发动机推力和高压转子不超转的条件下,应尽可能地提高低压转子

分出功率百分比;②对于B类发动机, n_h 增大、 F 、 T_{t4} 、 S_{fc} 和 S_{mef} 基本不变、 S_{mcc} 先增大后减小、 S_{mcb} 迅速增大,应在保证高压转子不超转和足够的压气机喘振裕度条件下,尽可能地提高低压转子分出功率百分比,以维持发动机稳定工作。

3 结论

对于高空长航时无人机用中小推力涡扇发动机,可得出以下结论:

1) 与高压转子分出功率相比,低压转子分出功率会使A类发动机的 S_{mef} 和 S_{mcc} 得到明显改善,而且改善幅度随发动机推力等级的减小而增大。

2) 与高压转子分出功率相比,低压转子分出功率会使B类发动机的 S_{mcb} 得到明显改善,而且改善幅度随涵道比的增大而增大。

3) 在保证发动机稳定工作的条件下,低压转子分出功率能有效地挖掘核心机的潜力。

4) 选择低压转子分出功率时,发动机的高空分出功率能力会受到最大涡轮前总温和最大高压转速限制,而B类发动机还需考虑最小压气机喘振裕度限制。

5) 与高压转子分出功率相比,低压转子分出功率能在保证发动机稳定工作的前提下,大幅度提高A类发动机的高空分出功率能力,有效提高B类发动机的高空分出功率能力。

6) 高/低压转子同时分出功率时,在满足发动机限制条件下,低压转子分出功率百分比的提高有助于改善发动机工作状态。

参考文献:

- [1] 胡晓煜. 国外高空长航时无人机动力技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4): 56-60.
HU Xiaoyu. Development of high altitude long endurance uav propulsion technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(4): 56-60. (in Chinese)
- [2] 屠秋野, 陈玉春, 苏三买, 等. 雷诺数对高空长航时无人机发动机调节计划和性能影响[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 125-128.
TU Qiuye, CHEN Yuchun, SU Sanmai, et al. Effects of Reynolds number on control schedule and performance of HALE engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 125-128. (in Chinese)
- [3] 赵刚, 蔡元虎, 屠秋野, 等. 高空长航时无人机用涡扇发动机技术分析[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 154-158.
ZHAO Gang, CAI Yuanhu, TU Qiuye, et al. Technological analysis for the turbofan engine of high altitude long en-

- durance unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 154-158. (in Chinese)
- [4] 《国外无人机大全》编写组. 国外无人机大全[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [5] 《世界中小型航空发动机手册》编委会. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
- [6] 方昌德. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [7] Weinberg M, Wyzykowski J. Development and testing of a commercial turbofan engine for high altitude UAV applications[R]. SAE 2001-01-2972, 2001.
- [8] Koenig R W, Fishbach L H. GENENG: a program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engines[R]. NASA TND-6552, 1972.
- [9] 陈玉春, 徐思远, 杨云铠, 等. 改善航空发动机特性计算收敛性的方法[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2242-2248. CHEN Yuchun, XU Siyuan, YANG Yunkai, et al. Research on the method to solve convergence problem in aero turbo-engine performance computation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2242-2248. (in Chinese)
- [10] Fishbach L H, Koenig R W. GENENG II: a program for calculating design and off-design performance of two- and three-spool turbofans with as many as three nozzle[R]. NASA TND-6553, 1972.
- [11] Sellers J F, Daniel C J. DYNGEN: a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TND-7901, 1975.
- [12] 童凯生. 航空涡轮发动机性能变比热计算方法[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
- [13] Lake J P, King P I, Rivir R B. Low Reynolds number loss reduction on turbine blades with dimples and V-grooves[R]. AIAA 2000-0738, 2000.
- [14] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of separation losses on a turbine blade with low Reynolds number[R]. AIAA 99-0242, 1999.
- [15] Wassell A B. Reynolds number effects in axial compressors[J]. Journal of Engineering for Power, 1968, 90(4): 149-156.
- [16] 唐海龙, 朱之丽, 罗安阳, 等. 低 Re 对某小型涡扇发动机性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(3): 303-306. TANG Hailong, ZHU Zhili, LUO Anyang, et al. Analysis of effects of low Reynold's number on small turbofan engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(3): 303-306. (in Chinese)
- [17] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [18] 李特维诺夫, 鲍罗维克. 航空涡轮喷气发动机的特性和使用性能[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.

(编辑: 秦理曼)