

雷诺数对高空长航时无人机发动机 调节计划和性能影响^{*}

屠秋野, 陈玉春, 苏三买, 商旭升

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 在发动机性能模拟中引入雷诺数对发动机部件性能影响的修正, 分析了某大涵道比涡扇发动机用作高空长航时无人机动力装置时, 雷诺数对调节计划和性能的影响。通过数值计算获得了在高空条件下发动机推力、耗油率、转速以及涡轮前温度等重要特性受雷诺数影响的变化情况, 为高空长航时无人机动力选型提供了参考依据。针对该类型发动机特点, 提出了改善发动机性能的措施。

关键词: 高空长航时无人机发动机⁺; 雷诺数; 调节计划⁺; 性能

中图分类号: V235.113 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2005) 02-0125-04

Effects of Reynolds number on control schedule and performance of HALE engine

TU Qiu-ye, CHEN Yu-chun, SU San-mai, SHANG Xu-sheng

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

Abstract Taking the Reynolds number into account, the components' performances were modified in performance simulation of a HALE engine. The effects of Reynolds number on engine thrust, specific fuel consumption and control schedule at high altitude, low Mach number flight conditions were obtained by numerical simulations. The results provided theoretical references to the selection of HALE engine. According to the features of HALE engine, approaches were put forward to improve the engine performance at high altitude, low Mach number flight condition.

Key words HALE engine⁺; Reynolds number; Control schedule⁺; Performance

1 引 言

随着高空长航时无人机的出现, 发动机的使用包线被扩展到高空低马赫数工作区域, 其中最具代表性的是“全球鹰”无人机的 AE3007H 发动机^[1]。1999 年, R&WC 公司和 NASA 等联合开展了 PW 545 发动机的高空性能试验, 以探索商用小型大涵道比涡扇发动机用作高空长航时无人机动力装置的技术发展途径和可行性^[2]。高空长航时无人机的共同特点是: (1) 采用推力为 10~40 kN 的商用小型大涵道比涡扇发动机, 尾喷管面积不可调; (2) 长时间在高空低马赫数 (20 km, $Ma < 0.7$) 条件下工作, 发动机进

口总压低 (< 7.6 kPa), 进口总温低 (< 240 K); (3) 由于发动机尺寸相对较小, 在高空低马赫数飞行状态, 主要部件 (风扇、压气机、涡轮) 的流通能力和效率受雷诺数影响比较严重, 从而影响到发动机的调节计划和总体性能。

与高空长航时无人机相比, 战斗机在 20 km 高空通常以超声速飞行。发动机进口总压随飞行马赫数的平方增加, 相应地, 发动机各部件进口压力和工作雷诺数较高, 发动机性能受雷诺数影响较小, 这已在国内外的理论和试验研究中得到验证^[3~5]。

国内在高空长航时无人机发动机方面的研究尚处于起步阶段。20 km 高空的亚声速初始巡航段是高

^{*} 收稿日期: 2004-06-12 修订日期: 2004-12-08。

基金项目: 英人才培养计划基金 (04XD0103)。

作者简介: 屠秋野 (1971—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为航空动力与推进系统设计。E-mail: tuqiuye@nwpu.edu.cn

空长航时无人机的关键性能点,也是发动机推力最紧张的航段。本文根据高空长航时无人机发动机工况的特殊性开展研究,以揭示雷诺数对发动机调节计划和性能影响,并提出相应的解决措施。

2 雷诺数对发动机调节计划和性能的影响

发动机主要部件(风扇、压气机和燃烧室)均存在着工作极限,基于这些部件的工作极限和发动机非设计性能的要求,调节计划设计应遵循以下原则^[6]:

(1)风扇和高压压气机换算转速不超出给定的最大允许值,这是发动机风扇和高压压气机稳定工作裕度的限制;(2)风扇和高压压气机物理转速不超出给定的最大允许值,这是发动机低压转子和高压转子强度、刚度和振动的限制;(3)涡轮前温度不超出给定的最大允许值,这是发动机主燃烧室、高压涡轮和低压涡轮热强度和热负荷的限制;(4)在满足上述部件工况限制的条件发动机推力最大,这是发动机最大状态性能的要求。

根据上述原则,计算制定了某型发动机的调节计划,如图1所示。该发动机属商用小型大涵道比涡扇发动机,原设计使用高度不超过15km。图2是该发动机在图1的调节计划下,12km高空的最大状态性能和节流特性,图中实线是文献[7]给出的发动机特性数据,散点为计算结果,两者吻合较好,这表明所用的发动机性能计算程序精度较高。图1中的调节计划和图2中的发动机性能计算都没有考虑雷诺数影响的修正。从图中可以看出,该发动机采用的组合调节计划是:

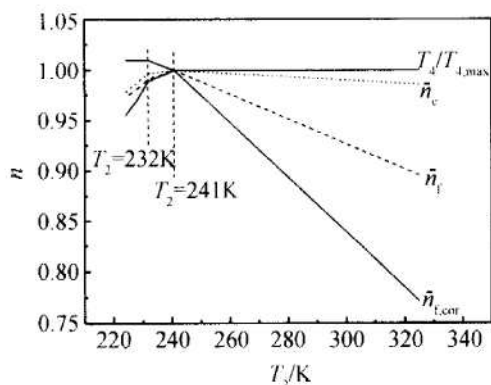


Fig 1 Control schedule of a turbofan engine

当发动机进口总温 $T_2 \leq 232\text{K}$ 时,保持风扇换算转速 $n_{f \text{ cor}} = 101\%$;

当发动机进口总温 $232\text{K} < T_2 \leq 241\text{K}$ 时,保持高

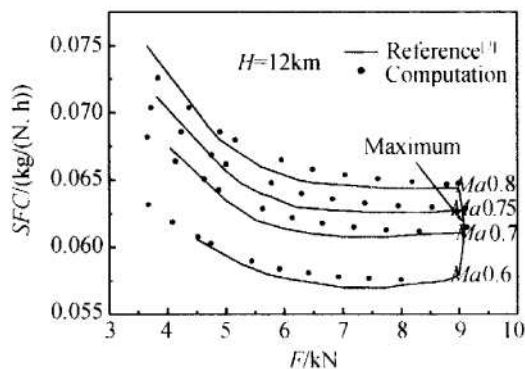


Fig 2 Performance of a turbofan engine (12km)

压物理转速 $n_c = 100\%$;

当发动机进口总温 $T_2 > 241\text{K}$ 时,保持涡轮前总温 $T_4 = T_{4 \text{ max}}$ 。

该发动机如用作高空长航时无人机的动力装置,其使用高度将扩展到20km。表1给出了在20km, $Ma = 0.6$ 亚声速飞行条件下,该发动机主要部件进口雷诺数的量级,以及各部件性能的损失情况。本文采用的雷诺数对发动机部件性能修正方法是 Wassell 方法^[3],此处不作赘述。从表中可以看出,低雷诺数工况下,增压级流通能力严重下,导致发动机内涵流通能力降低;同时涡轮效率明显降低,这是导致发动机涡轮前温度上升的直接原因。

Table 1 Engine component performance decrement due to the Reynolds number effects

	Fan	Booster	HP compressor	HP turbine	LP turbine
Reynolds number	1.8×10^5	3.7×10^4	5.5×10^4	1.4×10^4	0.8×10^4
Flow	- 2.0%	- 6.0%	- 5.5%	- 5.6%	- 5.8%
Efficiency	- 2.3%	- 4.0%	- 3.8%	- 7.0%	- 9.8%
Pressure ratio	- 1.1%	- 3.6%	- 3.2%		

为了计算雷诺数对发动机总体性能的影响,采用了自行开发的发动机性能计算程序,并引入雷诺数对压缩系统和涡轮等主要部件性能的影响修正。雷诺数导致上述部件特性的变化,如流量和效率等因素的改变,与飞行条件和控制规律等,一同影响发动机的共同工作,从而影响最终计算得到的发动机性能。通过计算得到雷诺数对该发动机调节计划的影响如图3所示。

图3显示,在10km以下飞行高度,雷诺数对发动机的影响甚微,调节计划与前面不考虑雷诺数影响的计算结果基本一致。随着飞行高度的增加,发动机

的主要部件(风扇、高压压气机和涡轮)受雷诺数影响性能下降,涡轮前温度升高,当涡轮前温度受到限制后,发动机转速下降,燃油流量增加,推力下降,耗油率上升。在 20km 飞行高度,在发动机进口温度 224K 时(比原调节计划提前 27K),涡轮前温度已经达到最大,导致风扇和高压转速大幅度下降,燃油流量增加。在 20km, $Ma = 0.8$ 飞行条件时,发动机推力下降 14.4%,耗油率增加 7%,如图 4 所示。

3 低雷诺数条件下改善发动机性能的措施

高空低雷诺数对高空长航时无人机发动机性能的影响主要表现为推力下降和耗油率上升。下面将从不同层面提出相应的措施。

如果高空长航时无人机采用现有商用发动机作为动力,这要求发动机必须为飞机提供较为准确可信的性能损失,包括发动机推力的降低,耗油率的升高,进口空气流量的减少以及排气温度的变化。

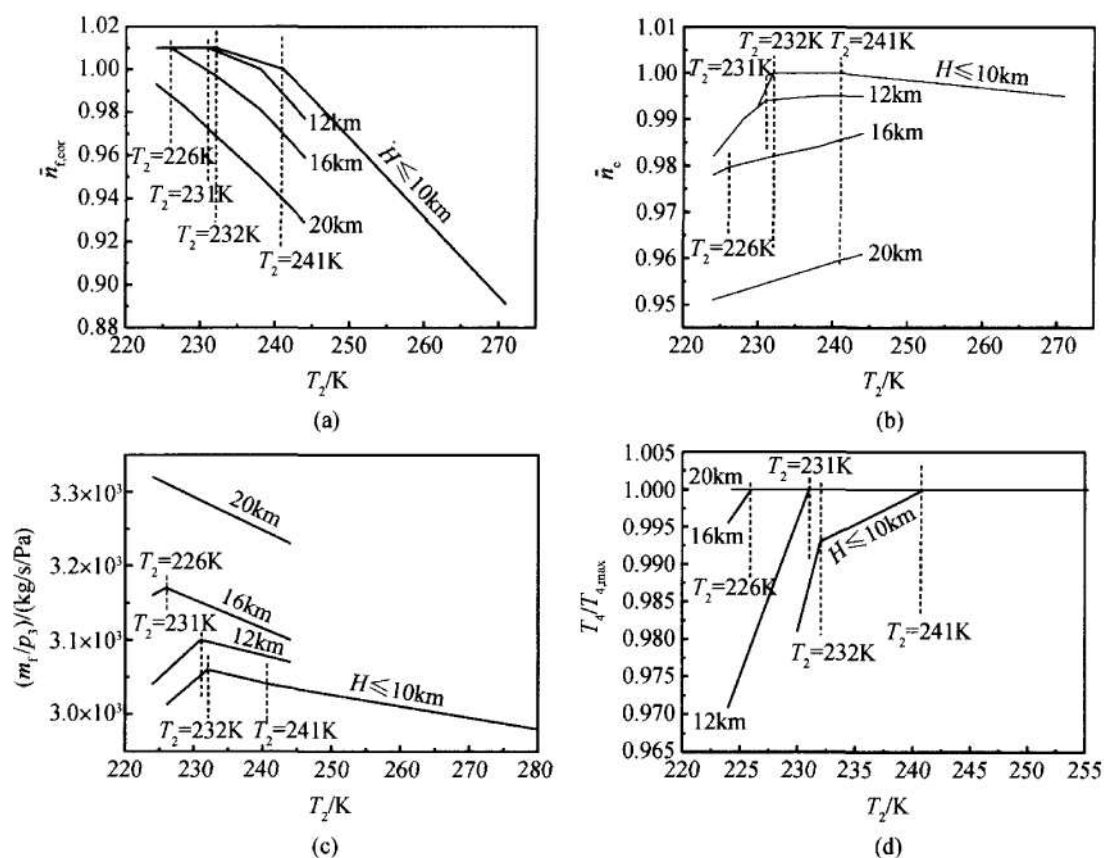


Fig 3 Effects of Reynolds number on control schedule of a turbofan engine

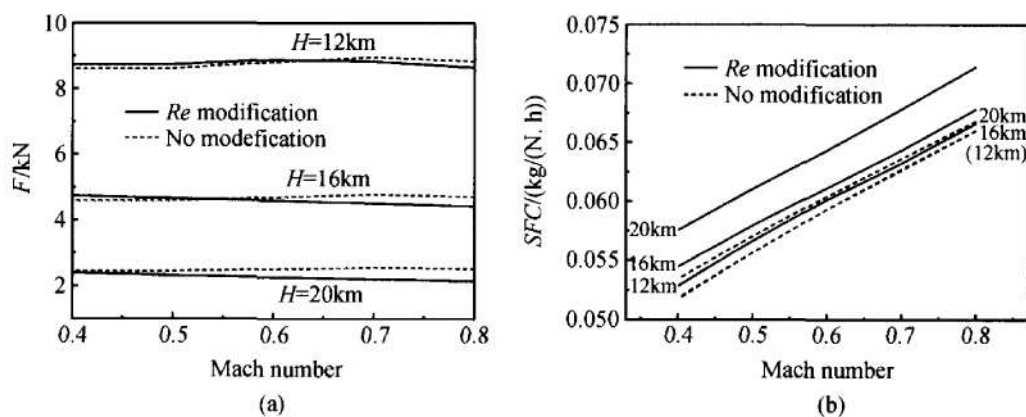


Fig 4 Effects of Reynolds number on performance of a turbofan engine

如果为满足高空长航时无人机的需求而改进现有商用发动机性能时,可以考虑更换发动机热端部件(燃烧室和涡轮)材料或改善热端部件冷却效果,适当提高发动机的涡轮前温度。这样发动机在高空低雷诺数条件下工作时,涡轮前温度有足够的上升空间,以减缓转速下降,保证发动机高空推力。图 5 给出了某发动机提高 50K 涡轮前温度后,高空推力随飞行马赫数变化的计算结果。从图中可以看出,发动机在 20km, $Ma = 0.8$ 飞行条件下的推力增幅接近 14%,基本补偿了图 4 中的推力损失。图 6 给出了涡轮前温度增加 50K 后,发动机的耗油率变化情况,显然耗油率的变化不大。原因是涡轮前温度提高后,发动机转速增加,部件进口压力增加,部件工作雷诺数增加,部件效率增加,而且发动机推力增加,因此耗油率变化不大。

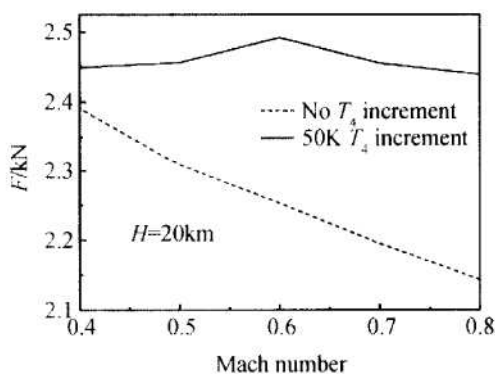


Fig 5 Thrust improvenment by increasing T_4

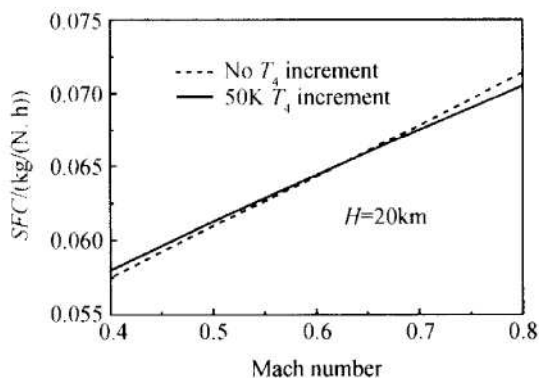


Fig 6 SFC increment by increasing T_4

如果专门为高空长航时无人机设计发动机时,应考虑以下两方面因素。一是充分考虑高空低雷诺数对发动机高空推力的影响,合理选择和配置发动机的空气流量和涡轮前温度,以保证发动机的高空推力。

二是在进行发动机部件(风扇、压气机和涡轮)设计时,既要满足设计指标,同时也要兼顾部件在低雷诺数条件下的工作效率,以降低发动机的高空油耗。

4 结 论

(1)高空长航时无人机的动力装置采用尾喷管面积不可调的小型大涵道比涡扇发动机。由于发动机尺寸较小,在高空低马赫数飞行状态,主要部件(风扇、压气机、涡轮)的流通能力和效率受雷诺数影响比较严重,从而影响到发动机的调节计划和总体性能。

(2)随着雷诺数减小,发动机风扇和压气机空气流量减小,涡轮导向器有效流通面积减小,造成发动机流通能力降低,空气流量减小,转速下降,发动机推力降低;风扇、压气机和涡轮效率降低,造成燃烧室燃油流量增加,涡轮前温度上升,发动机耗油率增加。

(3)合理选择和配置发动机涡轮前温度,使涡轮前温度有足够的上升空间,可以减缓发动机转速和空气流量的下降,保证发动机的高空推力。在设计阶段提高发动机部件在高空低雷诺数条件下的工作效率,降低发动机的高空耗油率。

参考文献:

- [1] 《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.
- [2] Weinberg M, Wzykowski J. Development and testing of a commercial turbofan engine for high altitude UAV applications [J]. SAE paper, 2001-2972, 2001.
- [3] Wassella B. Reynolds number effects in axial compressors [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, APRIL, 1968.
- [4] 李特维诺夫著. 航空涡轮喷气发动机的特性和使用性能 [M]. 吴大观译. 北京: 国防工业出版社, 1986.
- [5] 王 进. 雷诺数对压气机特性及发动机稳定性影响的计算和分析 [J]. 航空动力学报, 2002, 18(1).
- [6] 聂恰耶夫著. 航空动力装置调节规律与特性 [M]. 单凤桐译. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [7] ••ка кшро ц А•О Ъ• ко о ц д•АБ•шр А о к д•кА Ъ [M]. •••••, 2002.

(编辑: 梅 瑛)