低 *Re* 对某小型涡扇发动机性能影响

唐海龙 朱之丽 罗安阳 曾源江

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083) (中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 低雷诺数问题是影响高空长航时无人驾驶飞机的动力装置性能的关键因素之一. 定量分析了低雷诺数效应对某小型大涵道比涡扇发动机性能的影响. 当雷诺数减小到一定程度后,各部件的性能将发生改变. 在发动机整机环境下,增压级和低压涡轮的进口叶弦雷诺数相对更低,受飞行高度和速度的影响也更大. 在发动机共同工作条件的作用下,各部件的匹配关系将发生变化,除部件效率的降低以外,部件流通能力的衰减也引起发动机性能的降低. 涡轮前温度的限制将使发动机转子转速下降,低雷诺数效应加剧,从而导致发动机性能的进一步降低,推力迅速减小,但发动机涵道比的增加可以减小因部件性能衰退引起的耗油率上升的趋势.

关 键 词: 涡扇发动机; 性能; 雷诺数; 部件匹配

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2005)03-0303-04

Analysis of effects of low Reynold's number on small turbofan engine

Tang Hailong Zhu Zhili

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Luo Anyang Zeng Yuanjiang

(China Aviation Power Plant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: Problem caused by low Reynold's number is one of main factors affect performance of high altitude endurance unmaned vehicle engines. Effects of low Reynold's number on a small high bypass turbofan engine were discussed. The effects can make the performance of the engine's components change when Reynold's number decrease to some extend. Inlet blade chord Reynold's Number of booster and low pressure turbine is lower than that of other components of the engine, and will be affected strongly with flight altitude increase and flight velocity decrease. The reduction of engine's performance is due to component performance decline and engine re-match resulting from low Reynold's effects on component performance. Not only efficiency of component, but also reduction of component's mass flow, lead to the performance degradation of the engine. The rotator speed reduction (because of turbine inlet total temperature's limit) enhances the low Reynold's effects and hence reducing engine's performance, engine thrust decrease rapidly, but increase of engine bypass ratio partly compensate the rise of specific fuel consumption caused by the component performance decline.

Key words: turbofan engines; performance; Reynold's number; component match

随着电子信息技术、战术要求的不断发展,无人驾驶飞机的功能逐步得到提升,并引起越来越多的重视. 随着美国"全球鹰" 无人驾驶飞机的出现,其高空长航时引起了各个国家的关注. 要满足高空长时间巡航的要求,除飞机本身的气动、结构、材料等方面需要达到先进的技术指标外,动力

收稿日期: 2003-09-15

作者简介: 唐海龙(1973-),男,湖南邵阳人,副教授, thl404@sohu.com.

装置在高空低速飞行条件下的良好性能也是关键技术指标之一.

由于这种无人飞机的装备量不大,对发动机的需求数量也有限.所以,综合考虑数量、成本、周期、技术风险等因素,一般选取合适的小型大涵道比涡扇发动机进行适应性改进.A 发动机专门为支线客机设计的大涵道比涡扇发动机,其设计高度小于 15 km,飞行高度一般在 12 km 以下.因此,若要使该发动机在更高的高度和较低的速度下持续使用,则必须研究高空低速条件下低雷诺数对该发动机性能的影响.

1 A 发动机性能仿真模型的校核

A 发动机的主要技术参数如下:

结构形式为混排涡扇发动机;涵道比约为 5;总增压比约为 20;空气流量约为 120 kg/s;低压压气机,一级风扇加多级增压级;多级轴流高压压气机;单级气冷高压涡轮;三级低压涡轮.

根据以上技术参数,首先建立了 A 发动机性能仿真模型,并和研制方提供的该发动机性能数据进行了对比,对比结果如图 1 ~ 图 3 所示(根据协作方的要求,对 A 发动机设计使用范围内的推力和燃油流量进行了不同比例的变换).

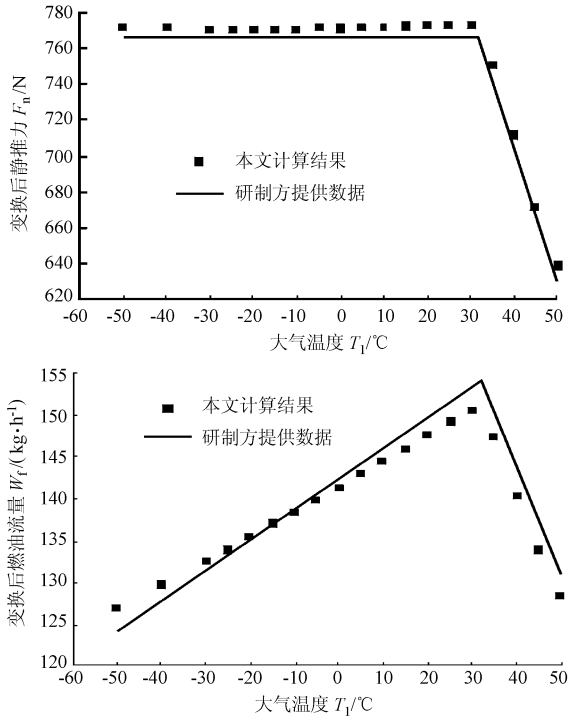


图 1 A 发动机温度特性(地面起飞状态)

计算采用研制方提供的主控制规律,即:

T_{45}(控制温度)=f(T_1,H,发动机工作状态);N_L=f(T_1);限制 N_{LMAX},N_{LCMAX} 和 N_{HMAX}.

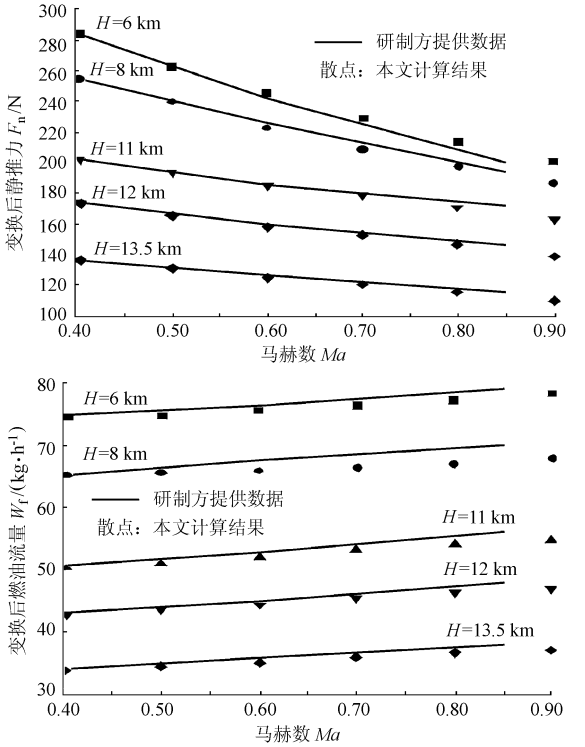


图 2 A 发动机高度速度特性(0.8 最大连续)

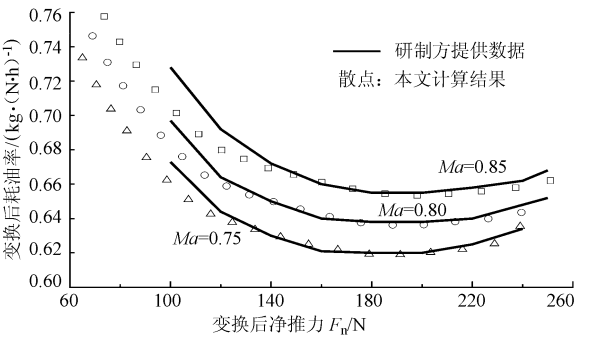


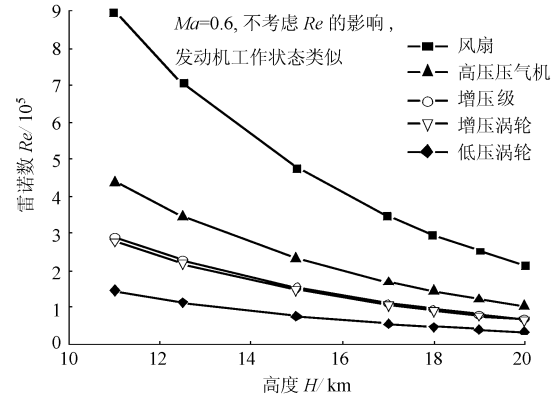
图 3 A 发动机节流特性(H=11 km)

从对比结果可知,该性能仿真模型能够反映 A 发动机在设计使用范围内的性能特点.可以在该仿真模型的基础上开展低雷诺数效应对 A 发动机的性能影响研究.

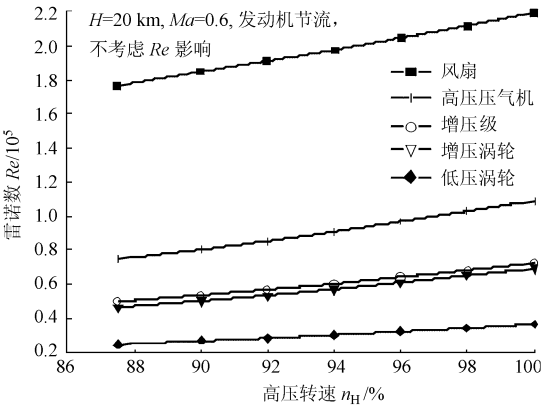
2 低雷诺数对 A 发动机性能的影响

在相同飞行马赫数的条件下,随着飞行高度的增加,各部件的进口雷诺数相应减小.

图 4a 示出了在不考虑雷诺数对发动机及各部件影响的条件下,A 发动机(无功率提取、无引气)在 Ma=0.6 的相似工作状态下,各部件进口雷诺数随高度(11 ~ 20 km)变化的曲线.图 4b 示出了在不考虑雷诺数对发动机及各部件影响的条件下,在 H=20 km,Ma=0.6 时,各部件进口雷诺数随发动机(无功率提取、无引气)工作状态的变化曲线.



a　*Re* 随高度变化曲线



b　*Re* 随发动机工作状态变化曲线

图 4　进口雷诺数随高度和发动机工作状态的变化

从图 4 可知,风扇进口的雷诺数最大,其次为高压压气机,高压涡轮和增压级相当,低压涡轮进口的雷诺数最小.

随着飞行高度增加,如果考虑雷诺数的影响,在发动机的共同工作条件下,各部件的特性及匹配关系将发生改变,雷诺数效应将由于同时受高度变化和转速变化的影响而加剧[1~3].

为了估计 A 发动机在高空低速条件下的性能,本文采用参考文献[4]提供的经验关系式对 A 发动机的性能进行低雷诺数效应修正,计算所采用的控制规律为给定 N_L、限制 N_{LCMAX} 和 T_{T4}.

表 1 表明了单独考虑各部件的低雷诺数效应时发动机整机和部件的性能状况(无引气、无功率提取).

从计算结果来看,雷诺数对流通能力的影响将导致进入内涵的气体减少,为了保持给定的 N_L 转速,则必须提高涡轮前温度. 低 *Re* 数效应对增压级的影响最大,其次为低压涡轮、压气机,对高压涡轮的影响最小.

在发动机的共同工作条件下,各部件会相互影响,因此,其 *Re* 数效应会比单独分析单个部件更为严重.

表 2 ~ 表 9 为综合考虑雷诺数对不同部件影响后的计算结果.

表 1　不同部件的低雷诺数效应对发动机性能的影响

部件	$Re/10^4$	效率修正系数	压比修正系数	流量修正系数	N_L/%	T_4/K	F_n/N	耗油率/((kg·N·h)$^{-1}$)
增压级	7.1	0.948	0.957	0.911	100	1 373	23.91	0.058 97
高压压气机	11	0.965 9	0.955	0.946	100	1 350	23.96	0.058 87
高压涡轮	6.7	0.985 1		0.968	100	1 320	23.73	0.058 08
低压涡轮	3.4	0.958 2		0.945	100	1 350	24.16	0.059 48
不考虑 *Re* 数效应					100	1 314	23.718	0.058 02

表 2　考虑增压级+低压涡轮低 *Re* 数效应的计算结果(部件参数)

参数	增压级	高压压气机	高压涡轮	低压涡轮
$Re/10^4$	6.905	9.72	5.86	3.06
效率修正系数	0.947	1.0	1.0	0.954
压比修正系数	0.957 4	1.0		0.941 2
流量修正系数	0.908 7	1.0	1.0	

表 3　考虑增压级+低压涡轮低 *Re* 数效应的计算结果(总体参数)

总体参数	N_L/%	N_H/%	T_4/K	涵道比	净推力/N	耗油率/(kg·(N·h)$^{-1}$)
数值	98.37	97.46	1 381.0	4.821	2 294.0	0.060 13

表 4　考虑所有部件低 *Re* 数效应的计算结果(部件参数)

参数	增压级	高压压气机	高压涡轮	低压涡轮
$Re/10^4$	6.434	9.293	5.101	2.665
效率修正系数	0.939	0.958	0.974	0.949
压比修正系数	0.951 6	0.945	2	4
流量修正系数	0.884 9	0.932 9	0.958 3	0.937 8

表 5　考虑所有部件低 *Re* 数效应的计算结果(总体参数)

总体参数	N_L/%	N_H/%	T_4/K	涵道比	净推力/N	耗油率/(kg·(N·h)$^{-1}$)
数值	93.52	96.69	1 379.3	5.411	1 975.6	0.061 21

表 6　考虑所有部件低 *Re* 数效应(压气机导叶可调)的计算结果(部件参数)

参数	增压级	高压压气机	高压涡轮	低压涡轮
$Re/10^4$	6.616	9.512	5.387	2.816
效率修正系数	0.942	0.978	0.976	0.951
压比修正系数	0.953	0.971	0.960	0.939
流量修正系数	0.894	0.954		

表 7 考虑所有部件低 *Re* 数效应(压气机导叶可调)的计算结果(总体参数)

总体参数	N_L/%	N_H/%	T_4/K	涵道比	净推力/N	耗油率/(kg·(N·h)$^{-1}$)
数值	95.38	97.35	1 381.8	5.169	2 102.4	0.060 69

表 8 不考虑部件低 *Re* 数效应的计算结果(部件参数)

参数	增压级	高压压气机	高压涡轮	低压涡轮
$Re/10^4$	7.1	11.0	6.72	3.54

表 9 不考虑部件低 *Re* 数效应的计算结果(总体参数)

总体参数	N_L/%	N_H/%	T_4/K	涵道比	净推力/N	耗油率/(kg·(N·h)$^{-1}$)
数值	100	99.14	1 314.3	4.323	2 371.8	0.058 02

以上计算分析表明,发动机各部件的相互影响,会导致发动机工作状态发生改变,从而引起 *Re* 数的进一步减小,低 *Re* 数效应相应加剧. 考虑 *Re* 数与不考虑 *Re* 数相比,燃烧室出口温度增加 65 K,推力下降 16.7%,由于涵道比相应地由 4.323 增至 5.411,对部件效率下降起到了一定的补偿作用,所以耗油率只上升了 5.5%.

若利用导叶可调轴流压气机的 *Re* 数修正经验关系式对发动机(高压压气机导叶可调)性能重新进行修正,则其性能与不考虑 *Re* 数影响相比,推力降低 11.36%,耗油率增加 4.6%.

通过从乌克兰前进设计局获取的估算结果,可以初步确定推力的计算结果比较可信,但本文计算的耗油率稍低,这可能是由未恰当考虑发动机在高空低速条件下燃烧室特性的变化而引起的.

3 结 论

本文建立了某小型大涵道比涡扇发动机的性能仿真模型并进行了校核. 在此基础上,对该发动机在高空低速条件下的部件匹配工作情况和总体性能进行了计算分析,得出了以下初步结论:

1) 低 *Re* 数效应会引起发动机相关部件的效率、流通能力等参数的变化,*Re* 数对流通能力影响越大,将导致进入内涵的气体越少,为了保持恒定的 N_L 转速,则必须提高涡轮前温度;

2) 低 *Re* 数效应对增压级的影响最大,其次为低压涡轮、压气机,对高压涡轮的影响相对最小;

3) 受低 *Re* 数影响,部件之间将重新匹配工作,涵道比的增大对耗油率增加有一定的补偿作用;

4) 发动机各部件相互影响,会引起 *Re* 数的进一步减小,低 *Re* 数效应相应加剧.

参考文献 (**References**)

[1] Maurice Weinberg, John Wyzykowski. Development and testing of a commercial turbofan engine for high altitude UAV applications[R]. SAE 2001-01-2972, 2001

[2] Lake J P, King P I, Rivir R B. Low Reynolds number loss reduction on turbine blades with dimples and V-Grooves [R]. AIAA 00-0738, 2000

[3] 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

[4] 尤·阿·李特维诺夫,弗奥·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
Litvinov U A, Borovik V O. Characters and using performance of jet engine [M]. Beijing: National Defensive Industry Press, 1986(in Chinese)