

高推重比航空发动机调节规律分析

北京航空航天大学 朱之丽* 李 东

【摘要】 针对先进高推重比涡扇发动机采用的调节规律进行了研究。通过对采用不同调节规律下的混合加力涡扇发动机非安装性能进行对比, 分析了高推重比发动机采用的调节规律的优越性。

关键词: 涡轮风扇发动机 调节 分析 性能

分类号: V 235. 13

1 前 言

先进高推重比涡扇发动机的调节方案^[1, 2]含有 $N-1$ 控制回路和发动机压比的闭环控制回路。 $N-1$ 控制回路控制主燃烧室燃油流量以保持给定的风扇转速。发动机压比控制回路则当发动机处于中间状态和最大状态时, 通过调节尾喷管喉道面积获得所要求的发动机压比, 以保证发动机推力。加力状态时加力燃烧室采用保持总余气系数为常数的加力燃油调节规律。过去, 对于传统的调节规律下的发动机性能进行过大量的研究, 而对于上述调节规律下的发动机性能研究很少。为了获得采用上述调节规律对发动机特性带来的优缺点, 本文计算了混合加力涡扇发动机在上述调节规律和传统调节规律下的非安装性能, 并对计算结果进行了对比分析。

2 不同调节规律下的发动机非安装性能对比

为了分析涡扇发动机的调节规律对非安装性能的影响, 选择了有代表性的 3 种调节规律进行发动机性能计算, 并对结果进行对比分析。这 3 种控制规律在尾喷管喉道面积 A_8 调节规律及加力状态加力燃油调节规律上分别有所区别(见表 1)。在进行发动机性能计算时, 当某一飞行条件下涡轮进口温度 T_4 超过最高允许值, 则主燃油调节规律采用保持 T_4 等于最高允许值的控制方案。

表 1 3 种调节规律一览表

	主燃油调节规律	A_8 调节规律	加力燃油调节规律
调节规律 1	$N-1 = f(T_1)$	$A_8 = f(\text{ep}_r)$	等总余气系数
调节规律 2	$N-1 = f(T_1)$	$A_8 = A_{8ds}$	等总余气系数
调节规律 3	$N-1 = f(T_1)$	$A_8 = f(\text{ep}_r)$	等加力温度

注: $N-1$ 为风扇转子物理转速, ep_r 为发动机压比; 下标: 1 为发动机进口, ds 为设计值。

2.1 调节规律 1 和调节规律 2 的非安装性能计算结果对比

这两种调节规律的 A_8 调节规律不同: 调节规律 1 采用 $A_8 = f(epr)$; 调节规律 2 采用 $A_8 = A_{8dso}$

(1) 中间状态发动机性能对比

图 1 给出两种调节规律下所获得的发动机性能, 从图中可看出, 低飞行马赫数范围性能相

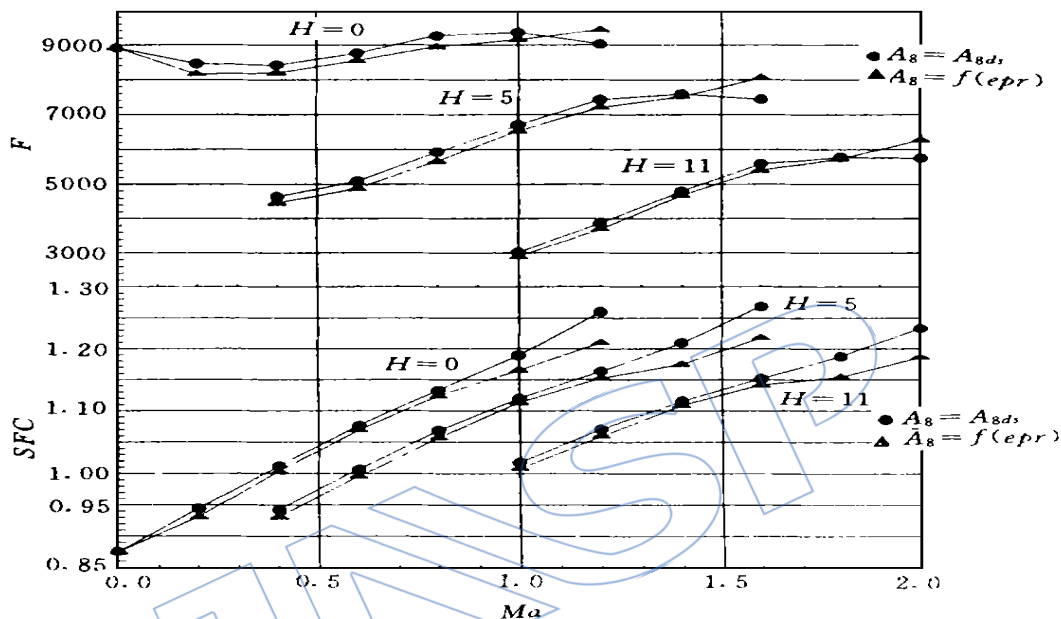


图 1 两种调节规律下中间状态时非安装的速度—高度特性对比

差不多, 但高飞行马赫数范围内调节规律 1 下发动机性能明显优于调节规律 2 下的性能。

分析原因, 调节规律 1 中 A_8 按照给定 epr 调节, 为保证给定的 epr 必须增大 A_8 , 这使得低压涡轮膨胀比增大, 低压涡轮功增加, 因而维持相同风扇转子转速所需涡轮前温度 T_4 较调节规律 2 所需涡轮前温度低。较低的 T_4 一方面导致排气速度下降、高压转子转速降低及涵道比增加, 结果低飞行马赫数范围推力相对较小和耗油率 SFC 相对较低; 但另一方面较低的 T_4 使发动机在较高飞行马赫数飞行时仍未达到最高允许值, 而此时调节规律 2 对应的 T_4 已达到最高允许值, 风扇转子转速相应下降。由于高飞行马赫数下两种调节规律下风扇转速有明显差异(见图 2 所示)结果采用调节规律 1 的发

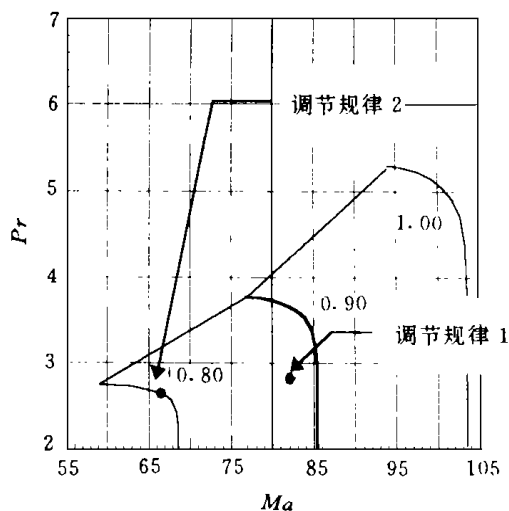


图 2 两种调节规律下风扇工作点的位置

($H = 11000 \text{ m}, Ma = 2.0$)

动机在高飞行马赫数范围具有显著的性能优势。

(2) 加力状态发动机性能对比

从图 3 中可以看到: 两种调节规律下发动机最大状态性能相比, 低马赫数飞行时推力相差不大; 高马赫数飞行时, 采用 $A_8 = f(ep_r)$ 的调节规律下的推力 F 和耗油率 SFC 明显高于 $A_8 = A_{8ds}$ 下的推力和耗油率, 特别是在 5000 m 和 11000 m 高度下, 耗油率 SFC 随马赫数增大呈现非单调变化。

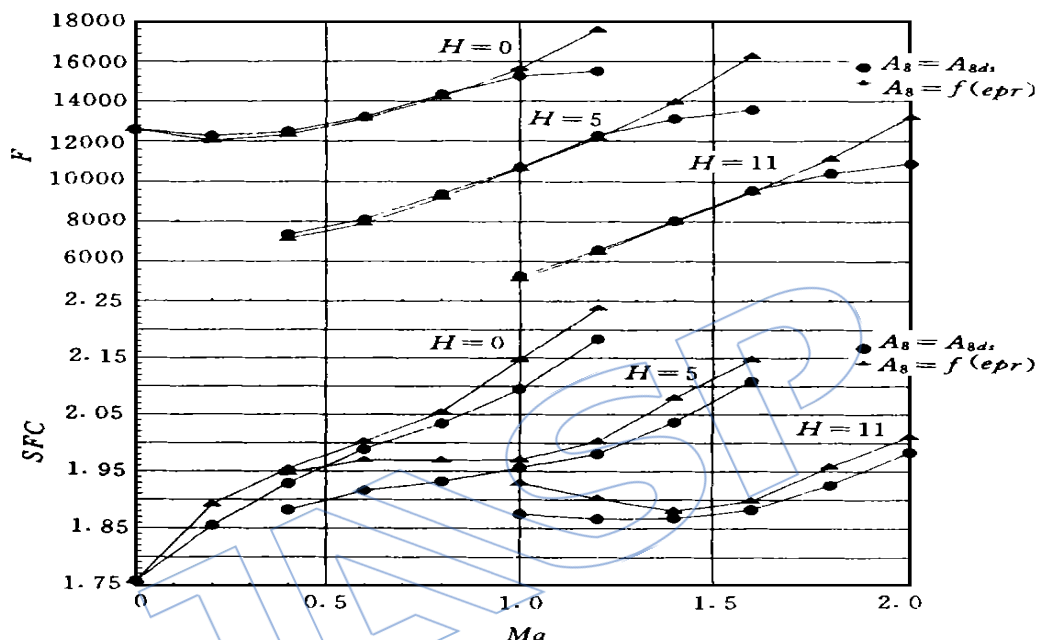


图 3 两种调节规律下最大状态时非安装的速度—高度特性对比

分析原因, 低马赫数时, 两种调节规律下的风扇转子转速相同, 总空气流量几乎相同; 又由于加力燃油控制规律均采用等余气系数, 对应的加力温度相差不大, 排气速度相差不大, 因而加力推力基本相差不大。由于调节规律 1 下 T_4 较低, 加力燃烧室进口气流温度相应也低, 达到基本相同的加力温度所需加力燃油流量大, 因此低马赫数飞行时加力耗油率较高, 耗油率曲线出现了随马赫数增大呈非单调变化的趋势。高马赫数时, 调节规律 2 下由于主燃油调节规律转为控制 T_4 等于常数, 其对应的风扇转子转速及总空气流量明显降低 (见图 2), 结果加力推力明显低于调节规律 1 下的推力; 又由于调节规律 1 下低的涡轮前温度和较大的空气流量使加力燃烧室中消耗更多的燃油, 才可保证一定的总余气系数, 所以加力耗油率较高。

2.2 调节规律 1 和调节规律 3 的非安装性能结果对比

这两个调节规律的加力燃油调节不同: 调节规律 1 按等总余气系数调节加力燃油流量; 调节规律 3 按等加力出口温度 T_7 调节加力燃油流量。

在高马赫数飞行条件下加力燃油控制规律采用等总余气系数时会得到更大的加力推力, 但耗油率也较高; 低马赫数时, 两种控制规律的推力和耗油率相差不大。

分析原因: 由于两种控制规律中采用相同的主燃油调节规律和 A_8 调节规律, 所以燃气发生器工作点相同, 加力燃油调节规律所导致的不同的加力温度将是引起发动机性能差异的根

本原因。在低马赫数飞行时, 调节规律 1 下发动机加力温度 T_7 较低, 排气速度较低和加力燃油流量低, 因此推力、耗油率略低; 在高马赫数飞行时, 调节规律 1 下的加力温度较高, 排气速度较高导致推力大, 加力燃油流量较大导致加力耗油率偏高。

除此之外, 计算还给出采用调节规律 3 时的总余气系数随飞行条件的变化(见图 4)。由图 4 中结果可知总余气系数随飞行速度变化很大, 这将不利于燃烧的稳定性 and 充分发挥加力燃烧室的潜力。

3 结 论

关于 3 种不同调节规律下涡扇发动机非加力状态和加力状态

飞行性能的计算与分析, 所得的结果表明: (1) 采用调节规律 1 的突出优点在于: 通过调节 A_8 保证给定的发动机压比, 不仅可确保发动机的推力, 而且可使维持同样风扇转速所需的涡轮前温度较低, 这使得发动机在高速飞行时具有明显的性能优势, 推力大且不加力耗油率低。较低的涡轮前温度除了给发动机性能带来优势外, 还可在改善发动机的热部件工作环境, 提高可靠性, 延长发动机寿命, 增加风扇及高压压气机的喘振裕度等方面取得明显收益。另外采用调节规律 1 高速时加力温度上升明显, 因而可获得更高的加力推力。(2) 加力状态采用等总余气系数加力燃油调节规律, 可提高加力燃烧室的工作稳定性和充分发挥性能潜力, 使发动机在高速飞行时获得更大的加力推力。

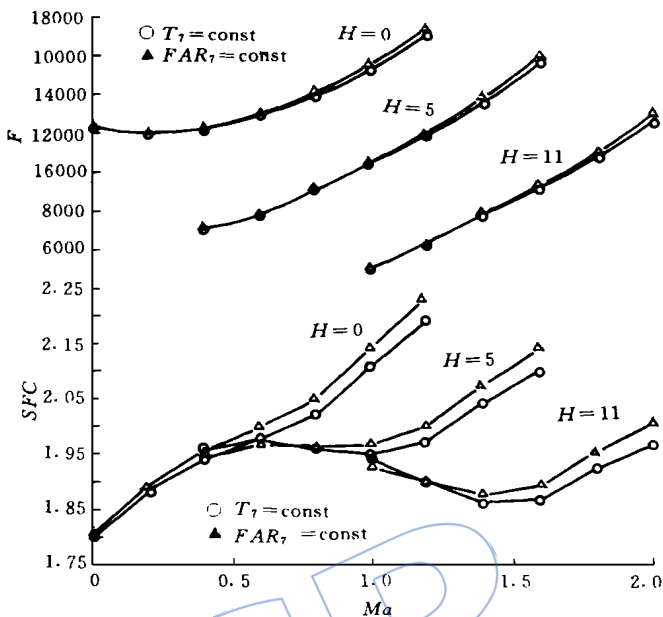


图 4 两种调节规律下全加力状态时非安装的速度
——高度特性对比

参 考 文 献

- Gilyard G, Ome J. Subsonic Flight Test Evaluation of Performance Seeking Control Algorithm on an F-15A airplane AIAA 92-3743
- Digital Electronic Engine Control(DEEC) Flight in an F-15A aircraft NASA Conference Publication 2298, 28 Feb. 1986

(责任编辑 魏星禄)

NUMERICAL SIMULATION OF THREE DIMENSIONAL SHOCK WAVE- BOUNDARY LAYER- SEPERATED FLOW INTERACTIONS

Han Zhenxue, Fang Ren, Liu Zhijian

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT Three dimensional turbulent flows with strong shock wave - boundary layer - seperated flow interactions are numerically simulated. Time - dependent compressible Navier - Stokes equations in conjunction with Baldwin - Lomax turbulence model are discrete with finite volume method and LU SGS time marching scheme to get the steady flow fields. Inviscid flux and viscous flux on the control volume surfaces are calculated with Van Leer flux vector splitting scheme and central difference scheme separately. The numerical methods are valid for 3D transonic flow through a diffuser. The computational results are in a good agreement well with the experimental data of Mach number before the shock wave, separation and reattachment positions.

Key Words Shock wave Boundary layer Separated flow interaction
Numerical simulation

CALCULATION OF FLOW FIELDS WITH MULTI- UNSTRUCTURED GRIDS

Han Zhenxue, Fang Ren, Liu Zhijian

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT Two dimensional transonic flows are simulated by solving Euler equations with finite volume method numerically. Multi- Unstructured grid technique is used to accelerate the three- stages time marching convergence. Multi- Unstructured grid generation technique and interpolation method are investigated. As an example, 2D transonic flows around NACA 0012 airfoil are calculated with the present method.

Key Words Computation fluid mechanics Grids interpolation methods

ANALYSIS OF CONTROL SCHEDULES FOR HIGH THRUST- WEIGHT RATIO TURBOFAN ENGINE

Zhu Zhili and Li Dong

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT It is important to design a suitable control schedule for aircraft engine in order to exploit its full performance potentiality and to enhance its reliability. Comparison and analysis of uninstalled performance of engine with different control schedules are carried out in this paper. The result indicates that the control schedules for the modern high thrust- weight ratio turbofan are superior significantly to the traditional control schedules of

engine in enhancement performance at high speed and improvement of the working conditions of the hot section components

Key Words Turbofan engines Control Analysis Performance

NUMERICAL FLOW SIMULATION OF INLET VALVE BOX OF TURBINE

Li Siqi, Zhang Di, Du Zhanbo, Sun Bi

(Institution of Thermal Turbomachines Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A computational fluid dynamics code is used to simulate the flow in a test inlet valve box of turbine. The work sets two major goals: to acquire a comprehensive understanding of the complex three-dimensional flow fields in the valve box at representative operating conditions and to find out an effective tool to optimize performance at the given operating conditions. In order to improve the convergence and precision of the calculation, the numerical algorithm employs Body-fitted Coordinate (BDC) grids, the SIMPLEST method, the standard $k-\epsilon$ turbulence model, wall function method and the porosity method. In the results, the calculated flow pattern in the valve box and the loss coefficients of the valves appeared are in an improved agreement with the measured data. The tested values of the total pressure diverge from the numerical results, but their trends are about the same.

Key Words Turbines Inlet boxes Numerical simulation

AN ASSESSMENT METHOD FOR BLADE VIBRATION RELIABILITY

Ou Yangde, Kong Ruilian, Song Zhaohong

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT A method is presented to assess the vibration reliability for blade design. The method based on Campbell diagram and the concept of PFTA (Probability Fault Tree Analysis) is used to improve conventional assessment methods, and aims at developing an effective method for resonance identification and assessment of the characteristics of blade resonance system, which consists of multiple resonant interception on the Campbell diagram at or near the operating speed. Much information will be obtained from this PFTA analysis, and it is useful for designer to improve the vibration characteristics of a given blade in design and in elimination of failure blade yielded from vibration fatigue.

Key Words Vibration Aircraft engines Blades Reliability estimation