

超音通流风扇推进系统内流若干特征*

北京航空航天大学 单 鹏** 马继华

【摘要】 探讨了一种非常规结构的推进系统—超音通流风扇推进系统的总体性能的特征。得到:
(1) 其必为变涵道比循环系统, 由可变几何内、外涵通道提供对涵道比的主动控制; (2) 一般的变涵道比循环推进系统超音速飞行时可获较常规系统更高的风扇增压比或风扇功率; (3) 该推进系统高空单位流量推力与高度无关。简介了有关算例以说明诸点。

主题词: 超音速飞行 超音通流 涡轮风扇 喷气喷进 性能

分类号: V 235. 13

作跨洋洲际超音速民用飞行目前还存在着耗油率过高、起飞噪音满足不了适航标准两大问题。从根本上说, 问题的解决需要引入新概念大气推进系统。其必须具有若干高效率部件, 使在 $M a_{\infty} > 2.5$ 下巡航的耗油率降至约 $0.125 \text{ kg}/(\text{h} \cdot \text{N})$, 从而燃油重量降至起飞总重的一半以下。同时核心发动机有能力拖动功率强大的风扇, 使起飞涵道比接近 2 或更高而满足适航标准。NASA 于 70 年代中期就开始组织研究的使用超音通流风扇的变循环推进系统^[1], 即几种设想之一。主要问题是: (1) 如何实现预期的风扇高性能和较宽特性; (2) 在 $M a_{\infty} \approx 0 \sim 3$ 宽范围内失去有口内管道复杂调节系统的常规进气道后, 如何获得整个飞行包线内实用的整机特性。

本文数值算例使用的推进系统总体数学模型是按文献[2]的原理发展的, 该原理对于分析非常规调节规律下的系统问题很有效。

1 进气道工作机制及其与发动机的相容性

该问题的特征与常规系统极不相同。在飞行剖面上特别是超音巡航点上, 当风扇部件能实现全段轴向分速超音, 则整个外涵通道也设计成无轴向亚音速流的以减少压缩损失。注意到对直至风扇前的沿飞行剖面为非恒速的超音流不易用内管道连续调节, 故知超音通流(STF)进气道设计原则和特点为: (1) 进气道可取外压或混压式, 但必无常规进气道的亚扩段及结尾正激波; (2) 以风扇能合理承受的尽量高的超音 $M a$ 为 STF 进气道出口 $M a$ 以进一步减少压缩损失; (3) 当巡航 $M a_{\infty} > 2.5$, 用单级锥的简单结构已可获足够预压缩并 σ 很高; (4) 在所有超音通流工作点上要确保外涵不壅塞, 即, 尽管冲向 STF 进气道捕获面积的流量随 H 、 $M a_{\infty}$ 大幅度变化, 单斜波超音速溢流后应冲入唇口的流量不允许再经亚音溢流。即风扇总流量应由捕获面积独自限定而一反在常规系统中允许由外、内涵喷喉共同限定。这就失去了常规进气道结尾正激波移位乃至亚音溢流的重要流量调节机制。(5) 亚扩段和正激波的取消也使 STF 进气道失去对全飞行剖面上大范围变动的来流速度 U_{∞} 的有效调整, 使紧接其后的风扇的转叶速度三

角形变形很大, 风扇部件要特殊设计。(6) 由(1)和(4)两点知, 为保证内涵核心发动机以喘振裕度适当的工作点正常工作, 所需内涵流量调节只能靠第二进气道进口处的内外涵分流面积比变动来保证, 即 STF 风扇推进系统必定要采用内、外涵面积均可变的主动控制变 α 循环机制。这样, STF 风扇推进系统总体工况可简述为: 远前方来流经微弱超音扩压后以超音轴向速度进入风扇, 风扇加功机制为对气流只加速而基本不增压。扇后气流经无收敛段的喷管加速喷出外涵。同时进入第二进气道的超音速流经结尾正激波增压进入内涵常规压气机。从起飞至超音巡航, 外涵喷管配合第二进气道实现主动控制变 α 循环, 为核心发动机正常工作创造条件。

由于以较高超音速飞行时, 该系统外涵压缩损失小, 有望使从 STF 进气道至外涵喷管各部件的效率, 及整体发动机推重比得以共同提高, 耗油率降低。具体优势有三方面: (1) 爬升和以 $M_{a\infty} > 2.5$ 巡航时 STF 进气道 σ 高达 0.97^[3]; (2) 单级 STF 风扇大加功量下效率高; (3) 这两部件重量同时大大减轻。其中(1)最重要, 故偏离超音通流工况的进气道将严重损害系统外涵带来的高性能而使其无异于常规系统。

为在非设计飞行点保持 STF 风扇级良好的 STF 工况, 估计可行的方法之一是加装变安装角进口导流叶片, 并由计算机测控系统按飞行速度变化转换出适当安装角, 保证 STF 风扇级叶栅通道畅通。文献[4]研究了在超音速和跨音速单级压气机上使用可调进口导叶的问题。

2 一般的内、外涵主动控制变 α 循环的特征

一般特征是可在更宽的 $M_{a\infty}$ 范围内比常规循环更大幅度地提高超音飞行的风扇增压比或风扇功率。按以下思路并引文献[5]的算例论证这一命题。

首先注意 STF 工况下的 STF 进气道输送给风扇的流量始终大于或等于可亚音溢流的常规进气道的流量这一基本前提。该算例中控制 α 的原则是保证进气道的 STF 工况。不妨设使用其它类型进气道时, 主动控制 α 的结果也得到不小于不控制时的流量。要做到这一点, 只需在超音非设计飞行点上以 α 为调节因素, 而 φ 却相当于被调参数; 在巡航设计点上则优化的 $\alpha = \alpha(\pi_k^*, \pi_F^*)$ 与设计 φ 均被满足。此即该例调节计划之一。

采用的调节计划还包括 $M_{a\infty} \geq 1.9$ 时解除截流比, 即使用高压涡轮前最高总温 T_{max}^* 。 $M_{a\infty} > 1.6$ 后, 飞行总温已比低空低速明显提高。故尽管飞行剖面的超音爬升段上发动机流量通常是下降的(参见图 1 曲线 6、5; 1 进气道亚音溢流量 $A_{\infty sub}$ 加/或放气量 $A_{\infty ob}$ ($10 m^2$); 2 捕获率 φ ; 3 推进系统涵道比 α ; 4 核心压气机 I 质量流量 ($100 kg/s$); 5 风扇质量流量 ($100 kg/s$); 6 $\varphi=1$ 时可捕获的质量流量 ($100 kg/s$)), 若维持与低空低速时相同的较高风扇增压比, 则仍需要更大的风扇涡轮功率, 而实际上达不到。因此常规推进系统风扇增压比下降很多。

该例第二进气道唇口的轴向移动, 可提供口外超音流工况下控制内外涵分流面积比的主动变 α 循环控制, 在不改变风扇前进气道的工况, 又使进气

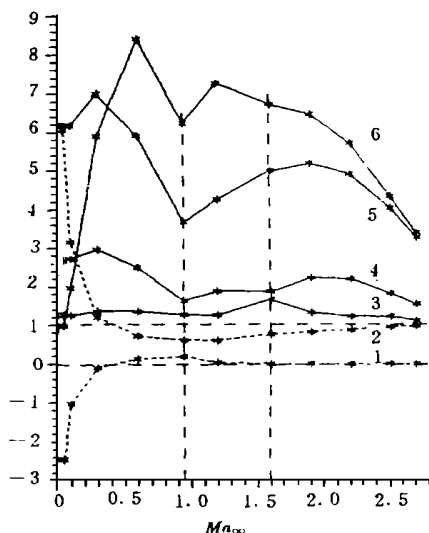


图 1 飞行剖面上 STF 进气道与 STF 风扇发动机流量匹配—速度特性

道、风扇与核心机相容的前提下,使 $M_{a\infty} > 1.6$ 后 α 不断减小。这样送入内涵核心发动机的流量在绝对量减小的总趋势下,对外涵喷管喉道几何不可调的常规系统而言,有相对量的增加(图1曲线5、4、3)。

当涡轮前总温被限为使用上限常数,在比低空低速已有所降低的发动机总增压比下(图2曲线8; 1 P_{∞}^* , 2 P_2^* , 3 T_{∞}^* , 4 T_2^* , 5 P_{24}^* , 6 T_{24}^* , 7 T_3^* , 8 P_4^* , 9 T_4^*),尾喷管喉道面积必须调大以使内涵各涡轮流量匹配(图3曲线3; 1 M_{a9} , 2 M_{a8} , 3 $A_8(m^2)$, 4 $A_9(m^2)$, 5 U_9/U_{∞})。这使风扇涡轮落压比 π_{TF}^* 也增加(图4曲线3; 1 高压涡轮, 2 中压涡轮, 3 风扇涡轮, 4 内涵尾喷管, 5 外涵尾喷管)。当三个涡轮几何固定并一直为临界或超临界工作,则总涡轮功增量 ΔL_T 仅来自风扇涡轮,使风扇增压比增加。这一反馈过程平衡后,风扇将在较大增压比或功率下工作。该例 $\alpha(M_{a\infty})$ 沿飞行剖面的变化为 $1.26(0.05) \sim 1.67(1.60) \sim 1.12(2.70)$ 。应强调尽管仅内涵喷管几何可调的常规系统同样有上述机制,但实现这一变化趋势及幅度是困难的。

该命题从图5也得到有力证实。该图中,使用上述的同一变 α 循环控制原则及同一核心机

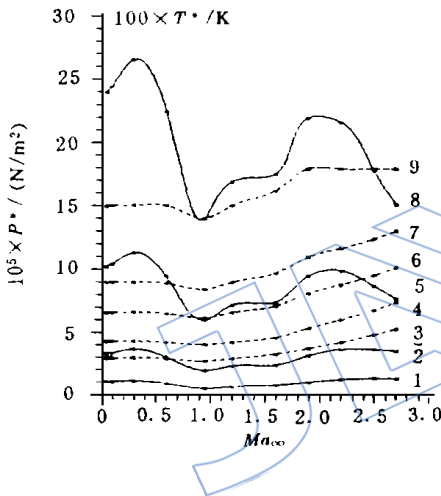


图2 从上游来流至高压涡轮前的总压、总温随 $M_{a\infty}$ 的变化

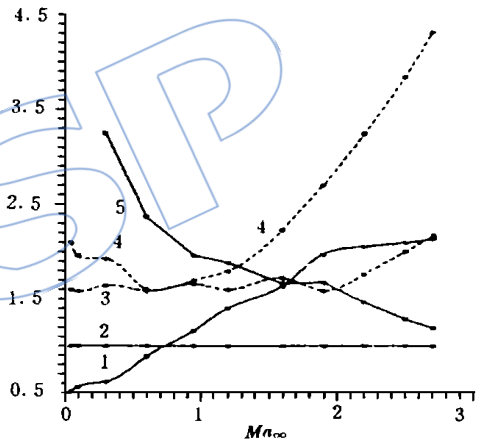


图3 内涵尾喷管工况变化

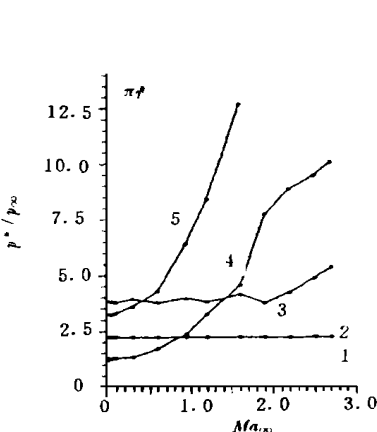


图4 落压比

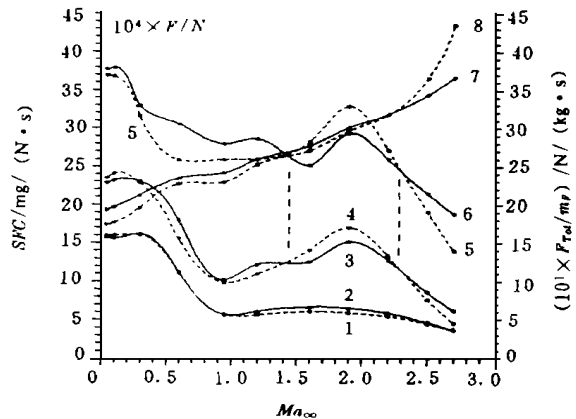


图5 装STF进气道或常规进气道时同一可控变 α 循环系统的推力和耗油率特性

的加装 STF 进气道的系统对比于加装常规进气道的系统, 后者使用 20 外流总折角下最优四波系超音速进气道^[6]。二者仅在风扇前、风扇后两进气道的 σ 值上极不相同。 $M_{a\infty}$ 达 1.9 时选用的涡轮前总温上升到 1794 K 而被限死, 此后随飞行总温的进一步升高, 与曲线 3、4 (图 5 中 1. 外涵推力 F , 常规进气道; 2. 外涵推力 F , STF 进气道; 3. 总推力 F , STF 进气道; 4. 总推力 F , 常规进气道; 5. F/m , 常规进气道; 6. F/m , STF 进气道; 7. SFC, STF 进气道; 8. SFC, 常规进气道) 的剧烈下降对比, 曲线 2、1 的下降是极为平缓的。该图特别说明, 在具体的 STF 风扇系统中, 不可避免的非常规参数—大范围可变的 α 对系统特征的决定作用比进气道 σ 更强。

对于风扇后为亚音流的常规系统, 可变的内外涵分流面积显然也能在保证进气道、风扇、核心机有更宽的高度-速度匹配特性的前提下给出大范围可控的变 α 循环。

3 高空单位流量推力的特征

设 $11\text{km} \leq H \leq 24\text{km}$; 若主调节规律是: 涡轮前温度为常数, 风扇物理转速为常数, 控制进气道 φ 使其仅是 $M_{a\infty}$ 的函数, 即 $\varphi = \varphi(M_{a\infty})$, 而涵道比 α 为调节因素; 辅助调节规律是: 各喷管出口静压为大气压; 其它条件为: 进气道特性 $\sigma = \sigma(\varphi, M_{a\infty}, H)$ 即对 H 已自模化, 又由于 α 可变而不受后方发动机工况影响, 则, 涡扇推进系统的单位流量推力仅是飞行速度 $M_{a\infty}$ 的函数而与飞行高度 H 无关 (证明从略)。该命题说明在上述条件下, 涡扇推进系统单位流量推力的速度特性即代表其高度-速度特性。

因 STF 风扇系统于超音速且受控于良好 STF 工况下飞行时, 必须使用纯超音溢流的进气道流量系数 $\varphi_{up}(M_{a\infty})$ 为其 φ , 故若采用上述调节规律, 则以超音 $M_{a\infty}$ 飞行的超音通流风扇推进系统是严格的高空单位流量推力恒定的系统。图 6 的数值结果明确体现了这一结论。

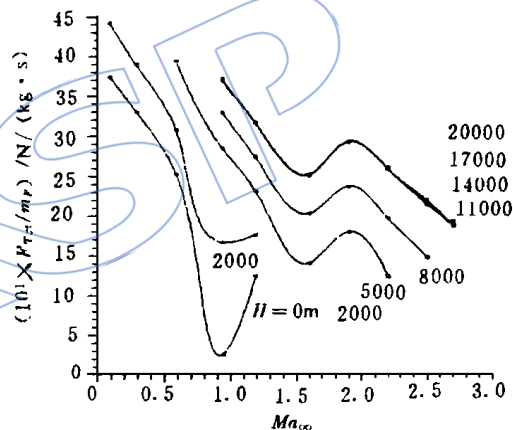


图 6 单位流量推力的高度-速度特性

结论: (1) 对利用常规核心发动机组构的超音通流风扇推进系统必进行变涵道比主动控制。(2) 一般的主动控制变 α 循环系统可比常规系统提高超音飞行时风扇的增压比或功率。(3) 以超音 $M_{a\infty}$ 飞行的超音通流风扇推进系统是高空单位流量推力恒定的系统。(4) 进一步分析算例可说明, 来自超音通流进气道气动性能的推力和耗油率优势在 $M_{a\infty} > 2.2$ 时才出现, 故可认为使用该系统的合理范围是 $M_{a\infty} > 2$ 。

参 考 文 献

- 1 Trucco, Horacio. Study of Variable Cycle Engines Equipped with Supersonic Fans NA SA CR-134777, Sept., 1975
- 2 单鹏. 多变量推进系统数学模型中的矢量空间及其分解. 中国工程热物理学会会议论文集, 1994 年, 宁波
- 3 单鹏. 超音通流进气道计算内特性. 航空学报, 1994, 15(8)
- 4 Breugelmans F A E. Variable Geometry in Supersonic Compressors V K I Lecture Series 1988- 03, February 1- 5, N 89-16838
- 5 单鹏, 马继华. 超音通流风扇变循环推进系统内流特性分析. 北航科研报告 BH- B 4490, 1993
- 6 赵鹤书, 潘杰元, 钱翼稷. 飞机进气道气动原理. 北京: 国防工业出版社, 1989 年 5 月第一版

(责任编辑 魏星禄)

nents. The shifts in efficiency resulted from the change of tip clearance will be predicted by semi-empirical formula, with the aid of the tip clearance model of the variations of the tip clearance, efficiency and thrust with transient time have been estimated. The results prove the effectiveness and accuracy of the model.

Key words Gas turbines Transient process Blade tip Clearance

EFFECT OF CURVING OF HEAVY-DUTY BLADES ON WALL FLOW

Han Wanjin, Lü Hongwei, Lu Wencai, Wang Zhongqi

(Power Engineering Dept. Harbin Institute of Technology, Harbin, 150001)

ABSTRACT Static pressures on endwalls and blade surfaces and growth of the losses along flow direction were measured, and the flow visualizations of the endwall and blade suction surface with ink traces were also made. The experimental results show that the positive curving of the blade increases the streamwise adverse pressure gradient in the cascade inlet and makes isobars on the front part of the blade suction surface into opposed "C" shape, thereby the saddle point separation near the blade leading edges and convergence of separation lines on the suction surface to the cascade middle are intensified. The negative curving of the blade reduces the adverse pressure gradient in the cascade inlet and makes isobars perpendicular to the endwall on the front part of the blade suction surface. As a result not only the separation flow near saddle point weakens, but also the separation flow on the suction surface turns into free vortex laminar separation so as to avoid interception of the upper and lower separation lines. In consequence, the secondary vortex losses are decreased greatly.

Key words Turbines Curving Blades Wall flow

CHARACTERISTICS OF INTERNAL FLOW PERFORMANCE OF AN STF FAN PROPULSION SYSTEM

Shan Peng and Ma Jihua

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

ABSTRACT The total characteristics of a Supersonic Through Flow (STF) fan propulsion system of unconventional configuration have been studied. Therefrom some conclusions are obtained as: 1. The system's bypass ratio must be actively controlled by adjusting both core and bypass engine's through flow areas. 2. A general propulsion system with a bypass ratio variable cycle is able to hold a higher fan compression ratio or a stronger fan power in supersonic flight, when it is coupled with a variable core nozzle critical section area. 3. For this new concept propulsion system, the specific thrust per unit of the total air mass flow does not vary with altitude up to the stratosphere. Some calculational results are presented briefly to support the above-mentioned conclusions.

Key words Supersonic flight Supersonic through flow Turbofan Propulsions characteristics

EVALUATION OF SAFETY LIVES OF AEROENGINE PARTS

Kong Ruilian and Wang Yanyong

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

ABSTRACT The safety lives of parts in an aeroengine are determined by use of the confidence limits of three-parameter Weibull distribution. The safety lives obtained by the point estimation of three-parameter Weibull distribution have been compared with those of two-parameter Weibull distribution. It is shown that this method is convenient in engineering application.

Key words Aircraft engines Confidence limit Safety Life