

排气扩压器极限点流动模式分析 及引射器工作状态特性*

航空燃气涡轮研究所 张国政**

【摘要】 根据试验实测的引射器极限工作点数据,分析了引射器初始段内主动射流运输特性对极限点工作参数的重大影响,提出了引射器极限工作点的实际流动模式,剖析了引射器极限膨胀比不可逾越性。从理论和试验证明,引射器在抽除射流运输质量的条件下,可以将使用膨胀比提高到远远超过极限膨胀比的广阔区域。首次获得了从低膨胀比到超越极限膨胀比限制的高膨胀比的“引射器工作状态试验特性”。

关键词: 排气扩压器 引射器 流动模式 工作状态特性

1 引射器极限点流动模式分析

引射器极限点是指主动流膨胀到占据整个混合段截面面积,被引射气流流量为零的工作点。极限点的喷口总压与被引射气流静压(喷口截面环境静压)之比,称为极限膨胀比(ϵ)。从喷口喷出的超音速射流进入初始段低压环境,形成振荡的自由射流。

引射器初始段内主动流和被引射气流之间存在的速度梯度、温度梯度、密度梯度,通过粘度、热导率和质量扩散速度以确定两流体之间的动量输运量、热量传递量和质量输运量。通过质量守恒、动量守恒和能量守恒定律确定考虑输运特性的被引射气流参数。在极限工作点,被引射气流流量趋近于零,压力最低,密度最小,主动流向被引射气流的动量输运量和质量输运量最大,必然使初始段被引射气流的气动和热力参数产生明显的变化。

在极限工作状态,初始段被引射气流的特征为:(1)主动流对被引射气流的动量输运,使被引射气流产生与主动射流流向相同、沿径向递减的速度增量。(2)主动射流占据了整个流道面积,和主动流同向流动的被引射气流在闭锁截面前被完全滞止。(3)在滞止过程中,初始段形成了相应的逆向压力梯度,闭锁截面压力高于喷口截面压力。(4)在闭锁截面前,被滞止的被引射气流在逆压梯度作用下形成回流区。(5)在极限工作点,被引射气流的来流流量为零。在初始阶段,主动射流的质量输运使被引射气流流量随流程增加。只有与质量输运量相当的被引射气流随主动射流流入混合段,被引射气流才能保持流量平衡。(6)在极限工作点的稳态工况,热量传递使初始的被引射气流与主动射流达到温度平衡。

由主动射流动量输运产生的被引射气流边界速度,气流滞止形成的轴向逆压梯度分布和被引射气流的热力属性,应用可压缩湍流动量方程描述初始段被引射气流的回旋流场,如图1所示。

图中 $\iint_1 2\pi y dy dx$ 为被引射气流定义域, $\iint_1 2\pi y dy dx$ 为主动射流边界层, $\iint_1 2\pi y dy dx$ 为

$C_{\parallel x} > 0$, $\iint_0 2\pi y dy dx$ 为 $C_{\parallel x} < 0$, $\int 2\pi r_c dx$ 为 $C_{\parallel x} = 0$ 。

按照主动射流输运特性, 质量守恒、动量守恒、能量守恒三个基本定律和极限工作点的被引射气流特征, 可以描述初始段被引射气流在极限工作点的流动模式: 在引射器初始段, 主动射流的粘性流动, 通过交界面将动量、热量和质量输运给被引射气流, 使被引射气流形成具有较大逆压梯度的环柱型回流区。回流区与主动射流间存在射流边界层, 边界层随主动射流流入混合段, 其质量与主动射流质量输运量相当, 使被引射气流满足质量平衡、动量平衡、能量平衡, 成为稳态流动。

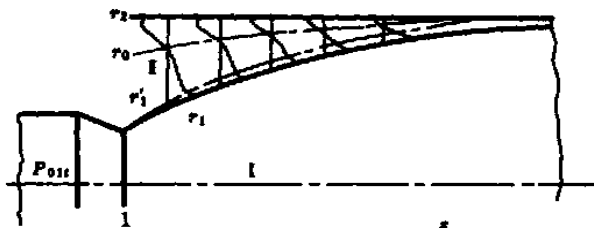


图 1 初始段内被引射气流流场

试验研究中, 多次进行了排气扩压器极限点试验, 测取的初始段被引射气流静压的轴向分布值都具有较大的逆压梯度。试验实测的闭锁截面静压, 比喷口截面环境静压高 $25.33kPa$, 初始段被引射气流区域的进出口截面静压比达到 1.32, 等熵膨胀的回流速度高达 $\lambda = 0.684$ 。可见, 初始段被引射气流回旋流场是很强的。

试验测出的主动射流在初始段输运到被引射气流的质量流量, 相当于主动射流在喷口截面 $0.10 \sim 0.15mm$ 的射流周边厚度层的质量, 这些主动射流输运质量, 主要散布在动量较大的射流边界附近, 是主动射流边界层的主要成分。当然, 质量输运量还与喷口面积及排气扩压器面积比密切相关。根据测量数据推算, 小面积比排气扩压器 ($\omega^3 = 1.4 \sim 1.7$) 的主动射流边界层质量流量相当于主动射流质量流量的 $2 \sim 5\%$ 。

应用工程计算方法算出的引射器和高空台排气扩压器极限点膨胀比 ϵ 都远远小于试验值。人们普遍采用修正低压理论^[1]、计入混合过程影响^[2]和半经验公式^[3]等方法进行修正。

随着引射系数增加, 主动射流和被引射气流的速度、密度梯度降低, 主动射流在初始段的动量和质量输运减少。主动射流输运量对被引射气流参数的影响在工程测量误差范围内, 可采用“初始段内被引射气流为等熵流, 两股气流不混合”的简化假设。在初始段内, 主动射流进行超音速膨胀, 初始段出口截面为最低压力点, 静压平衡条件已被公认。

在极限工作点, 主动射流输运特性对初始被引射气流参数的影响显得十分突出, 动量输运使闭锁截面压力升高量达到 $25.33kPa$, 仅此一项就使极限点计算膨胀比误差达 25% 。质量输运形成的主动射流边界层, 使闭锁截面的流通能力降低 $1 \sim 2.3\%$, 极限点计算膨胀比相差 $2 \sim 4.5\%$ 。故不能直接用引射器工程计算方法确定的流动模式, 应建立符合实际的引射器极限点流动模式, 这是计算引射器极限工作点参数, 研究极限工作状态性能的必要条件。

2 引射器极限工作点膨胀比的不可逾越性

从极限工作点流动模式的平衡工况看到, 初始段内主动射流的输运特性决定了极限膨胀比的不可逾越性。在达到完全稳定流动的极限工作点, 主动流和被引射气流的温度相一致, 热量输运才能保持平衡。动量输运量, 一部分通过被引射气流作回旋流动所消耗, 另一部分被主动射流边界层的气流带走, 增大动量输运量。闭锁截面上被引射气流压力升高, 提高了回

流强度和主动射流边界层通过闭锁截面的能力, 有益于提高极限膨胀比。质量输运量是影响极限膨胀比的中心环节, 增加质量输运量, 被引射气流的回流量也会相应增多。

$\iint_{\Gamma} \rho C_{II} x 2\pi y dy dx < 0$, 按照状态方程 $P = \rho R T$, 被引射气流密度增加, 压力升高, 降低了主动射流和被引射气流之间的密度、压力和速度梯度。这种负反馈, 自动减少了质量输运量, 并根据动量、质量、热量输运量和质量、动量、能量守恒定律构成新的平衡。

在试验研究中, 测出了一条排气扩压器极限膨胀比随主动射流压力变化曲线 (图 2), 这是每一个引射器存在的一条不可逾越的最高膨胀比工作线。

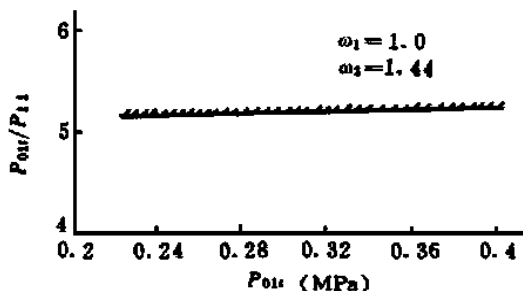


图 2 极限膨胀比随主动射流压力变化

3 突破极限膨胀比限制的可行性

当被引射气流来流为零, 主动射流及质量输运量相当的主动射流边界层占据整个初始段出口通道时, 喷口达到极限膨胀比。闭锁截面位于超音速射流第一个振荡波的最大截面处。

主动射流的质量输运特性决定了引射器极限膨胀比的不可逾越性。控制回流质量在初始段被引射气流腔的储积量, 可以使被引射气流压力保持在需要值。在膨胀比增大时, 射流边界向外扩展, 闭锁截面移向射流膨胀区, 在闭锁截面形成较强冲激波, 扼制了主动射流的膨胀过程, 射流处于不完全膨胀状态, 并在混合室内较快地滞止为亚音流, 出口总压还略有提高。射流边界转折角 δ 由射流边界速度确定。计算表明, 在喷口截面射流膨胀比 $\pi \leq 600$ 条件下, 主动射流和在混合室滞止的亚音流的流动方向不变, 这一膨胀比能满足所有工程应用范围。

4 试验实测的闭锁工作状态特性

4.1 试验实测的闭锁工作状态特性

通过试验, 首次突破了引射器极限膨胀比的封闭界限, 在引射器工作禁区作出了第一条实测的闭锁状态工作特性线 (图 3), 消除了引射器工作状态特性线高于极限膨胀比的空白区。闭锁状态特性线是一条从极限膨胀比开始, 随着膨胀比增加而略微上升, 接近直线的线段。闭锁状态特性表明, 引射器在闭锁状态下, 总压恢复系数随着主动射流喷口膨胀比增大而略有提高。

4.2 引射器工作状态特性

现有的引射器特性曲线的典型形式示于

图 4。 $n = 0, 1, 2, \dots$; $a_n b_n d_n$ 为 $(\bar{G} \sqrt{\theta})_n$

$= C_n$ 线; $a_n b_n$ 为临界状态工作线; $b_n d_n$ 为亚临界工作线; b_n 为临界点; $a_0 b_0 d_0$ 为 $G_{II} = 0$ 工作线; b_0 为极限状态工作点。

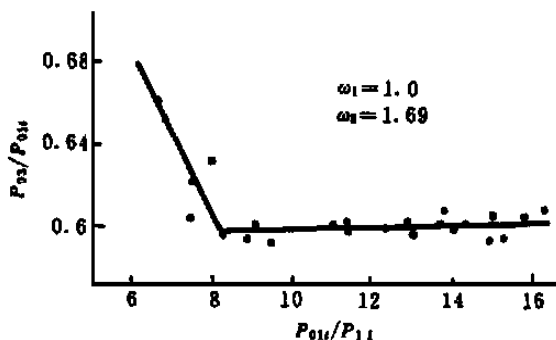


图 3 引射器的闭锁特性线

每一引射器都有一条极限工作线 $a_0b_0d_0$, 现有的引射器工作点只能位于 $a_0b_0d_0$ 的左上方。要达到更高的喷口工作膨胀比, 必须加大引射器直径; 需要获得更高的总压恢复系数, 必须减小引射器直径。这是两组相互矛盾的参数, 闭锁状态特性完美地解决了这一矛盾, 将引射器工作范围扩展到低于 a_0b_0 区域, 使引射器的喷口膨胀比工作范围不受限制。

现有的引射器工作状态特性和新求出的闭锁状态工作特性构成新的引射器工作状态特性。按照理论论证和试验实测的闭锁工作状态特性的性质, 可以很简便在引射器现有特性图上, 从极限状态工作点 b_0 开始, 画一条随着喷口膨胀比增大而略有提高的直线, 即引射器的闭锁状态工作特性, 就变成从低压力比到高压力比的整个范围内工作的引射器工作状态特性。

试验实测的引射器闭锁工作状态特性线, 否定了“引射器极限膨胀比是所能达到的最高压力比”的现有结论。证明了引射器的抽除射流输运质量的情况下, 可以将使用膨胀比提高到远远超过极限膨胀比的广阔区域。

通过试验, 首次突破了引射器极限膨胀比的封闭界限, 在引射器禁区作出了第一条实测的闭锁状态工作特性线, 消除了引射器工作状态特性线高于极限膨胀比的空白区。第一次完成了引射器从低压力比起超越极限膨胀比限制的高压力比的“引射器工作状态试验特性”。

引射器用作高空模拟试验舱的排气扩压器: 采用小直径排气扩压器, 应用闭锁工作状态, 可以完成火箭发动机、超燃冲压发动机、组合发动机和燃气涡轮发动机高空高速的真实模拟试验。对喷口膨胀比很大的试验状态, 应用小直径排气扩压器的闭锁工作状态, 比用大直径排气扩压器的总压恢复系数高几倍至十几倍。

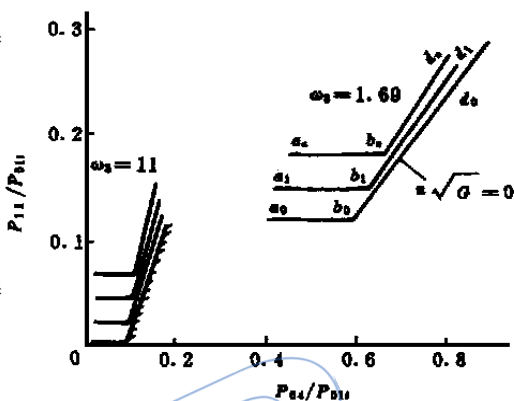


图 4 引射器工作状态特性

参 考 文 献

- 1 Bauer R C. Theoretical Base Pressure Analysis of Axisymmetric Ejectors Without Induced Flow. AD428533 (AEDC-TDR-64-3)
- 2 Chow W L, Addy A L. Interaction Between Primary and Secondary Streams of Supersonic Ejector Systems and Their Performance Characteristics. AIAA Journal, 1964, 12 (64): 686- 695
- 3 范作民. 轴对称中心引射等截面混合引射器临界状态引射系数的计算. 燃气涡轮研究所, 1973

EFFECTS OF ROTATION ON 3-D BOUNDARY LAYER

Zu Guojun and Chen Maozhang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT The basic effects of rotation have been surveyed in this paper. On the basis of theoretical analysis of three-dimensional rotational incompressible boundary layer equations, the effects of centrifugal force, coriolis force and normal pressure gradients ($\partial p / \partial x^2 \neq 0$) due to rotation on the calculational results of these equations have been discussed in detail. The turbulent boundary layers on compressor rotor blades and on a rotating cylinder surface have been calculated as numerical examples. The results are consistent with the phenomena revealed in experiments. As a conclusion, the authors proposed that the coriolis force and the centrifugal force should be considered in the engineering computations of rotational problems and the normal pressure gradients are of great importance also in this case.

NUMERICAL STABILITY ANALYSIS IN 3-D BOUNDARY LAYER CALCULATION

WITH BOX METHOD

Zu Guojun and Chen Maozhang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT The authors have proved that the Box method is unstable in three-dimensional boundary layer calculation although it is stable in two-dimensional boundary layer calculations. The Neumann stability analysis method has been applied to dealing with this problem. But the stability equation obtained is too complex to solve analytically, so the numerical computations have been proposed, and some valuable conclusions have been drawn. The results are in accordance with the phenomena that occurred in three-dimensional boundary layer calculations with Box method.

LIMIT POINT FLOW MODE ANALYSIS OF EXHAUST DIFFUSER AND OPERATION CHARACTERISTICS OF INJECTOR

Zhang Guozheng (Gas Turbine Establishment of China)

ABSTRACT This paper analyzes the great effect of injection transfer characteristics on limit point operation parameters in an injector and flow character of injected flow according to injector limit point data measured in tests of Science Foundation Subject No. 24001. The actual flow mode at injector limit point is presented. The paper also analyzes the impassability of limit expansion ratio for the injector and the reason why the limit expansion ratio calculated from the injector engineering method is much less than its value obtained from the tests. The existing conclusion that "the injector limit expansion ratio is the highest possible pressure ratio" is refuted by the theoretical demonstration and injector operation characteristics measured in tests. It is proved that the operational expansion ratio can be increased much beyond the limit expansion ratio when the injector absorbs injection transfer mass. The "Operation test characteristics of injector" from low expansion ratio to high expansion ratio beyond the limit expansion ratio is first accomplished.