

文章编号: 1000-8055(2001)03-0193-06

有关对转涡轮基本设计与应用的进一步思考

蔡睿贤

(中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100080)

摘要: 根据本文作者以前发表的对转涡轮全面基础分析, 进一步提出了几点以前尚少注意的气动热力设计问题: 基于高、低压轴压气机(含风扇)各自需要的负荷与转速、压比匹配的实用可能, 来选择基元级与叶栅, 提出比较适合对转涡轮使用的发动机系统; 以及特大折转角叶栅与基本切向特小折转角叶栅的需要可能性与设计等。综合发动机系统与叶轮机械气动设计的要求而对这些问题的考虑, 会有助于发展即将实用的对转涡轮。

关键词: 对转涡轮; 基元级; 叶栅设计; 中心流线法

中图分类号: V 23

文献标识码: A

1 前言

对转涡轮以其轻、小、低造价(零件数少)、低进动影响与可能效率高等而即将在各种燃气涡轮发动机, 尤其是航空与军用发动机中获得广泛应用。国际上各先进工业国家的科研计划与实用机型设计, 都包含了对转涡轮。但公开发表的有关文献不多, 尤其是联系到整个系统全面设计的文献更少, 因此, 对之进行相应的研究与考虑, 是有益的。

也许由于牵涉到国防秘密, 正如上述, 公开发表的文献很少, 比较全面的基本分析已知的只有作者近十年前发表的文献[1]。为便于后面叙述, 在本节先将文献[1]中的最主要结论摘录如下:

由于一个对转涡轮基元级的叶栅数不一定(两列对转动叶栅或者还加上其前的静叶栅), 所以评价对转涡轮基元级的作功能力或与常规涡轮级比较时, 应以平均单位叶栅作功系数 $\overline{h^*} \triangleq \overline{h^*}/m$ 代替常用的级作功系数 $\overline{h^*}$ 为宜(m 为级的叶栅数)。

可以用 4 个字母 I, R, A 及 D 中 3 个的按流向顺序排列来定义好各种典型的对转涡轮基元级, 所有实用的对转涡轮基元级只会是这些级或

者它们之间的中间情况: 对每排动叶进气, I 相当于冲击式, 即该排动叶栅有 $W_{ui} = W_{ue}$ (W_u 是相对切向速度, i, e 分别是进、出气); R 相当于反击式, 即该排动叶栅 $W_{ui} = 0$; A 相当于轴向进气, 即该排叶栅有 $C_{ui} = 0$ (C_u 是绝对切向速度); 对级的排气, A 是轴向排气, 即 $C_{ue} = 0$, D 是重复级, 即该对转基元级的进、排气角度一样。后者主要适用于多级对转涡轮; 但由于结构关系, 目前多级对转涡轮的实用可能不大。这样定义的典型对转涡轮基元级及其速度三角形与叶型的示意图有图 1 所示的 11 种。一个对转涡轮基元级的运动学有 8 个独立自变数, 当用 3 个符号代表一种典型级后, 还剩 5 个自变数。如选用两排动叶的圆周速度 $\overline{u_A}, \overline{u_B} = \frac{\overline{u_B}}{\overline{u_A}}$, 及动叶前后的相对轴向速度 $\overline{c_{1z}} = \frac{\overline{c_{1z}}}{\overline{u_A}}, \overline{c_{2z}} = \frac{\overline{c_{2z}}}{\overline{u_A}}$ 与 $\overline{c_{3z}} = \frac{\overline{c_{3z}}}{\overline{u_A}}$ 为自变量。则各典型级的功率特性都可以很简单地表达为仅是高低压轴转速比 $\overline{u_B}$ 的函数, 其曲线图示如图 2 及图 3。图中 h_A^* 与 h_B^* 分别是高、低压轴的负荷。

各种对转级及常规级的大致效率对比可见图 4。

有了这些基本概念, 下面就可以对一些基本

收稿日期: 2001- 02- 26; 修订日期: 2001- 05- 18

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59925615); 国家重点基础研究发展规划资助项目(G1999022309)

作者简介: 蔡睿贤(1934-), 男, 中国科学院工程热物理研究所研究员、院士

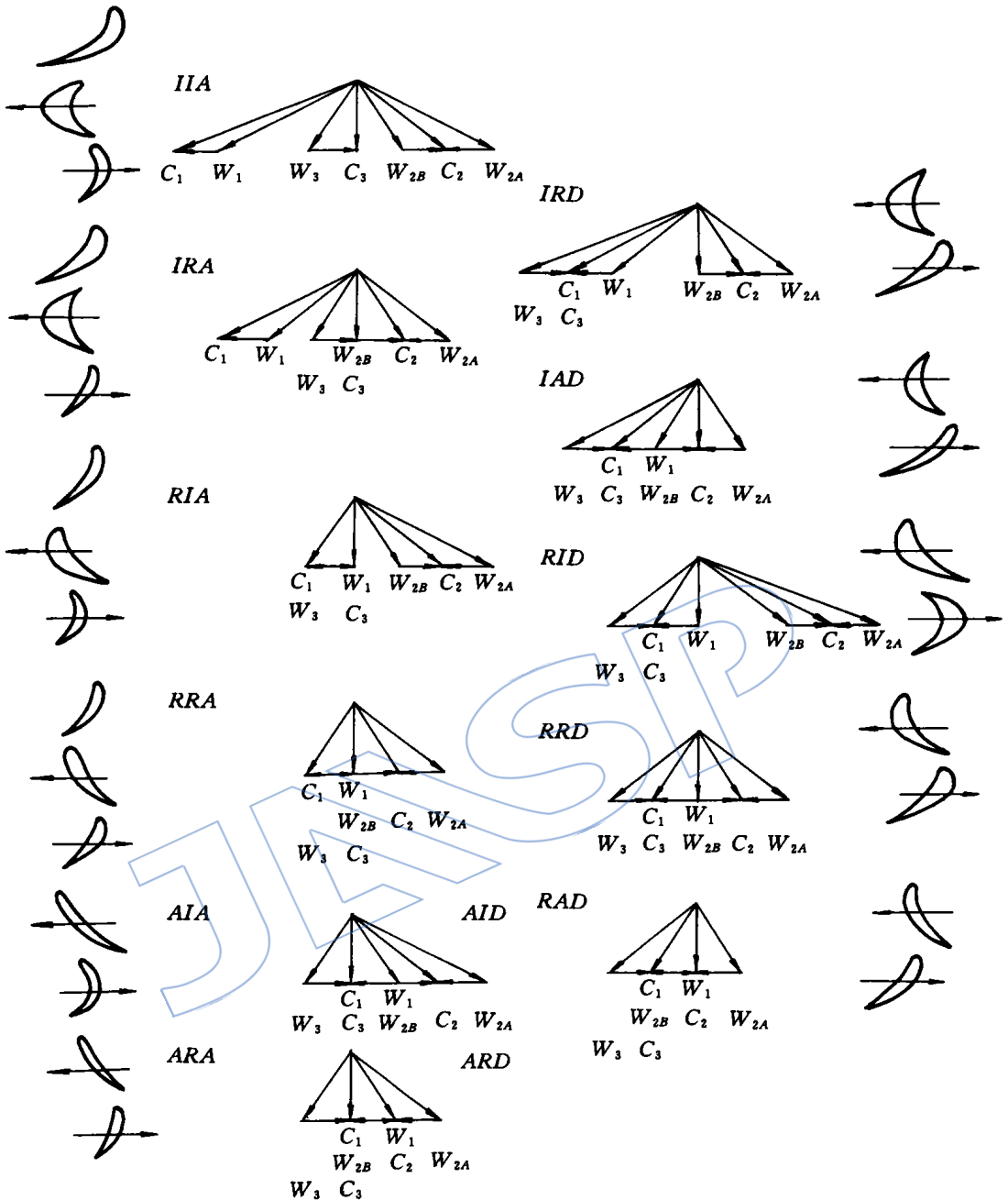


图 1 典型对转涡轮基元示意图

设计作进一步的探讨。

2 高低压轴负荷与转速、压比匹配的要求

如图 3 所示, 各种典型基元级在不同的低、高压轴转速成比 $\overline{u_B}$ 下会相当于一定的高、低压轴负荷分配 h_A^*/h_B^* 。而对于一定的双轴涡喷或涡扇发动机以及地面燃气轮机, $\overline{u_B}$ 与 h_A^*/h_B^* 值只会在不大的范围内变化, 首先取决于发动机系统的设计。如涵道比很大的民用或运输机用涡扇发动机,

h_A^*/h_B^* 比数值不会太大, 甚至会小于 1。涡喷发动机 (相当于涵道比为 0) 则此值会大于 1 (由于高压气体温度较高, 压缩功要较大; 或者从系统性能上看, 压比分配在高压轴较多), 但也不会大得太多。低涵道比涡扇发动机的 h_A^*/h_B^* 值则大致在上述两种情况之间。对于涡桨、涡轴发动机及地面燃气轮机常用的分轴式, 当涡轮进气温度 T_3^* 不太高时, h_A^*/h_B^* 值约为 2, 但当 T_3^* 较高时, 此值会降低, 但目前仍远大于 1。对于平行双轴、高压轴出功的燃气轮机, 则 h_A^*/h_B^* 值会较大, 甚至会到 2

以上(这种燃气轮机用对转涡轮会使轴系布置比较特殊)。

至于低、高压轴转速比 $\overline{u_B}$ 的选用,总是不会大于1。这首先是因为高压部分容积流量要比低压部分小得多,而一般的气动设计总是容积流量较大的叶轮机用较低的转速来匹配。

以上的分析是针对常用的航空涡轮发动机或燃气轮机,高、低压压气机分别由高、低压涡轮驱动,或者压气机由高压涡轮驱动,低压涡轮出功。对于非常规发动机或者其它对转涡轮特殊应用场合,数据会不一样。

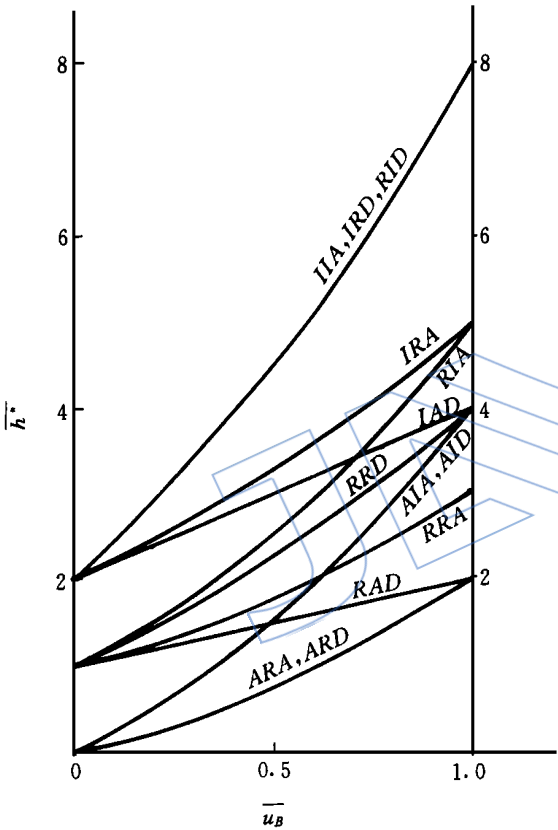


图 2 基元级功率特性曲线图

综上所述,对于常规航空涡轮发动机: $\overline{u_B}$ 值一般不会大于1,通常略小于1,比较多在0.7~0.8左右; h_A^*/h_B^* 值的可能变化范围略大,通常在2以下,特高涵道比涡扇发动机则还会小于1。这相当于图3中的左下角区域。

由图可见,在 $\overline{u_B} \leq 1$ 时,不可能有可用的对转基元级的 $h_A^*/h_B^* \leq 1$ 。所以,对通常的特高涵道比涡扇发动机不太可能利用对转涡轮,除非它的高压压气机的压比占了总压比的绝大部分。所以,看来对转涡轮只比较适合用在战斗型军机以及地面的分轴、双轴燃气轮机上。

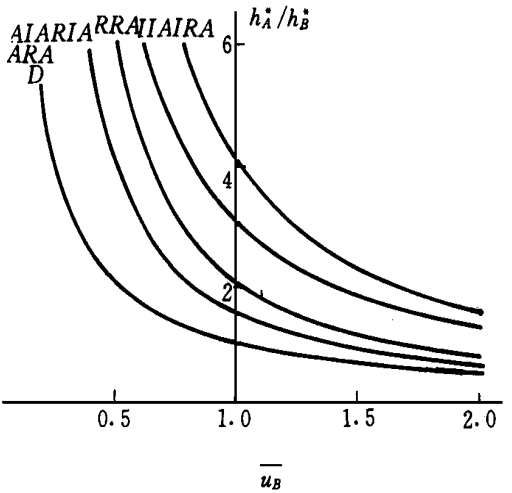


图 3 高低压叶栅功率分配特性曲线图

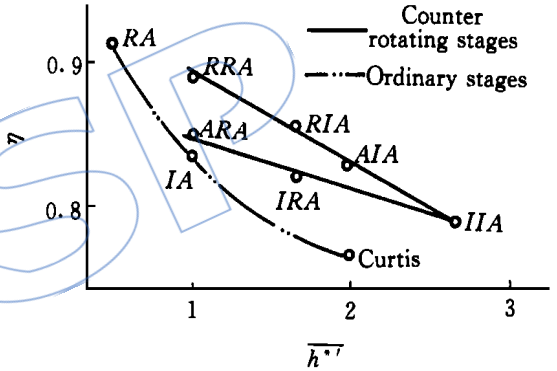


图 4 对转涡轮级与常规涡轮级的典型效率数据

在上述数据区域 $\overline{u_B} < 1$, $h_A^*/h_B^* < 2$ 内,可用的对转涡轮基元级只有AIA,ARA,RIA及RRA几种典型级以及在它们之间的中间情况;第一个字母为I的典型级, h_A^*/h_B^* 太大,不适宜用于常规的航空涡轮发动机及燃气轮机(图3中标示D的是重复级,只宜用在多级情况下;目前还未有合适的多级轴流对转涡轮结构型式,故不予讨论)。但为了能得到较大对转涡轮级作功系数 h^* ,以得到较大的总压比,根据图2,对军用航空发动机以选用RIA及AIA或其中间情况较为合适。何况按图4还可见,这两种典型级的效率也较高。对于地面无回热燃气轮机,也可同样考虑。但对有回热燃气轮机,接近来分析,压比可以很低^[2],则RRA或它与RIA的中间情况也可以选用。至于ARA,则由图2及图4可见,其作功能力与效率都没有优点,可先不必考虑。

另外还要考虑对转涡轮级能输出多少功,发动机能有多少压比。对于双轴涡喷机组,涡轮输出的功就相当于压气机的压比。如果按目前中国的

材料与冷却技术水平, 选取 $u_A = 400 \text{ m/s}$, 则上述 4 种可用典型基元级中 $\overline{m} = 0.7 \sim 0.8$ 时最大可能达到 $\overline{h}^* \approx 4$ (图 2 的 IRA), 其单位流量的功率为 640 kJ/kg^2 。考虑了涡轮与压气机的效率后, 能得到的压比也就是 30 左右。对于涡扇发动机, 涡轮一部分功率要用于驱动风扇, 随涵道比的增加, 同样的涡轮单位流量的功率所能达到的压气机压比也就更小。如果为要得到更小的 h_A^*/h_B^* , 用近于 AIA 的典型级, 则在 $\overline{m} = 0.7 \sim 0.8$ 时最大可能的 $\overline{h}^*$ 还要小些, 约为 3 (图 2), 纯喷气时压比也就只能将近到 20, 考虑大涵道比涡扇时就更小。因此, 除了从高、低压涡轮功比 h_A^*/h_B^* 上考虑, 对转涡轮不适于大涵道比涡扇发动机外, 从能得到的压比看, 对转涡轮目前也不太适用于大涵道比涡扇发动机。当然, 如果材料与冷却技术有较大突破, 涡轮圆周速度可以大大增加, 则上述约束应予重新考虑。

3 对转涡轮所需特殊叶栅及其设计

由于对转涡轮的特殊性, 其叶栅几何与流动情况也会有其特点, 因此, 已有一些文献对这种涡轮所需的特别叶型进行理论与实验研究, 例如前苏联的 $IIAM^{[3]}$, 日本的 $NAL^{[4]}$ 及中国的工程热物理研究所^[5]等。考虑到对转的特大负荷情况(相当于上述的 IIA 或 IRA 等典型级), 及无进口喷嘴静叶使得动叶进口与出口角方向差别不大情况(相当于上述的 AIA 或 ARA 等典型级), 上述文献研究的分别是特大负荷、叶片气流折转角高达 160° 的叶栅^[4]或叶型折转很小、近于翼型且接近切向按装的叶栅^[3,5](后面简称“躺倒叶型”)。

当然, 上述这些叶栅是可能应用在对转涡轮中的。但正如上节所分析的那样, 需要重视的是: 常用的喷气发动机或燃气轮机的对转涡轮会用什

么叶栅? 如上节所述, 实际在常用喷气发动机及燃气轮机中只会用到 RIA , AIA 及 RRA 等 3 种对转涡轮典型基本级或它们之间的情况。所以, 首先可从图 1 大致了解常用的对转涡轮叶栅型线。看来与常见喷气发动机不同的主要是“躺倒叶型”。

为更准确地探讨对转涡轮叶型的特点及其设计参考, 下面对 RIA 及 AIA 两种典型基元级的叶栅基本数据作一探讨。 RRA 典型基元级的叶栅难度不会超出 RIA 与 AIA 之外(可参见图 1), 故不必特别探讨。

如按目前一般可能, 设高压涡轮叶栅的圆周速度为 $u_A = 400 \text{ m/s}$, 低、高压转速比为 $\overline{u}_B = 0.75$, 轴向分速 $c_z = 300 \text{ m/s}$, 首排动叶栅进气处声速约为 800 m/s (大致相当涡轮前最高温度为 1800 K), 则 RIA 与 AIA 两种典型基元级的具体速度三角型可见图 5 与图 6。

由图 5 可见, 对 RIA 典型基元级在上述数据下, 进口静叶是个轴向进气, 气流转折 53.1° 的亚声速叶栅, 第二排动叶是进、排气均为 45° 的亚声速叶栅, 都是常规且很易设计的, 比较特别的是第一排动叶。它是轴向进气, 折转角 73.3° ; 出气角 16.7° (以切向为准) 的超声速叶栅。其实马赫数并不高, 也就 1.3 左右, 主要是出气角太小, 在航空发动机与燃气轮机中很少见。但此出气角及马赫数在蒸汽轮机中不是罕见的。所以, 对此叶栅的设计可以参考蒸汽轮机中的成功经验。

对 AIA 典型基元级在上述数据下, 第二排动叶与 RIA 一样, 区别在于没有了进口静叶, 另外首排动叶变成了“躺倒叶型”, 出气角与马赫数仍与上例一样, 只是气流折转角大大减少, 降为 20.2° 。对于这种超声速的叶栅, 在蒸汽轮机中已有很多成功经验, 完全可以学习借鉴。至于亚声速的类似叶栅, 只要不是太“躺下”, 文献^[5]所介绍

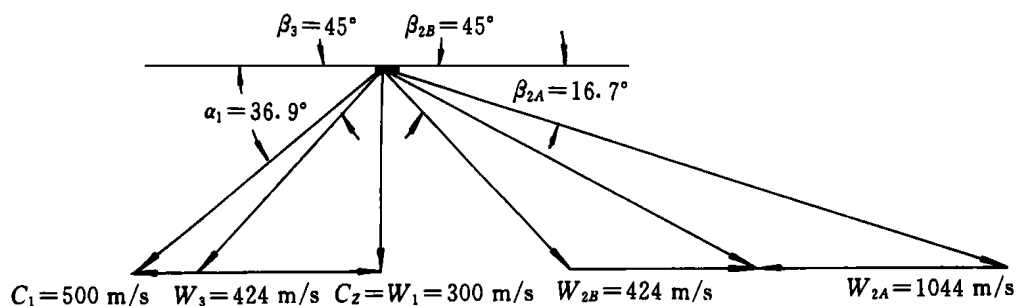


图 5 RIA 典型级速度三角形示例

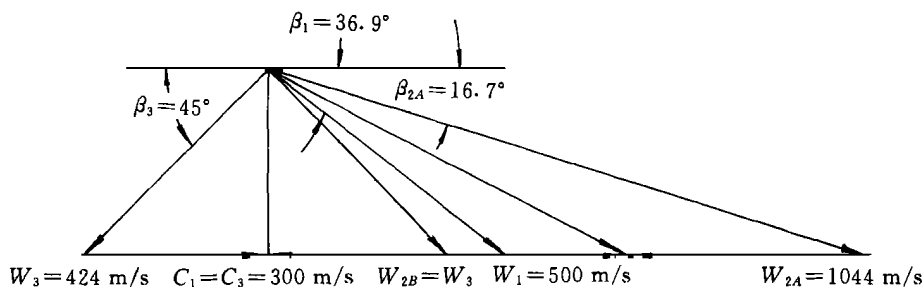


图 6 A 1A 典型级速度三角形示例

的方法可以作为初解, 得出初步叶型后再用详细的办法优化。

至于文献[4]所研究的 160° 大折转超高负荷叶栅, 按上面分析在目前的常规喷气发动机与燃气轮机中的对转涡轮是不会用到的。但对于特殊情况及常规的大负荷涡轮级还是有用的。文献[4]作者山本孝正博士对他所实验的 160° 大折转叶栅其实并不满意: 流动损失很大; 在作者近日赴 NAL 进行合作访问时, 他提出此问题请作者咨询。经考察, 得知该叶栅型线是用几何造型法生成。当然, 几何造型法难以得出最佳的叶栅, 何况早年流行几何造型时还从未有人研究如何造如此大负荷的涡轮叶栅型线。实际上该实验叶栅的表面曲率是不连续的。当时作者向山本博士建议可改用吴仲华教授早年创建^[6]并经作者改进^[7]的中心流线法作初步造型, 肯定可以做到叶型型线绝对光滑, 而且性能不会太差。当然, 中心流线也从未考虑过如此大负荷的叶栅造型。为此可以将原来中心流线法的沿叶栅额线向展开改为沿中心流线法向展开。且将造型时的中心流线适当伸长到额线外一段; 这样任意伸长当然在进、出口处有些误差, 但该法本来就不能算准叶片前、后缘处, 是其固有缺点, 而且大折转角叶栅这个误差范围也局限在额线附近不大区域内。设计自变参数可取中心流线为悬链线与等 β 变角线的加权平均, 中心流线上速度分布可取为常数。法向展开公式可自文献[7]中的公式令 $\beta = 0$ 而得到。其它的则只是一些法向展开与原直角坐标一些简单几何变换, 没有任何困难与麻烦之处。作者曾用此法在 1966 年设计过一台特殊回流涡轮中气流将近折转 160° 的回流通道, 初步试运转性能是满意的。但可惜由于非技术原因, 这台机器后来没有长期实际运行。

中心流线法不能用于较高超声速流道内。为

此建议可参考早年超声流科学家所建议的超声冲击式涡轮叶栅^[8]。当然, 此叶栅未继续发展及实用。至少叶栅性能比较敏感及其变工况性能会有不少要探讨的问题。但它会是进行研究发展的一个出发点。

4 结束语

本文首先从整个发动机系统要求的高度来分析目前常用的喷气发动机和燃气轮机会用到那些型式的对转涡轮和它的叶型。从发动机的高、低压轴压气机(含风扇)负荷的分配及转速的匹配, 论证了比较合用的对转涡轮典型基元级是文献[1]中的 R 1A, A 1A 及 R 2A 以及它们的中间情况, 说明了对转涡轮较适用于低涵道比的双轴涡扇发动机和涡喷、涡桨、涡轴发动机以及地面上的分轴、双轴高压轴出功燃气轮机。目前对转涡轮常会用到的特殊叶栅不是超高负荷大气流折转叶栅, 而是气流折转较小、叶型较平且接近平行于额线的叶栅。指出设计后一种叶栅可借鉴于蒸汽轮机的成熟经验。建议了可用改进的中心流线法来设计超高负荷大气流折转叶栅。

致谢 本文成文过程中得到谭春青、张娜、孟群、高林和王威同志的帮助。

参考文献

- [1] 蔡睿贤 对转涡轮基本分析[J]. 航空学报, 1992, 13(1): A 57 - A 63
- [2] 蔡睿贤 回热循环新析[J]. 工程热物理学报, 1989, 10(1): 1 - 6
- [3] Sotsenko Y V. Thermogasdynamic Effects of the Engine Turbines with the Contra-Rotating Rotors[R]. ASME paper 90- GT- 63, 1990
- [4] Yamamoto A, Ota E. Low-Speed Annular Cascade Test of an Ultra-Highly Loaded Turbine with Tip Clearance, Part I - Near Design Incidence[R]. ASME paper 99- GT- 212, 1999

- [5] 蔡睿贤等 对转涡轮特有叶型自动设计程序[J]. 航空动力学报, 1993, 8(2): 177- 178
- [6] Wu C H, Brown C A. A Theory of the Direct and Inverse Problems of Compressible Flow Past Cascade of Arbitrary Airfoils[J]. J. A. S., 1952, 19(3): 183- 196
- [7] Cai R. A Summary of Developments of the Mean-Streamline Method in China[J]. ASME TRANS. J. Engg. For Gas Turbine & Power, 1984, 106(2): 300- 305
- [8] Shapiro A. H. The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow[M]. New York: The Ronald Press Co., 1953

(责任编辑 杨再荣)

Consideration on the Basic Design and Application of Counter-Rotating Turbines

CA I Rui-xian

(Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: According to the comprehensive basic analysis of counter-rotating turbines given by the author ten years ago, some aero-thermodynamic design problems, which have not yet attracted enough attention of turbine designers, are raised and discussed. The possibilities for application of various counter-rotating elementary stages and their cascades are elaborated from the viewpoint of the required matchings of the blades, rotating speeds and pressure ratios between the high pressure and low pressure counter-rotating shafts, and then the turboengine systems suitable for utilization of the counter-rotating turbines are proposed. Finally the possibility and necessity for designing the ultra high turning angle cascades and the ultra high inlet and outlet angle (related to axial direction) low turning angle cascades are considered. Therefore the consideration on integration of the requirements for both the engine systems and turbomachinery gasdynamic designs will be beneficial to the development of the counter-rotating turbines.

Key words: counter-rotating turbine; elementary stage; cascade design; mean streamline method

(The Chinese text of the following abstract is printed in PP199- 204)

- [18] Belik L. Secondary Losses in Turbine Cascade with Low Aspect Ratio and Large Deflection[C]. Proc. 6th conf. on Stream Turbines of Large power Output, Czechoslovakia, Sept. 1975
- [19] Moore J. Flow Trajectories Mixing and Entropy Fluxes in a Turbine Cascade Viscous Effects in Turbomachines[J]. AGARD CP351, 1983
- [20] Shama O P, Butler T L. Predictions of End Wall Losses and Secondary Flows in Axial Flow Turbine Cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109: 229- 236
- [21] Goldstein R J, Spores R A. Turbulent Transport on the End Wall in the Region between Adjacent Turbine Blades[J]. Journal of Heat Transfer, 1988, 110: 862- 896
- [22] Wang Haping, Steven J Dison, Richard J Goldstein, et al. Flow Visualization in a Linear Turbine Cascade of High Performance Turbine Blades[R]. ASME Paper No. 95- GT- 7.
- [23] Sonoda T. Experimental Investigation on Spatial Development of Streamwise Vortices in a Turbine Inlet Guide Vane Cascade[R]. ASME Paper No. 85- GT- 20
- [24] Jabbari M Y, et al. Three Dimensional Flow within Large Scale Turbine Cascades[J]. Wärme Und Stoffübertragung, 1992, 27: 51- 59
- [25] Goldstein R J, et al. The Influence of Secondary Flows nears the Endwall and Boundary Layer Disturbance on Convective Transport from a Turbine Blade[R]. ASME Paper No. 94- GT- 165

(责任编辑 杨再荣)

A Review of Vortex Model Development for Rectangular Turbine Cascades

ZHOU Xun, HAN Wan-jin

(School of Energy Science & Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Six valuable vortex models for the rectangular turbine cascades are considered and the mechanisms of their evolution are discussed. The review comes to a conclusion that the substance of the vortex controlling technology in aerodynamic field is an attempt to construct or reconstruct the vortex structure. Therefore the future improvement in the flow efficiency of the turbine cascades is the optimum matching between cutting and expansion of the gas curved flow by controlling the strength, length and location of the passage vortex at outlet plane.

Key words: turbine; rectangular cascade; vortex model