

液体火箭发动机反力式涡轮动叶进口攻角的研究*

张国舟¹, 俞南嘉¹, 魏 沫²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京丰源机械研究所, 北京 100076)

摘 要: 针对高性能分级燃烧(闭式)循环液体火箭发动机用反力式涡轮的特点, 对所设计的动叶叶栅 S_1 流面的准三元流气动分析和已有动叶平面叶栅的亚声速风洞试验, 研究了反力式涡轮动叶正负攻角对叶栅内的绕流和能量损失的影响。结果表明: 对于给定的来流方向, 为得到连续收敛的叶栅几何通道和小的能量损失, 动叶应采用正攻角设计。对已有的连续收敛的动叶叶栅, 应采用负攻角流入工况, 能量损失小。

关键词: 高压补燃火箭发动机; 反力式涡轮; 高载荷涡轮; 涡轮转子; 进口攻角

中图分类号: V434 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2002) 05-0383-04

Research of rotor attacking angle for liquid rocket reaction turbine

ZHANG Guo-zhou¹, YU Nan-jia¹, WEI Mo²

(1. School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Fengyuan Machinery Inst., Beijing 100076, China)

Abstract: According to the characteristics of astronautical reaction turbine used in high performance liquid rocket engine with staged combustion in closed circulation, the designed rotor cascade and blade to blade flow in the cascade were investigated. For existed rotor cascade, the effects of positive or negative attacking angle of the reaction turbine on the energy loss and blade to blade flow also were studied by means of two-dimensional cascade experiments in the subsonic tunnel. The results indicate: in order to obtain the continuous contraction of the geometrical cascade and less energy loss the positive attacking angle was adopted for rotor design. For the existed contracting rotor cascade, the negative attacking angle condition results in the less energy loss.

Key words: High pressure staged combustion rocket engine; Reaction expansion turbine; High loading turbine; Turbin rotor; Attacking angle

1 引 言

高性能分级燃烧(闭式)循环的液体火箭发动机, 必须采用效率高的反力式涡轮^[1,2]。虽然反力式涡轮应用于航空燃气涡轮发动机, 已达到了很高的设计水平。但液体火箭发动机分级燃烧循环系统的涡轮却有其自身十分突出的特点。

(1) 低反力度、低亚声速

涡轮进口压力高(百倍于航空涡轮的进口压力), 受燃烧室压力的制约, 出口压力也很高, 涡轮压比只有 1.5 左右; 为了减少其动叶的轴向力, 涡轮反力度被限制在 0.25 左右, 如此低的反力度, 使动叶叶栅后相对马赫数不到 0.3。

(2) 载荷系数极高

涡轮负荷 L_T 要求很高, 进口总温 T_0^* 又比较低, 使涡轮折合功 $\bar{L}_T = L_T/T_0^*$ 很高, 涡轮转速受泵的制约, 致使载荷系数 $\bar{H}_T$ 超过 2.0, 是航空发动机涡轮 $\bar{H}_T$ 最高值的 1.5 倍左右。其结果是涡轮动叶进、出口相对气流角 β_1, β_2 很小, 动叶气流转折角 $\theta = 180^\circ - (\beta_1 + \beta_2)$ 高于 130° , 而动叶进出口气流角差 $\Delta\beta = \beta_1 - \beta_2$ 只有 10° 左右。

(3) 涡轮叶片相对最大厚度很大

由于涡轮进、出口压力极高, 为满足强度和可靠性要求, 涡轮叶片的最大厚度 $C_{\max}$ 比较大, 为组织气流大的转折角 θ , 叶片弦长 B 又不可能太小, 致使涡

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。

作者简介: 张国舟(1938—), 男, 教授, 博导, 研究领域为液体火箭发动机系统, 新型点火技术, 塞式喷管等。

轮叶片,特别是动叶叶片的相对最大厚度 $\overline{C}_{\max} = C_{\max}/B$ 很大,是航空发动机涡轮的 3 倍左右。

由于具有极大的 θ 和 $\overline{C}_{\max}$ 和太小的 $\Delta\beta$,使低反力度、低亚声速涡轮的动叶极难设计,很难实现动叶叶栅几何通道的连续收敛。动叶进口攻角 i 是动叶设计的一个重要参数,是影响气流在动叶内流动的重要因素,本文从正问题(动叶叶栅的设计)和反问题(已有动叶叶栅的气动校核)两个方面,通过对所设计的动叶叶栅 S_1 流面的准三元流气动分析和已有动叶平面叶栅的亚声速风洞试验来研究液体火箭发动机反力式涡轮动叶的进口攻角问题。

2 正、负攻角设计的动叶叶栅比较

在航空发动机反力式涡轮的动叶叶栅设计时,通常取 $i = -5^\circ \sim -10^\circ$,以减少叶栅损失。而对液体火

箭发动机反力式涡轮动叶的设计,则需研究选正、负攻角的问题。

2.1 正、负攻角设计的动叶叶栅几何通道

取动叶的 $\theta = 130^\circ$, $\Delta\beta = 12^\circ$, $\overline{C}_{\max} = 0.35$, 相对栅距 $t/\beta = 0.68$ 时,应用 $+5^\circ$ 攻角和 -6° 攻角设计的动叶叶栅分别如图 1 和图 2 所示。表 1 是图 1(b) 中叶栅通道内切圆的圆心坐标和半径。从图 1 和表 1 看到:当采用正攻角设计动叶叶栅时,保证了从动叶进口到出口几何通道的连续均匀收敛。表 2 是图 2(b) 中通道内切圆的圆心坐标和半径,从图 2 和表 2 明显看到:若采用负攻角设计,使动叶进口构造角 β_{1k} 再减小,加上 $\overline{C}_{\max}$ 太大,使得在叶片最大厚度前的几何通道有扩散段,从而不能保证叶栅几何通道的连续收敛,这 will 和冲击式涡轮一样,会有很大的叶栅损失。

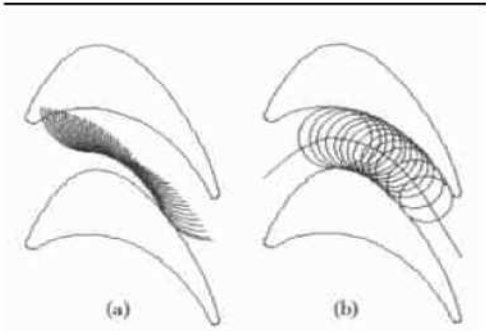


Fig. 1 Geometric channel of the rotor cascade when $i = +5^\circ$

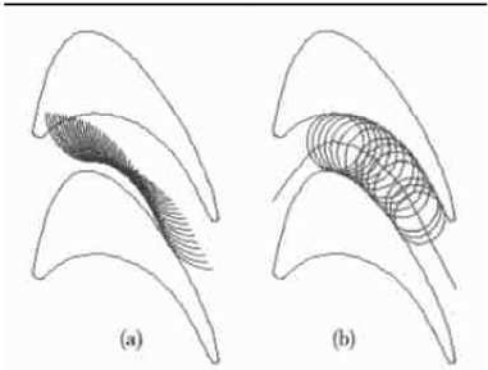


Fig. 2 Geometric channel of the rotor cascade when $i = -6^\circ$

Table 1 Incenter's coordinates and radius of the geometric channel of the rotor cascade when $i = +5^\circ$

I	$X(I)$	$Y(I)$	$R(I)$
1	-1.776 0	7.145 2	2.568 1
2	-1.083 5	7.065 9	2.506 7
3	-0.575 1	6.945 8	2.458 4
4	0.000 9	6.745 5	2.402 1
5	0.581 2	6.472 4	2.344 5
6	0.957 4	6.255 2	2.306 8
7	1.391 5	5.963 6	2.263 1
8	1.800 6	5.646 4	2.221 3
9	2.256 7	5.241 9	2.173 8
10	2.687 8	4.807 3	2.127 1
11	3.160 0	4.270 0	2.073 3
12	3.900 5	3.291 1	1.981 7
13	4.713 4	2.031 7	1.878 6

Table 2 Incenter's coordinates and radius of the geometric channel of the rotor cascade when $i = -6^\circ$

I	$X(I)$	$Y(I)$	$R(I)$
1	-1.458 3	7.310 5	2.165 0
2	-0.989 4	7.260 8	2.196 3
3	-0.494 2	7.150 7	2.222 6
4	-0.028 3	6.993 7	2.241 2
5	0.493 4	6.755 8	2.254 7
6	1.017 3	6.449 7	2.259 6
7	1.576 8	6.045 8	2.254 0
8	2.360 5	5.339 9	2.224 0
9	2.772 3	4.901 1	2.196 6
10	3.225 4	4.362 9	2.156 9
11	3.687 5	3.754 3	2.106 2
12	4.457 0	2.612 2	2.002 4
13	4.723 3	2.183 0	1.962 7
14	5.038 8	1.654 3	1.914 3

2.2 叶栅绕流分析计算

用 S_1 相对流面理论对图 1 和图 2 的动叶叶栅进行准三元流气动分析计算^[1,3,4], 所得结果示于图 3 和图 4 中。

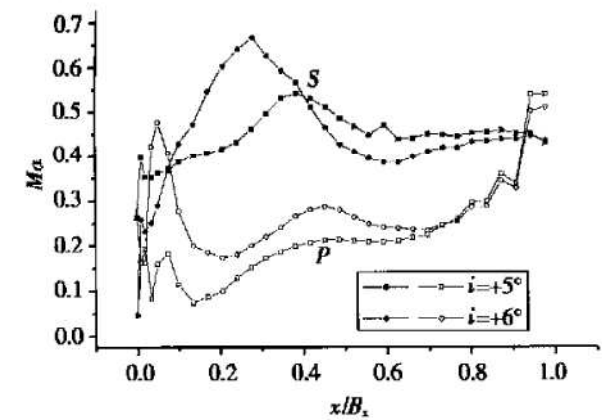


Fig. 3 Mach number distribution on rotor surface by means of positive or negative attacking angle design

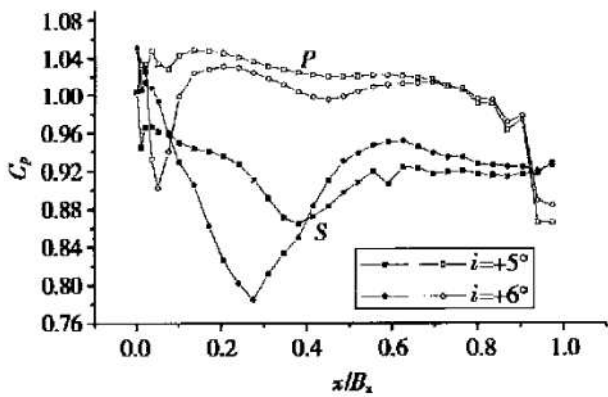


Fig. 4 Pressure coefficient distribution on rotor surface by means of positive or negative attacking angle design

图中 Ma 是叶型表面各点的马赫数; C_p 为叶片表面各点的压力系数。

$$C_p = (p - p_a) / (p_1^* - p_a)$$

式中 p 为叶片表面各点的静压, p_a 为大气压, p_1^* 为叶栅进口总压; P, S 为叶片的叶盆、叶背表面。从图 3 和图 4 中可以看到, 当以 -6° 攻角设计时, 由于在叶片最大厚度附近, 不能保证几何通道的收敛, 为此, 在

相对轴向距离 x/B_x 从 0.275~ 0.64, 即近似于轴向弦长 B_x 的 40% 的范围内, 叶背表面有大的逆压梯度, Ma 从 0.62 急降至 0.386。此时叶背表面会产生严重的附面层分离, 叶栅损失将十分严重。若采用 5° 攻角设计, 如图 1 所示, 叶栅几何通道保证了连续收敛, 但由于 $\overline{C_{max}}$ 太大, 此处通道收敛度还不够大, 在 x/B_x 从 0.38~ 0.52, 即相当于 14% 的 B_x 区域内仍有逆压梯度, Ma 从 0.54 下降到 0.45。但正攻角设计时产生减速扩压的区域和程度都仅为负攻角设计时的 1/3 左右, 这对减少动叶的叶栅损失十分有利。

从图 3 和图 4 还可以看到, 采用正、负攻角设计, 对叶盆表面的绕流影响不很大。由于液体火箭发动机反力式涡轮动叶进、出口气流角差 10° 左右, 若选 0° 攻角, 不能得到连续收敛的动叶叶栅几何通道。

由此得出的结论是: 对于 $\theta, \overline{C_{max}}$ 很大, $\Delta\beta$ 又很小的液体火箭发动机高负荷小涡轮动叶, 应采用正攻角设计。通过加大动叶进口构造角 β_{IK} , 获得了连续收敛的叶栅几何通道, 改善了动叶叶片绕流, 减小叶背表面附面层分离, 是减小叶栅损失的有效技术途径。

3 正、负攻角流入动叶叶栅的气动校核

对于反问题, 把已经设计、加工的动叶平面叶栅, 在亚声速平面透平叶栅风洞内进行吹风试验^[5], 探索以不同的正、负攻角流入时, 动叶叶栅内的流动和损失规律。试验研究结果如表 3 和图 5, 图 6 所示。

表 3 中能量损失系数, $\xi_p = (p_1^* - p_2^*) / (p_2^* - p_2)$, 下标 1, 2 分别表示叶栅的进、出口, $\overline{\xi_p}$ 为 ξ_p 与 0° 攻角时能量损失系数的相对比较。

从表 3 明显地看到: 对于反问题, 由于 β_{IK} 和动叶叶栅通道不会变化, 当 i 值变化时, $\Delta\beta$ 随之变化。由图 5 和图 6 的平面叶栅风洞试验结果看到, 在靠近叶片前缘 $x/B_x < 0.35$ 范围内, Ma 和 C_p 分布明显地随 i 的变化而变化。此时若采用正攻角, 即 $\beta_1 < \beta_{IK}$, 气

Table 3 Experimental results of two-dimensional rotor cascade in the wind tunnel

Mach number of exit of cascade Ma_2	Inlet structure angle β_{IK}	Inlet angle β_1	Angle difference $\Delta\beta$	Attacking angle i	Coefficient of energy loss ξ_p	Relative coefficient of energy loss $\overline{\xi_p}$
0.32	37	40	18.42	-3	0.061 4	4.1%
		37	15.92	0	0.059 0	0
		34	11.58	3	0.072 4	22.7%
		32	11.30	5	0.077 0	30.5%
		30	9.25	7	0.079 7	35.1%

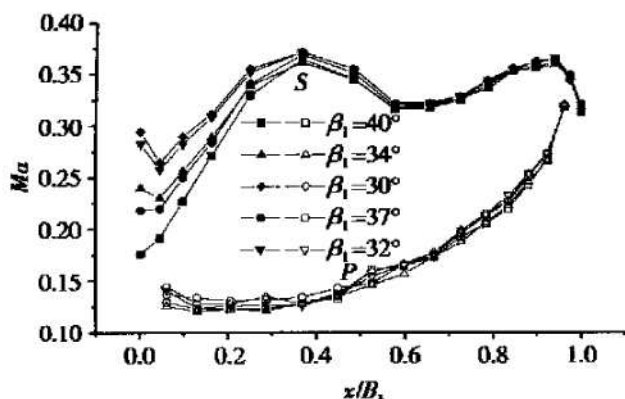


Fig. 5 Mach number distribution on surface of the first stage rotor on the design outlet Mach number condition

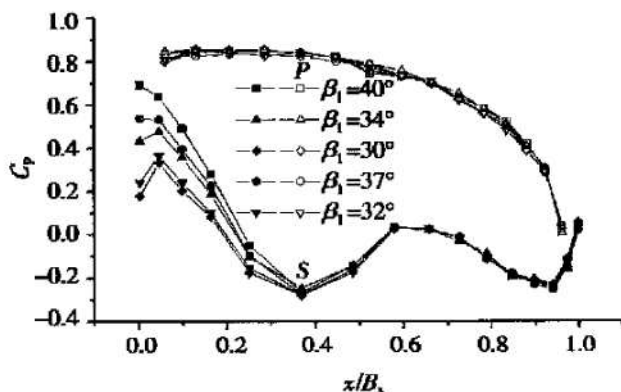


Fig. 6 Pressure coefficient distribution on surface of the first stage rotor on the design outlet Mach number condition

流一进入叶栅通道就不沿叶背流动, 再加上正攻角工况下 $\Delta\beta$ 减小, 上述两因素都使叶背表面气流分离加剧, 损失大为增加, 其 $\bar{\xi}_p$ 超过 20%。相对来说, 对于负攻角工况, 虽然进口流动仍然偏离工况, 但因气流是冲向叶背, 表 3 中的试验结果表明, 其 $\bar{\xi}_p$ 远小于正攻角工况。

4 结 论

(1) 对气流转折角 θ , 相对叶片最大厚度 $\bar{C}_{\max}$ 很大, 进出口角差 $\Delta\beta$ 小的低亚声速高负荷反力式涡轮, 动叶叶栅通道的收敛性是动叶设计的技术关键。

(2) 动叶的设计和绕流分析结果表明: 通过采用正攻角设计, 可加大叶片进口构造角 β_{1K} , 获得连续均匀收敛的动叶叶栅几何通道, 改善叶片绕流, 减小叶栅损失, 对动叶做功能力影响不大。

(3) 叶栅风洞试验结果表明, 对已有动叶叶栅, 应采用负攻角流入工况, 其 $\Delta\beta$ 加大, 又直接冲向叶背,

相比于正攻角流入工况, 其能量损失大大减小。

参考文献:

- [1] 颜子初. 液体火箭发动机涡轮泵技术的发展[J]. 推进技术, 1991, 12(6).
- [2] 庄毓南, 张国舟, 刘中祥, 等. 液体火箭发动机高效率反力式涡轮的设计[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(6): 696~ 699.
- [3] Yee H C. Aspects of numerical uncertainties in time marching to steady-state numerical solution[J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(5): 321~ 325.
- [4] Wu Chung-hua. A general theory of three dimensional flow in subsonic and transonic turbomachines of axial-radial and mixed flow types[R]. *NASA TN 2604*, 1952.
- [5] 赵桂林, 俞 滨, 何龙德, 等. 液氢涡轮平面叶栅试验研究报告[R]. 北京: 中国科学院力学研究所, 1998.

(编辑: 梅 瑛)

简 讯

《推进技术》第九届编委会成立

2002 年 8 月 26 日至 29 日, 在兰州举行的航天第三专业信息网第 23 届技术信息交流会期间, 召开了《推进技术》编委会, 编委会主任刘兴洲院士主持了会议。会上对三年的工作做了总结, 与会编委认为, 《推进技术》在贯彻“要更上台阶, 要提高水准, 要精益求精, 要进一步规范化”的四要精神中, 坚持办刊方针, 进一步加强了选题与组稿, 加大了编辑力度, 加强了与审者、作者和读者的联系, 在“选”、“审”、“编”、“校”和“印”五个方面落实“精品战略”措施, 保证了刊物总体质量的继续稳步提高。反映在被《EI》收录(已连续 12 年)的中国期刊中排名位置不断跃升, 统计的期刊被引频次和影响因子等评价指标持续上升(已列航空航天类期刊之首位), 可喜可贺。与会编委还认为, 今后应多组织权威性和指导性的论文, 以进一步提升学术、技术水平; 应注意多刊登有理论、有分析和联系工程实际、技术性强的论文; 应注意继续提高引文量和引文质量; 应注意培养青年作者和青年编辑。

根据各有关单位的推荐, 讨论协商组成了《推进技术》第九届编委会。新一届编委会有 35 名专家组成(名单见封四), 专业全, 地区广, 老中青相结合, 保持了权威性。

(本刊通讯员)