

低热值煤气燃烧稳定性的试验研究*

清华大学 焦树建 朱学雷

【摘要】 本文在两种火焰管、两种空气旋流器和两种煤气供给结构的燃烧室上, 试验研究了这些结构因素对于低热值煤气燃烧稳定特性的影响, 得出了一系列对工业设计有指导意义的结果。

一、概 述

为了发展燃煤的燃气蒸汽联合循环, 需要使燃气轮机燃烧室改烧低热值煤气。燃烧稳定性差则是这种煤气的特点。为使研究结果用于工业, 针对某型航空发动机改烧低热值煤气的需要, 设计了一种可以安装两种火焰管、两种空气旋流器和两种煤气供给结构的燃烧室。试验研究了这些结构因素对低热值煤气燃烧稳定特性的影响。由于配制低热值煤气的价格昂贵, 只得改用液化石油气与氮气的混气进行试验, 因而本试验的结果只具有定性的指导意义。

二、A 型方案的试验结果

在 A 型方案中采用了平面空气旋流器和旋流式煤气喷燃器结构, 如图 1 所示。其中空气与煤气的旋转方向是彼此相反的。

A 型方案中燃烧室的装配情况为: 工况 1、2、3 相同, 火焰管为等截面管, 第 1 排射流孔: $4 \times \Phi 13$, 第 2 排射流孔: $8 \times \Phi 13$ 。过渡锥顶为一排直射式冷却缝, 一排逆时针方向旋转的鱼鳞孔, 一排向内的径向鱼鳞孔, 通流面积为 1409mm^2 。平面空气旋流器轮毂比为 d_{s1}/d_{s2} : 114/76, 叶片安装角 α 为 30° , 逆时针方向旋转, 通流面积 $F_s = 1143\text{mm}^2$ 。工况 4 的火焰管仍不变, 过渡锥为冷却缝、鱼鳞孔的布置及通流面积与工况 1 者相同, 但内侧直径变小, 以便与小轮毂比 ($d_{s2}/d_{s1} = 94/66$) 的空气旋流器相配。平面空气旋流器为 $d_{s2}/d_{s1} = 94/66$, $\alpha = 30^\circ$ 逆时针方向旋转, $F_s = 1143\text{mm}^2$ 。工况 5 的火焰管为等截面管, 第 1 排射流孔: $8 \times \Phi 13$, 第 2 排射流孔: $4 \times \Phi 13$ 。

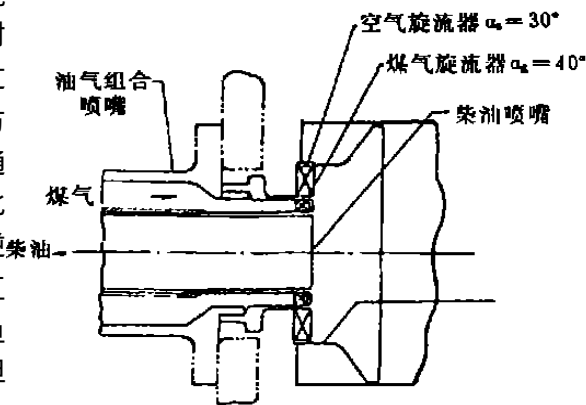


图 1 A 型方案试验件的结构示意图

工况 6 的火焰管为“花瓶式”的变截面管，第 1 排射流孔： $4 \times \Phi 13$ ，第 2 排射流孔： $8 \times \Phi 13$ ，而两工况的过渡锥顶和平面空气旋流器都与工况 4 相同。各工况下的煤气喷燃器的 d_{g2}/d_{g1} 在工况 1、2、3 中为 68/52，工况 4、5、6 为 58/45，叶片安装角在所有工况中， $\alpha_g = 40^\circ$ 。各工况煤气喷燃器的其他情况和试验见表 1。

表 1 试验件的煤气喷燃器特殊装配情况与试验目的

工况	煤气喷燃器的情况	试 验 目 的
1	顺时针方向旋转，通流面积 $F_g = 208\text{mm}^2$	采用液化石油气与 N_2 气的混合气为燃料，使其发热量恒定为 $8373.6\text{kJ}/\text{Nm}^3$ ，做一次空气流量 G_{B1} 变化时的熄火特性曲线
2	逆时针方向旋转，通流面积 $F_g = 208\text{mm}^2$	把煤气喷燃器的旋转方向改为逆向，使与空气旋流器的旋向相同，做与工况 1 一样的熄火特性曲线
3	顺时针方向旋转，通流面积 $F_g = 688\text{mm}^2$	仍然使煤气与空气的旋转方向相反，加大煤气喷燃器的尺寸，以减小煤气旋流速度，做与工况 1 一样的熄火特性曲线
4	顺时针方向旋转，通流面积 $F_g = 481\text{mm}^2$	缩小空气旋流器和煤气喷燃器的轮毂尺寸，采用液化石油气与 N_2 气的混合气为燃料，使其发热量恒定在 $8373.6\text{kJ}/\text{Nm}^3$ 左右，做一次空气流量 G_{B1} 变化时的熄火特性曲线，观察对回流区尺寸和熄火特性的影响
5	同工况 4	在工况 4 的基础上，改变射流孔的开启个数，做与工况 4 一样的熄火特性曲线，观察一次空气射流条件对熄火特性的影响
6	同工况 4	在工况 4 的基础上，改用变截面式火焰管，做与工况 4 一样的熄火特性曲线，观察变截面火焰管对熄火特性的影响

图 2、3 上给出了上述试验中得出的熄火特性曲线。其中 G_{B1} 是通过空气旋流器、过渡锥顶上的冷却缝和鱼鳞孔，以及火焰管前部的第 1、2 排射流孔进入燃烧区的一次空气流量。 α_{B1} 则是按 G_{B1} 计算的熄火时的余气系数。

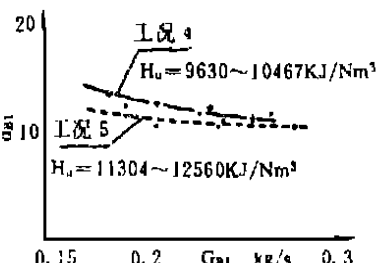
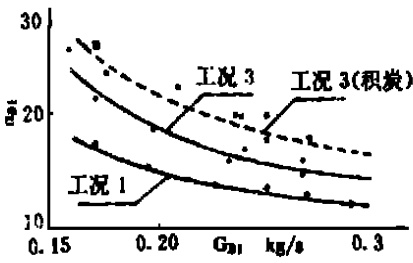


图 2 工况 1、3 的熄火特性曲线
($H_u = 8373.6\text{kJ}/\text{Nm}^3$, $t_B = 30 \sim 39$, $P_B = 101.6\text{kPa}$)

图 3 工况 4、5 的熄火特性曲线
($P_B = 102.6\text{kPa}$, $t_B = 30 \sim 36$)

工况 1 的试验发现：燃烧室用柴油点着后，油气很容易切换。可燃混气从煤气喷燃器旋出后，会立即沿着过渡锥顶发展，形成蓝色的稳定火焰，燃烧过程很平稳，即使把可燃混气的发热量提高到 $H_u = 20934\text{kJ}/\text{Nm}^3$ 时，也不会发生振荡燃烧。工况 2 中煤气喷燃器的尺寸与工况 1 者相同，但煤气的旋转方向改为与空气旋流者相同。然而燃烧时，不论一次空气流量

大或小,其熄火特性却比工况 1 者差很多,它们都无法在 $H_u = 8373.6 \text{ kJ/Nm}^3$ 条件下稳定燃烧。显然,这是由于同向旋转的煤气与空气之间掺混不好之故。

为了节省煤气的压缩耗功,理应采用通流面积较大的煤气喷燃器,当然它以不发生振荡燃烧为前提。工况 3 的试验目的就在于此。其试验是满意的。可燃混气的 H_u 高达 20934 kJ/Nm^3 时,并不会发生振荡燃烧。当 $H_u = 8373.6 \text{ kJ/Nm}^3$ 时,熄火特性都要比工况 1 好。 $H_u < 8373.6 \text{ kJ/Nm}^3$ 时,火焰仍有稳定的潜力。但这种喷燃器在兼烧柴油时,由于柴油喷嘴与空气旋流器之间相距过远,在煤气喷燃器的表面会积一些炭。然而,积炭的复燃却有利于低热值煤气的火焰稳定,如图 2 曲线所示,它有点火热源的作用。

为了减小柴油喷嘴与空气旋流器之间的距离,以利于减少煤气喷燃器的积炭和高负荷时可能出现的排气冒烟现象,工况 4 中试验了空气旋流器与煤气喷燃器的轮毂比都有所缩小的情况。试验表明:熄火特性恶化了,可燃混气只能测得 $H_u = 9630 \sim 10467 \text{ kJ/Nm}^3$ 时的熄火特性曲线,如图 3 所示。这是由于火焰管头部回流区尺寸会被缩小之故,冷态流场的测定证明了这一点。

工况 5 试验中可燃混气的燃烧稳定性进一步恶化了,它只能在 $H_u = 11304 \sim 12560 \text{ kJ/Nm}^3$ 条件下稳定燃烧(如图 3 所示),说明火焰管第 1 排射流孔加多进气后将会恶化低热值煤气火焰的稳定。

工况 6 中把等截面式的火焰管改成“花瓶式”的变截面式火焰管。因为文献[1]中提到:后一种火焰管可以形成两次回流,有利于低热值煤气熄火特性的改善。我们的试验结果则相反。当可燃混气的 $H_u \leq 12560 \text{ kJ/Nm}^3$ 时,即使柴油喷嘴一直燃烧着,过渡锥顶附近却始终无法形成蓝色的煤气火焰,它只能当 $H_u = 20934 \text{ kJ/Nm}^3$ 时才能出现。可是也无法单独地稳定燃烧,即不能实现油气的转换。我们测定了工况 4 与 6 时,两种火焰管内冷态气流的轴向速度场。试验表明:采用变截面式火焰管后,并不会出现两次回流,但回流区尺寸却缩小了,致使熄火特性反而变坏。

三、B 型方案的试验结果

在 B 型方案中采用了径向空气旋流器和喷孔式煤气喷燃器结构,如图 4 所示。所有工况下,火焰管和过渡锥顶都不变。火焰管为等截面管,第 1 排射流孔: $4 \times \Phi 13$, 第 2 排射流孔: $8 \times \Phi 13$ 。过渡锥顶为两排逆时针方向旋转的鱼鳞孔,一排向内的径向鱼鳞孔,通流面积为 1584 mm^2 。径向空气旋流器在工况 7 下为 9 个顺时针旋转的径向叶片 $F_s = 964.9 \text{ mm}^2$,工况 8~12 下径向叶片改为反时针旋转。束腰环在工况 7~11 下为 $\Phi 74 \text{ mm}$,工况 12 下为 $\Phi 57 \text{ mm}$ 。煤气喷燃器的情况和试验目的见表 2。

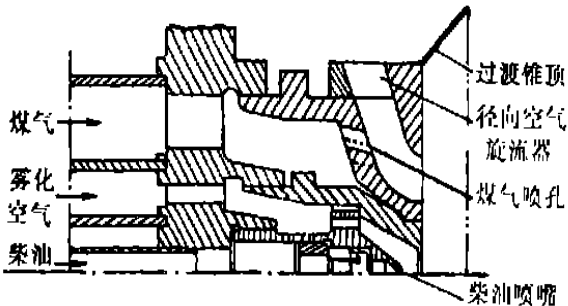


图 4 B 型方案试验件的结构示意图

表 2 试验件的煤气喷燃器情况与试验目的

工况	煤气喷燃器的情况	试 验 目 的
7	5 个 $\Phi 2$ 的煤气喷射孔, $F_g = 15.71\text{mm}^2$	采用纯液化石油气为燃料, 做一次空气流量变化时的熄火特性曲线, 当时, 过渡锥顶上两排鱼鳞孔的出气旋转方向与空气旋流器的出气旋转方向彼此相反
8	同工况 7	采用纯液化石油气为燃料, 做一次空气流量变化时的熄火特性曲线, 更改空气旋流叶片的旋向, 使与过渡锥顶上两排鱼鳞孔的旋向相同, 观察对熄火特性以及回流区尺寸的影响
9	6 个 $\Phi 2.6$ 的煤气喷射孔, $F_g = 31.86\text{mm}^2$	采用纯液化石油气为燃料, 做一次空气流量变化时的熄火特性曲线, 研究煤气喷孔的尺寸对熄火特性的影响
10	5 个 $\Phi 5.7$ 的煤气喷射孔, $F_g = 127.5\text{mm}^2$	采用液化石油气与 N_2 气的混合气为燃料, 做一次空气流量恒定时, 不同混气发热量条件下的熄火特性曲线
11	同工况 10	采用液化石油气与 N_2 气的混合气为燃料, 使 H_u 恒定为 10467kJ/Nm^3 , 做一次空气流量 G_{B1} 变化时的熄火特性曲线
12	同工况 10	在小尺寸束腰环过渡锥顶的情况下, 做火焰管内冷态气流速度场的试验, 观察回流区的尺寸变化, 判别熄火特性

图 5 上给出了工况 7、8 中用纯液化石油气时的熄火特性曲线。试验表明: 用 $5 \times \Phi 2\text{mm}$ 的煤气喷孔喷煤气时, 燃烧过程总是平稳的, 任何条件下都不会发生振荡燃烧。但这两个工况的熄火特性差别很大, 工况 8 比工况 7 好很多。原因是工况 7 的燃烧室中, 过渡锥顶上两排鱼鳞孔的旋向与空气旋流片的旋向彼此相反, 而工况 8 中两者的旋向却彼此相同。显然, 前者会由于火焰管头部切向速度相互抵消而使回流区尺寸缩小, 致使熄火特性恶化, 而后者由于两股空气的切向速度相辅相成, 回流区尺寸必然较大, 因而熄火特性好。图 6、7 确证了这个原因。

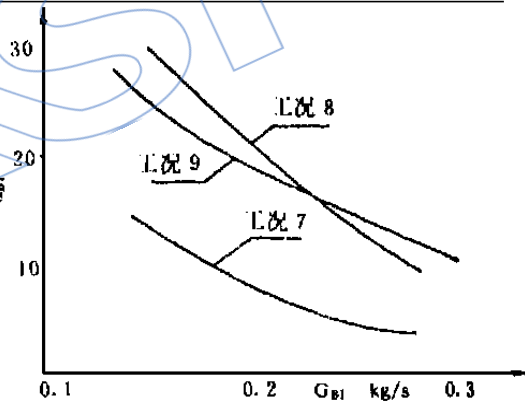


图 5 工况 7、8 的熄火特性曲线
($t_B = 30 \sim 35$, $P_B = 101.4\text{kPa}$)

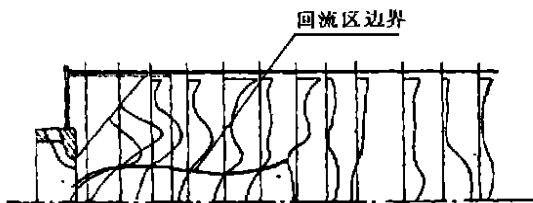


图 6 工况 7 的冷态气流轴向速度场 ($G_{B1} = 0.25\text{kg/s}$)

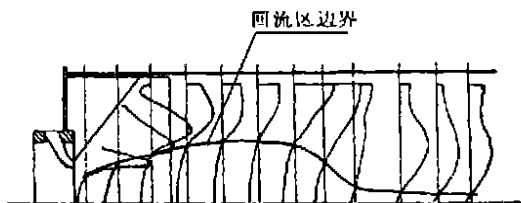


图 7 工况 8 的冷态气流轴向速度场 ($G_{B1} = 0.25\text{kg/s}$)

工况 9 中用纯液化石油气试验了喷孔较大的煤气喷燃器。喷孔尺寸是按某台航空改型发

动机于怠速工况下的煤气喷射速度 $V_{gj} = 53\text{m/s}$ 设计的。试验表明: 那时 V_{gj} 设计得过小了, 致使某些工况下会发生振荡燃烧。为了避免振荡, 把怠速工况下的 V_{gj} 提高到 70m/s 是必要的。

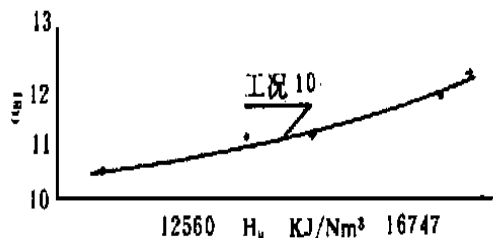


图 8 工况 10 的试验结果

($G_B = 0.245\text{kg/s}$, $t_B = 31 \sim 33$, $P_B = 103.2\text{kPa}$)

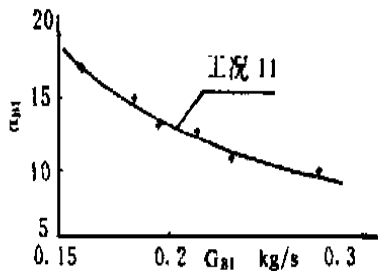


图 9 工况 11 的熄火特性曲线

($H_u = 10886\text{kJ/Nm}^3$, $t_B = 25 \sim 30$, $P_B = 101.6\text{kPa}$)

图 8 说明: 一次空气流量恒定时, 随着可燃混气发热量 H_u 增高, 熄火时的余气系数 α_{B1} 是逐渐增大的。但是当 $H_u > 20934\text{kJ/Nm}^3$ 后, 就会发生振荡燃烧。 H_u 越高者, 振荡越强烈。这是由于煤气的喷射速度 V_{gj} 过低之故。随着煤气喷孔尺寸之减小, 发生振荡燃烧的“起始发热量”就增高, 振荡强度也随之减弱。

图 9 上工况 11 的熄火特性曲线表明, 无法在 $H_u < 10886\text{kJ/Nm}^3$ 时稳定地燃烧液化石油气与氮气的可燃混气。与工况 1 的结果比较后可知: B 型方案的熄火特性要比 A 型方案差。

图 10 上给出了工况 12 中冷态气流轴向速度场的试验结果。相对于工况 11 的速度场来说

(图 7), 回流区尺寸减小很多。这是由于径向旋流器出口的束腰环尺寸减小了的缘故。可以预测: 其熄火特性一定比较差的。

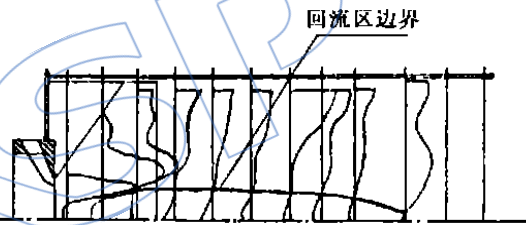


图 10 工况 12 的冷态气流轴向速度场

($G_{B1} = 0.25\text{kg/s}$)

四、结 论

1. 在本试验的工作参数范围内, 平面空气旋流器与旋流式煤气喷燃器方案的贫态熄火特性要比径向空气旋流器与喷孔式煤气喷燃器方案好。它不仅表现能燃烧发热量更低的可燃混气, 而且可在较低的煤气喷射压差不发生振荡燃烧。但这方案的流阻损失略大些。

2. 在平面空气旋流器与旋流式煤气喷燃器方案中, 增大一次空气旋流器的轮毂尺寸、减少前排一次射流孔的孔数或进气量, 适当减小煤气的旋流速度, 都能改善熄火特性。可预测: 燃烧室其它通流面积恒定时, 适当减小空气旋流器的通流面积, 必然也有同样结果。

3. 在过渡锥顶上开启的切向鱼鳞孔所导致的旋转气流对于火焰管头部回流区的形成是有严重影响的。为此, 在设计这种燃烧室时, 必须使切向鱼鳞孔的气旋方向与空气旋流器的气旋方向相一致。否则, 回流区尺寸会被减小, 熄火特性将严重恶化。但是煤气的旋流方向则应与一次空气的旋流方向相反, 而且煤气旋流片的安装角必须大于一次空气旋流片的安装角。这样才能强化煤气与空气的掺混作用, 有利于熄火特性的改善。

4. 采用轮毂尺寸较大的一次空气旋流器虽能改善熄火特性。但由于空气的旋流与柴油喷雾炬之间相距过远, 在兼烧柴油时, 容易在煤气旋流器上积炭, 而且在高负荷时有发生排气冒黑烟的倾向。为此, 需要向煤气旋流器供给一定数量的清吹空气。采用轮毂尺寸较小的一次空气旋流器虽能改善这种倾向, 但熄火特性就要变坏。在这种情况下应该强化过渡锥顶上切向鱼鳞孔的旋流效应, 可以起到弥补作用。

5. 对于平面空气旋流器与旋流式煤气喷燃器, 不必要采用“花瓶式”的变截面火焰管。

6. 发热量很高的气体燃料不能用旋流式煤气喷燃器。否则旋流速度过低, 必然发生振荡燃烧。而需要采用喷孔式煤气喷燃器。但喷射速度不宜过低, 应使怠速工况下 $V_{gj} \geq 70 \text{ m/s}$ 。

7. 一次空气流量恒定时, 燃烧室熄火特性将随低热值煤气发热量的增高而有所改善。

8. 由于经济原因, 本试验以液化石油气与氮气的混气为燃料, 因而与真实的低热值煤气者有差异。但所得的定性结果则是有效的, 可供设计低热值煤气燃烧室时参考。

参 考 文 献

- [1] Battista, R. A. Farrel, R. A., "Development of an Industrial Gas Turbine Combustor Burning a Variety of Coal-Derived Low Btu Fuels and Distillate," ASME Paper 79-GT-172.

学 会 简 讯

祝贺航空动力专业学会成立和第二届动力年会圆满召开

1989年11月6日~10日在桂林召开了中国航空学会动力专业学会成立大会和第二届全国航空动力年会。中国航空学会油江常务副理事长派专人到会, 代表他宣布并祝贺航空动力专业学会成立, 十九个兄弟专业委员会也派代表到会致贺词。大会上, 专业学会主任曹传钧教授在开幕词中提出了学会今后工作的努力方向。中国航空发动机总公司周晓青总师、孙巩副总经理、航空航天部科技委发动机组组长陈大光教授、专业学会副主任陈启智教授和主要研究所的总师在大会上做了有关我国航空航天发动机发展的精彩报告, 鼓舞了与会的二百多位专家们自力更生发展我国航空航天动力事业的士气。

动力年会按“推进系统气动热力学”、“叶轮机”、“燃烧及传热传质”、“发动机结构、强度、振动”、“机械动力传输”、“发动机自动控制”、“火箭发动机”、“发动机试验及测试技术”八个专业委员会, 组成分会场, 共宣读了约二百篇论文。

会后召开了航空动力学会工作会议, 研究和决定了今后工作。会议根据年会议间老专家们酝酿的意见, 决定成立“航空动力软科学”学组, 研究我国航空发动机发展的决策问题。

that the impinging flow in closure is much different from the impingement in free space. Except the circulations on the two sides of inlet nearby the inner wall, it is possible to induce two contrary circulations nearby the out wall in down stream. The effects of the currents on isotherm and heat transfer are given graphically.

EXPERIMENTAL STUDY OF FLAME EXTINCTION CHARACTERISTICS FOR A GAS TURBINE COMBUSTOR BURNING LOW BTU GAS

Jiao Shujian, Zhu Xuelei (*Tsinghua University*)

ABSTRACT

For developing the Integral Gasification Combined Cycle in China, Gas turbine combustors would have to burn a variety of coal-derived low Btu gases. A worse flame extinction characteristic is one of weakness of these gases, especially used in the case of gas turbine. In this paper, a series of experimental studies of flame extinction characteristics have been completed for a gas turbine combustor from a Aero-gas-turbine modifier with two different kinds of air swirlers, fuel gas injectors and flame liners. the effects of such geometrical factors on flame stability have been obtained obviously, which are useful in designing gas turbine combustors burning such low Btu gases.

PREDICTION OF HEAT TRANSFER COEFFICIENT ON TURBINE BLADE PROFILES

Wu Dingyi and Liu Songling

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

Several problems involved in the prediction of heat transfer coefficient on the turbine blade profiles without film cooling are studied in this paper for the purpose of improving the accuracy. These problems are: heat transfer in the vicinity of stagnation point, the location of boundary layer transition, heat transfer of transitional boundary layer and the influence of free stream turbulence intensity. Cebeci-Smith method is used to solve the boundary layer equations obtaining the similar solution in the vicinity of stagnation point. It is assumed that the free stream velocities near the leading edge of a blade can approximately be expressed as that for a cylinder, the radius of which equals to that of leading edge circle or to the radius of a "equivalent cylinder"; the solution obtained by this method in the vicinity of stagnation point is used as a initial profiles of velocity and enthalpy for the computation of boundary layer along the blade surface. STANS^[9] with some modifications is used to calculate heat transfer coefficient on the rest part of the blade surface. Transition origin and transition length are predicted by using the models suggested by Seyb^[5] and Dhawn at el.^[12] respectively. In order to take the free stream turbulence intensities into account, a turbulence viscosity is introduced as a part of effective viscosity of the fluid. Several numerical examples obtained by the proposed method in this paper indicate better agreement with the experimental data than by original STAN 5.