

含铝复合固体推进剂的燃烧模拟计算

国防科技大学 赵 银 田德余 江瑜

摘 要

本文以我们提出的AP/HTPB推进剂的稳态燃烧模型为基础,对多级配AP/Al/HTPB推进剂的燃速和压力指数进行了模拟计算,并对铝粒径、铝含量对燃速和压力指数的作用规律及其机理作了说明。计算结果和实验符合得很好,相对误差小于10%的达90%以上,能满足定量预估的要求。

在AP/Al/HTPB推进剂中,铝粉本身不能爆燃,也不能和HTPB在凝聚相发生化学反应。因此,铝粉的加入并不显著地改变AP/HTPB体系的凝聚相反应规律,对AP/Al/HTPB推进剂的燃烧模拟,原则上可以AP/HTPB推进剂的燃烧模型为基础,同时反映铝的作用和行为即可。

一、AP/HTPB推进剂的燃烧模型简述^[1,2]

基于固体推进剂在发动机中的燃烧是绝热过程,反应物和产物在不断变化,体系温度不断升高,我们在AP的燃烧动力学方面提出了一些新的看法^[1],并在BOP、PEM燃烧模型的基础上,提出了一个AP/HTPB推进剂燃烧模型^[2]要点是:

1. 用价电子反应模式来描述体系中一切反应^[1]

$$\Phi = \frac{\text{总的还原元素的化合价的摩尔数}}{\text{总的氧化元素的化合价的摩尔数}} \quad (1)$$

并用 $n = 1 + \Phi$ 表示反应级数。

2. 用体系温度随时间的变化表征反应速度^[1]。

$$\frac{dT}{dt} = B_1 \sqrt{T} \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) \left(\frac{P}{R \cdot T \cdot n}\right)^n \Phi^\phi \left\{ \exp\left[\frac{C_p(T_F - T)}{RT}\right] - 0.1 \right\} \quad (2)$$

其中 T 为体系温度, T_F 为终焰温度, E 为AP焰化学反应活化能, C_p 为等压热容, P 为燃烧室压力, $B_1, B_2 \dots B_i$ 为经验常数。

3. AP/HTPB推进剂燃烧模型如图1所示^[2]。由于HTPB的分解温度比AP的高,AP在 Φ 表面就开始分解。燃面上的AP形成AP子混焰,燃气向周围作扇形扩散,和HTPB分解出的气体混合物形成终焰。反应时产生的热量反馈至燃面,必将对燃烧起促进作用,也即气相热传导对整个燃烧反应有重要影响。热传导

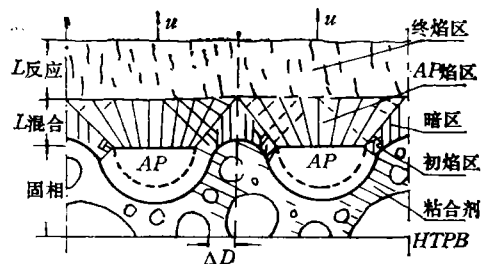


图1 过氯酸铵推进剂燃烧过程示意图

与温度梯度成正比, 温度梯度 $\frac{dT}{dy}$ 可从反应速度 $\frac{dT}{dt}$ 求得^[2]。

$$\frac{dT}{dy} = B_8 \frac{\sqrt{T}}{C_s \cdot r \cdot \delta} \left(\frac{P}{T} \right)^{N+1} \left\{ \text{Exp} \left[\frac{C_p(T_F - T)}{RT} \right] - 1.0 \right\} \quad (3)$$

其中 C_s 为推进剂平均比热, r 为推进剂线性燃速, ρ 为固体推进剂密度。

4. 以连续相 HTPB 的线性分解速度表示整个推进剂的线性燃速方程。

$$r = B_5 \text{Exp}(-E/RT_s) \quad (4)$$

其中 E_H 为 HTPB 分解活化能, T_s 为燃面温度。

5. 燃面能量平衡方程:

$$r \cdot \rho \cdot C_s (T_s - T_0) = Q_{ox} + E_s + r \cdot p \cdot Q_{sx} \quad (5)$$

其中 E_s 为终焰对燃面的辐射热量, Q_{ox} 为气相对单位燃面的热传导热量, 与热传导系数及温度梯度 $\frac{dT}{dy}$ 有关, Q_{BX} 为单位质量推进剂的凝聚相反反应热。

$$Q_{BX} = B_{M1} \{ H_{AE} \cdot E_{TS} + (1.0 - H_{AE}) \cdot Q_{BG} \} + B_{H2} \cdot E_{TH} \quad (6)$$

H_{AE} 为 AP 在亚表面层中分解的分数; E_{TS} 及 Q_{BG} 分别为 AP 在亚表面层中及燃面上分解时的放热量; E_{TH} 为 HTPB 分解时吸收的热量, B_{M1} 、 B_{M2} 分别为 AP 及 HTPB 体系的重量分数, 有关 E_s 、 Q_{ox} 、 Q_{BG} 、 H_{AE} 、 E_{TS} 等的计算方法见文献^[2]。

用以上模型对 Miller 的 AP/HTPB 推进剂实验配方^[3]进行模拟计算, 相对误差小于 10% 的占 77%^[2], 比 PEM 模型的计算程度提高了约 15%。

二、含铝推进剂的燃烧模拟

铝的熔点为 932k, 气化温度为 2723k, 在一般推进剂的燃面温度下, 不会气化, 但当周围的 HTPB 分解气化后, 留下的 Al 粒可能彼此凝结成凝团^[5]。凝团的温度随着它在燃面上停留的时间增长而越来越高, 最后遇到 AP 粒子而发生猛烈的放热反应, 使 Al 凝团“点火”燃烧, 并以散射的形式进入气相。这一点在文献^[5]的高速摄影照片上看得很清楚。同时由于火焰温度在 3000k 以上, Al 凝团及其爆裂碎片在进行气相反应的同时又发生气化; 从而使整个气相反应变得比较复杂, 但 Al 和 HTPB 并不反应, 不会影响凝聚相反反应的基本规律。因此, Al/AP/HTPB 推进剂的燃烧模拟原则上可以图 1 的模型为基础, 再根据铝凝团的行为稍加修正即可。铝凝团的燃烧情况与条件的关系见表 1。

1. 由于铝的比重较大(2.7), 且有部分形成凝团, “压”在燃面上, 使 HTPB 的分解受阻。但它不会改变 HTPB 的分解历程, 即不改变 HTPB 的分解活化能, 只是使 HTPB 分解反应的指前因子减小。因此, HTPB 的线性分解速度 (也即整个推进剂的线性燃速) r 可修正为:

$$r = \frac{0.1}{0.1 + B_{M3}} B_5 \text{Exp} \left(-\frac{E_H}{R \cdot T_s} \right) \quad (7)$$

式中 B_{M3} 为铝的重量分数。

2. 固态铝的 $C_p = 0.1828 + 0.1086 \times 10^{-3} T (\text{cal/g} \cdot \text{k})$ ^[6] 设 Al 粒子 (凝团) 在离开燃面时的温度为 T_p ($T_p > T_s$), 则从 T_0 到 T_p 的固态铝平均热容为:

表1 铝的燃烧行为随条件的变化⁽⁴⁾

现 象	铝在燃面上的凝聚程度	凝聚及吸附在燃面的情况	凝团的点火	凝团的大小	推进剂燃速	燃面附近的亮度	其 它
铝含量增加	增 加	从照片上看没有影响振荡烧结的铝增加	更多的凝团在燃面上点火, 在燃面上停留时间更长	变 大	铝含量在15~20%出现峰值	同 左	留在燃面没有燃烧的铝增加
压力增加	减少但在68~102大气压中变化不明显	低压下粘附在燃面上且发红光, 压力升高, 影响消失	没有明显变化, 大部分在燃面上点火	减少但在68~102大气压中变化不明显	增 大	增 大	没有燃烧的铝减少, 但不很明显
铝粒径增大	增 加	停留、粘附在燃面上的时间增长	大部分在燃面上点火, 气相中也有	变 大	减 小	减 小	没有燃烧的铝增加
AP粒径增大	增 加	不能很好地被检测	没有明显差异, 铝凝团从各个方向喷出	变 大	减 小	减 小	燃面上没燃烧的铝增加
加入细AP粒子	减 少	没有明显差异	没有值得注意的差异	减 小	增 大	增 大	燃面上没有燃烧的铝减少

$$\bar{C}_p = \frac{1}{T_p - T_o} \int_{T_o}^{T_p} C_p dT = B_{M3} [0.1828 + (T_p + T_o) \times 0.543 \times 10^{-4}] \quad (8)$$

于是燃面上的能量平衡方程变为:

$$r\rho[C_s(T_s - T_o) + \bar{C}_p(T_p - T_o)] = Q_{ox} + E_s + r \cdot p \cdot Q_{BX} \quad (9)$$

T_p 的大小与若干因素有关。我们根据文献⁽⁵⁾和表1所揭示的铝凝团的规律, 提出如下式子:

$$H_{ES} = \exp\left[-\frac{B_{q1} \sqrt{T_s} \cdot P \cdot \Phi}{S_{os} \cdot (B_{M2} + B_{M3}) \cdot r}\right], \quad T_p = T_s + (2723 - T_s) \cdot H_{ES} \quad (10)$$

式中 H_{ES} 为凝团铝占有所有铝含量的重量分数, S_{os} 为铝粒子的重均直径。

3. 凝聚成团的那部分铝($B_{H3} \cdot H_{ES}$)在周围的HTPB分解气化后落在AP粒子上, 因其高温而使AP猛烈分解, 所需热量几乎全部由AP分解气体与炽热的铝所发生的放热反应提供, 因此这部分AP与Al凝团之间构成一个能量平衡子系统, 不参与燃面上的能量平衡。我们假定Al和AP反应后都生成 Al_2O_3 , 按照这个计量式, 2.18克 NH_4ClO_4 可以和1.0克Al反应, 因此, 按正常机理^[1,2]在燃面上分解并参与燃面能量平衡的AP部分应为 B_{p4} :

$$B_{p4} = \frac{B_{M1} \cdot (1 - H_{AE}) - 2.18 H_{AE}}{B_{M1} (1 - H_{AE})} \quad (11)$$

于是: $Q_{BX} = B_{M1} [H_{AE} \cdot E_{TS} + B_{p4} (1.0 - H_{AE}) \cdot Q_{BG}] + B_{M2} \cdot E_{TM}$

4. 设在燃面处的推进剂的实际密度为 ρ_{OH} 。

$$\rho_{OH} = \frac{B_{M1} (1 - H_{AE}) + B_{M2} + B_{M3}}{\frac{B_{M1} (1 - H_{AE})}{\rho_{ox}} + \frac{B_{M2}}{\rho_H} + \frac{B_{M3}}{\rho_{Al}}} \quad (12)$$

$$S_{AP} = \frac{\rho_{OH} \cdot B_{M1} (1 - H_{AE})}{\rho_{ox} (B_{M1} (1 - H_{AE}) + B_{M2} + B_{M3})}$$

$$S_H = 1.0 - S_{AP} \cdot B_{p4}$$

ρ_{ox} 、 ρ_H 、 ρ_{Al} 分别为AP、HTPB及Al的密度, S_{AP} 及 S_H 分别为AP及HTPB占据的燃面分数, 由于铝的加入, 使该两参数发生变化, 从而影响燃面能量平衡方程中的 Q_{ox} 。此处为加入Al后的修正量。

5. 终焰反应。由于铝的加入,使气相反应由纯均相反应变为含有非均相反应的复杂过程。这主要表现在使气相反应的指前因子减小和活化能变大,反应速度减小,也即气相反应中温度上升变慢,导致垂直于燃面的温度梯度 $\frac{dT}{dy}$ 减小,传到燃面的热量 Q_{ox} 也减小。

$$\frac{dT}{dy} = \left(\frac{0.05}{0.05 + B_{M3}} \right) B_8 \frac{\sqrt{T}}{C_s \cdot r \cdot \rho} \left(\frac{P}{T} \right)^{n+1} \left\{ \text{Exp} \left(-\frac{E_F}{RT} \right) \right\} \cdot \left\{ \text{Exp} \left[\frac{C_P(T_F - T)}{R \cdot T} \right] - 1.0 \right\} \quad (13)$$

通过以上五点补充,我们就可模拟计算含铝推进剂的燃速、压力指数等性能参数,并通过计算研究揭示更多的规律,解释已有的实验现象。计算程序见文献〔7〕。

三、实验检验

表 2 为计算结果与我们的实验结果的对照情况。从中可以看出,相对误差小于10%的计算结果占90%以上,考虑到实验本身的偶然误差,这个精度是令人满意的。

表2 计算值与实验结果比较

编 号		7-1-10	7-1-13	7-1-16	7-1-19	7-1-22					
配 方 (%)	AP	61.92	59.86	57.79	55.73	53.66					
	100~80月	15.48	14.96	14.45	13.93	13.42					
	Al(16μ)	8.60	11.18	13.76	16.34	18.92					
	HTPB体系	14.00	14.00	14.00	14.00	14.00					
燃速 ($\frac{cm}{s}$)		计算	实验	计算	实验	计算	实验	计算	实验	计算	实验
压 力 (atm)	90	0.817	0.838	0.821		0.809	0.806	0.780		0.732	0.753
	80	0.755	0.763	0.760	0.737	0.752	0.740	0.728	0.712	0.687	0.695
	70	0.695	0.699	0.702	0.682	0.698	0.628	0.678	0.681	0.643	0.631
	60	0.637	0.653	0.647	0.671	0.646	0.615	0.631	0.630	0.601	0.586
	50	0.583	0.577	0.595		0.596	0.575	0.585		0.560	0.553
计算的压力指数		0.574		0.547		0.518		0.488		0.456	

另外,我们还对某单位的12个应用配方(多级配比例变化)的燃速和压力指数进行了计算,计算结果的相对误差均小于±10%。这说明我们的模型、模拟方法反映了推进剂燃烧规律,能在较大范围内(铝含量从0~25%,AP级配比1—4,AP粒径从0.4~400μ)比较精确地进行模拟计算,1980年Cohen报道〔3〕的用Glick-Conclon统计模型对Al/AP/HTPB推进剂燃速的计算结果中,相对误差小于±10%的只占33%〔3,4〕。相比之下,我们这个模型的计算精度要高得多。

四、模拟计算研究

1. 铝含量的影响:

图 2 是终焰温度 T_F 、燃速 r 、反应级数($n = 1 + \Phi$)和压力指数 N 随铝含量的增加而变化

的趋势(具体数值见文献〔7〕)从图 3 可以看出:

a. 终焰温度 T_F 在铝含量约为 18% 时最高, T_F 越高, 推进剂的比冲越大, 这大概就是实际应用的推进剂的铝含量大多选在 16~18% 范围内的原因之一。

b. 燃速在铝含量约为 12% 时出现峰值。这一现象在文献〔5〕的实验中已被发现, 如今在模拟计算中自然而然地反映出来, 说明我们的模型和模拟是符合实际的。(后面将看到: 最大值出现的位置及是否出现还与 Al 粒径有关)产生这种现象的原因是多方面的: T_F 升高使气相反应速度加快, 从气相传给燃面的热量增多, 从而使燃速增加; 但铝含量增加使铝凝团增大, 反应级数降低, 反应级数降低又使气相反应速度减小, 终焰到燃面的距离增加, 传热量减小, 从而使燃速降低, 在铝含量小于 18% 时, T_F 和反应级数随铝含量的增加沿相反方向变化。正是这种相反方向的变化导致了燃速峰值的出现。当铝含量大于 18% 时, T_F 和反应级数都随铝含量的增加而减小, 因此燃速就迅速降低。

c. 压力指数随铝含量的增加而降低, 原因是多方面的, 其中之一就是气相反应级数随铝含量的增加而降低。

d. 气相反应级数随铝含量的增加而降低, 需要说明的是: 此处的“反应级数”和“反应速度”概念和通常所说的有所不同, 是我们在分析予混火焰反应的特点时提出来的, 前面试(1)已经提到, n 实际上反映了两种价电子的数量比例关系, 同时也在一定程度上(即指前因子不变时)反映了反应速度的大小。当压力不变时, 我们假定单位体积中有价电子 N 个, 其中氧化元素价电子数为 N_1 , 还原元素价电子为 $N - N_1$ 个, 则氧化元素价电子与还原元素价电子相碰而发生反应的几率为 $P = N_1(N - N_1)/C_N^2$

$$\text{令 } \frac{dP}{dN_1} = \frac{N - 2N_1}{C_N^2} = \frac{(N - N_1) - N_1}{C_N^2} = 0$$

则有 $N_1 = N/2$ 或 $(N - N_1) = N_1$

上式说明, 当两种价电子的数目相等时, 相互碰撞的几率(反应速度)最大。反之, N_1 和 $N - N_1$ 相差越大 (N 保持不变), P 就越小, 也即反应速度越小。反应速度低, 则压力升高使反应速度增加的幅度也小, 这就意味着反应速度对压力的敏感性降低, 我们这里的情况也正是这样: 铝含量的增加使原来气相反应中两种价电子数目之差增大, 故使反应速度、压力指数降低。

2. 铝粒径的影响:

a. 图 3 为铝粒径、铝含量对燃速的影响, 从中可以看到: 铝粒径增大, 燃速峰值降低, 且向低含量方向移动, 当铝粒径大于 80μ (在计算条件下) 时, 就不出现峰值了, 主要原因是铝粒径增大, 在燃面上形成的凝团就越大, 停留的时间也越长, T_F 升高使燃速增加的影响超过铝粒径增大使燃速降低的影响, 而使燃速峰值不再出现。

b. 图 4 为铝粒径、铝含量对压力指数的影响情况, 从中可看出: 铝粒径越大, 随铝含量的增加, 压力指数降低的速度越快, 原因和铝含量对压力指数的影响是一样的: 即铝粒径

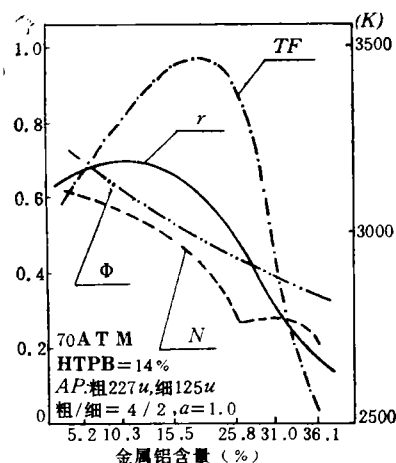


图 2 铝含量对 T_F 、 r 、 Φ 、 N 的影响
(70atm- HTPB=14% AP; 粗227 μ ,
细=125 μ 粗/细=4/2 $\alpha=1.0$)

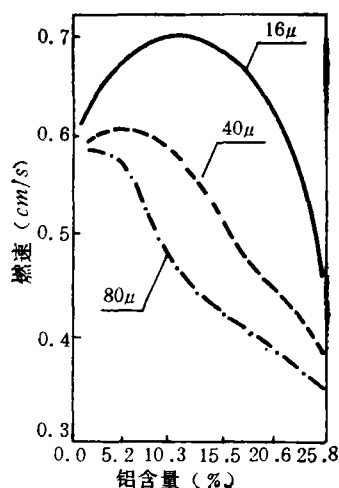


图 3 铝粒径、含量与燃速的关系(70atm, HTPB = 14% AP; 粗 227 μ , 细 125 μ , 粗/细 = 4/1, $d = 1.0$)

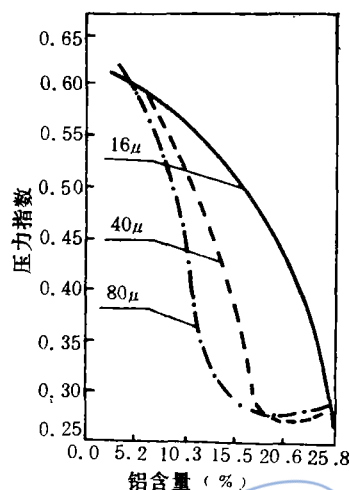


图 4 铝含量、粒径与压力指数的关系, (70atm, HTPB = 14%, 粗 AP: 227 μ , 细 AP: 125 μ , 粗/细 = 4/1, $d = 1.0$)

越大、气相反应速度就越小, 则压力升高使反应速度增加的幅度也就小。

五、结 论

1. 含铝推进剂中的铝粉本身主要在气相和 AP 发生化学反应, 使 AP/HTPB 推进剂的气相反应的某些参数如反应速度、终焰温度等有所变化, 从而也影响气相向燃面的热传导, 它和 HTPB 无作用, 不改变 AP/HTPB 推进剂凝聚相反应的基本规律, 但它停留在燃面上, 使发生反应的 AP 和 HTPB 的燃面分数有所变化, 因此总的说来, 只要根据铝粉的作用对某些参数作适当的修正, 就可以利用 AP/HTPB 推进剂的燃烧模型和模拟方法来模拟计算 Al/AP/HTPB 推进剂的燃烧过程。

2. 我们提出的模型和模拟方法能够比较精确地计算含铝推进剂的燃速和压力指数等性能参数。计算结果和实验数据符合得相当好, 相对误差小于 10% 的达 90% 以上, 可用于定量预估。

3. 铝含量增加, 压力指数降低, 主要原因是 Al 的加入使气相反应级数降低, 铝粒径增大, 燃速和压力指数均降低, 燃速峰值向铝含量低的方向移动。

参 考 文 献

1. 赵银、田德余、江瑜, “过氯酸铵爆燃的模拟研究”, 兵工学校, (待发表) 87 年。
2. 赵银、田德余、江瑜, “The Modeling Investigation of Solid Propellant Combustion” (AP/HTPB 固体推进剂燃烧的模拟研究) 国际宇航联合会 37 届年会, 86.10. 奥地利。
3. N.S. Cohen, AIAA J, Vol. 18, No. 3, PP277~293, 1980.
4. 田德余“计算机在推进技术中的应用”, 《现代兵器》, 第二期, PP12~16, 1985.
5. AD. A118128, 1982.
6. 叶大伦, “实用无机化合物热力学数据手册” 1982.
7. 赵银“复合固体推进剂的燃烧模拟计算研究”, (硕士学位论文), 1985, 12.

(责任编辑 王慧玉)

"Long skirt", "short skirt" and tail shroud with the apertures controlled by spring loaded differential pressure valves were tested in the flight tests. During 18 flights, the number of the differential pressure valves increased from 10 to 16, in consequence the vibration reduced to 0.1g or below, and the aircraft passed smoothly through the transonic range.

TECHNIQUE OF THRUST TERMINATION WITH REVERSAL NOZZLE FOR SOLID ROCKET MOTORS

Huang Jianding

(Xiang Yang Company)

Abstract

This paper presents a discussion of the calculation approach to the pressure decay in the motor chamber and thrust transient, as a result of the blowing-out plug of reversal nozzles during the thrust termination process of the solid rocket motor. The delay time in the blowing-out process and correction to the exhaust coefficient C_w under the chamber pressure less than 2500 kPa is considered in the calculation of pressure decay. The transient thrust is calculated by use of the variation of thrust coefficient both in main nozzle and reversal nozzle with the chamber pressure. The tailoff impulse is calculated with integration. A comparison of theoretical calculation with testing results shows that the corrected theoretical calculation approach agrees well with the testing results.

MODELING CALCULATIONS FOR AP/Al/HTPB COMPOSITE SOLID PROPELLANT COMBUSTION

Zhao Yin, Tian Deyu, Jiang Yu

(National University of Defence Technology)

Abstract

Based on some new concepts about the description of chemical kinetics of solid propellant combustion, such as $d\tau/dt$, the change of temperature with time, to represent the rate of reaction, we propose a comprehensive model describing the combustion of AP/HTPB composite solid propellant. A large number of detailed calculations have been performed and compared with the experimental data. The calculations with relative error less than 10% make up 77%. The modeling calculations are conducted for the solid propellant containing Al ingredient and the effects of the Al additive amount and the Al particle size on the burning rate and pressure exponent are investigated. Data calculated by this method are found to be accurate to less than 10% for 90% of the results and in good agree-

ment with those of the experiments. It is shown that this technique meets the requirements for quantitative estimation.

ANALYSIS OF HEAT TRANSFER OF FLUIDS OSCILLATING WITHIN PIPES

Zhu Gujun, Zhao Lingde, Cao Yuzhang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

Heat transfer can be enhanced when fluid oscillates axially within pipes. A numerical analysis is given using the finite difference method. The relationship derived from differential equations and unambiguous conditions is written in the

form of $\frac{a_e}{a} = f \left(\text{Wom}, \frac{\Delta S}{R}, \text{Pr}, \frac{L}{R} \right)$

where a_e — the effective thermal diffusivity, a — the thermal diffusivity, ΔS — the tidal displacement of oscillation, R — the radius and L — the length of the pipe. The results obtained show that a_e/a is independent of L/R as $L \gg \Delta S$ and proportional to the square of $\Delta S/R$, and its value increases with an increase in Wom or Pr . The numerical solution is in good agreement with the data of experiments.

TECHNICAL NOTES

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON FLOW PERFORMANCE OF TANDEM BLADE CASCADES WITH DOUBLE CIRCULAR ARC PROFILES

Zhuang Biaonan, Wu Guochuan, Guo Bingheng

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

Wind tunnel experiments have been made with 24 types of tandem blade cascades with different geometrical parameters. Under the conditions that the inlet Mach number is 0.3 and the Reynolds number is 2.7×10^5 , the main flow characteristics of tandem cascades have been obtained, and the operation ranges of main geometrical parameters under optimum conditions have been found.

SUPERSONIC AND TRANSONIC AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF SB301 TWO-DIMENSIONAL CASCADE WIND TUNNEL

Jiang Zhengli and Ma Jinxian

(Gas Turbine Establishment)

Abstract

SB301 wind tunnel was designed to test two-dimensional cascades of compres-