

反り角の大きい多重円弧翼形の遷・超音速二次元(減速)翼列実験* 〔第4報, 節弦比の影響(1)〕

坂 口 一*, 高 森 晋*

Two-Dimensional Cascade Tests of MCA Blades in the High Transonic Mach Number Region 〔4th Report, Effect of Space/Chord Ratio on the Parameters of Cascade Performance (1)〕

Hajime SAKAGUCHI and Susumu TAKAMORI

We carried out 2-D cascade tests of multiple-circular-arc (MCA) blades with a relatively high camber angle of 56 deg. in the inlet Mach number (M_1) region of $0.4 \leq M_1 \leq 1.2$, and with systematic variations of cascade geometry and incidence angle. Systematic data with respect to inlet Mach number characteristics of the cascade of MCA blades were obtained. We discussed the effect of inlet Mach number on the relationship between incidence angle and parameters of cascade performance (incidence angle characteristics) in the constant space/chord ratio of 0.6 in the third report. In the present report, the following items are discussed on the basis of experimental results in the constant stagger angle of 10 deg.:

1. the effect of space/chord ratio on inlet Mach number characteristics.;
2. the effect of space/chord ratio on the relationship between incidence angle and parameters of cascade performance (incidence angle characteristics) ;
3. the effect of space/chord ratio on stall incidence angle, and reference incidence angle ;
4. the relationship between incidence angle and critical inlet Mach number in the set of space/chord ratios of 0.4, 0.6 and 0.8 ;
5. optimal incidence angle and effective working range of incidence angle on the basis of critical inlet Mach number which was deduced from the above mentioned relationship of (4).

Key Words: Cascade, Supersonic Flow, Transonic Flow, Compressor, Two-Dimensional Flow, Experiment

1. は じ め に

多重円弧 (MCA: Multiple-Circular-Arc) 翼形は, 二重円弧 (DCA: Double-Circular-Arc) 翼形と共に, 遷音速域での軸流圧縮機の翼素として代表的な形状である。反り角 $\phi_r = 56^\circ$, 翼の最大厚み比が 0.06 の MCA 翼形について, 流入マッハ数 M_1 が $0.4 \leq M_1 \leq 1.2$ の範囲の二次元(減速)翼列実験を行い, 食違い角などの翼列形状, 入射角などの翼列条件が, 流入マッハ数特性に及ぼす影響について調べた。これらの系統的な翼列形状・条件における, 流入マッハ数特性に基づいて, 反り角の大きい MCA 翼列の遷・超音速域での性能について述べたいと考えている。第1報⁽¹⁾において, 風洞の構造および実験法の検討, などの実験の概要を示し, さらに, 軸流速度密度相乗比 (AVDR) と翼列諸性能値との関係について報告した。本研究では, 実験結果の整合性の視点より, 第1報より AVDR =

1.0 (一定) における翼列性能について報告を行っている。第2報⁽²⁾では, S/C (節弦比) = 0.6 における, 翼列性能に及ぼす, 食違い角の影響について述べ, 静圧上昇係数 C_{ps} を翼列負荷の指標として, 流入マッハ数と食違い角の限界値との関係について考察した。第3報⁽³⁾では, $S/C = 0.6$ における, 入射角と翼列諸性能値との関係 (入射角特性) に及ぼす流入マッハ数の影響

表 1 翼形状の主要目

C	30.0 mm	ϕ_r	56.0 Deg.	ϕ_{ss}/ϕ_r	0.142
θ_{APX}	4.1 Deg.	T_{MX}/C	0.06	X_{TR}/C	0.30
X_{MX}/C	0.570	β_{1D}	23.3 Deg.	β_{2D}	32.7 Deg.

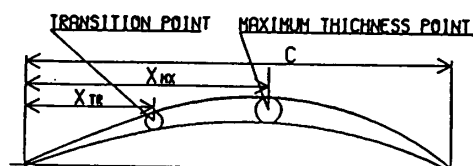


図 1 翼断面

* 原稿受付 平成2年11月22日。

*1 正員, 航空宇宙技術研究所 (〒182 調布市深大寺東町 7-44-1)。

について示し、限界流入マッハ数を基準とする入射角の有効作動域について考察した。本報では、STG(食違い角) $=10^\circ$ における、節弦比がそれらの翼列性能に及ぼす影響について述べる。表1に供試翼形の翼形状の主要目を、図1に断面形状を示す。

記号

AVDR: 軸流速度密度相乗比 (本研究では $AVDR = 1.0$)

C : 翼弦長

C_{PS} : 静圧上昇係数 $= (\bar{P}_{S2} - P_{S1}) / (P_{01} - P_{S1})$

DVA: 偏差角 $= \bar{\alpha}_2 - \beta_2$

I.A: 入射角 $= \alpha_1 - \beta_1$

$I_{\pm LMT}$: M_{ICR} を基準とする入射角の作動限界

I_{min} : 最小損失入射角

I_{OPT} : 最適入射角 $= (I_{+LMT} + I_{-LMT}) / 2$

$I_{\pm S}$: 正負の失速入射角

I_{REF} : 基準入射角 $= (I_{+S} + I_{-S}) / 2$

M : 気流マッハ数

M_{ICR} : 限界流入マッハ数

P_0 : 気流全圧

P_S : 気流静圧

S : ピッチ

STG: 食違い角 (本報告では, $STG = 10^\circ$ (一定))

TPLC: 全圧損失係数 $= (P_{01} - \bar{P}_{02}) / (P_{01} - P_{S1})$

V : 気流速度

α : 風向

β : 翼列入口, 出口角 Blade Mean-Line Angle

β_D : 翼の平均線 (mean line) の前, 後縁点での接線と翼弦とのなす角

γ : 比熱比 $= 1.4$

ϵ : 転向角 $\alpha_1 - \bar{\alpha}_2$

η : 翼素効率

θ_{APX} : 翼の前縁頂角

ρ_S : 気流密度

ϕ_{SS} : 翼前部反り角

ϕ_T : 反り角

添字

CR: M_{ICR} における値

LMT: 限界点 (+LMT: 上限, -LMT: 下限)

max: 最大値

min: 最小値

1: 翼列前

2: 翼列後

a : 翼列軸流方向

i : 局所値

$-$: 1 ピッチ平均値

$AVDR = (\bar{\rho}_{S2} \cdot \bar{V}_2 \cdot \cos \bar{\alpha}_2) / (\rho_{S1} \cdot V_1 \cdot \cos \alpha_1)$

$\lambda = \bar{P}_{02} / P_{01}$

$\eta = (\bar{P}_{S2} - P_{S1}) / (P_{S2ID} - P_{S1})$

$P_{S2ID} = P_{01} / F(\bar{M}_2)$: 全圧損失が零と仮定した場合

($\lambda = 1$) の翼列後流マッハ数 $\bar{M}_2$ における気流静圧。

2. 節弦比をパラメータとする 流入マッハ数特性

図2に、翼列形状が, $STG = 10^\circ$, I.A (入射角) $= 3.7^\circ$ における、流入マッハ数特性 (流入マッハ数と翼列諸性能値との関係) を示す。節弦比 S/C をパラメータとして、流入マッハ数特性に及ぼす S/C の影響について述べる。

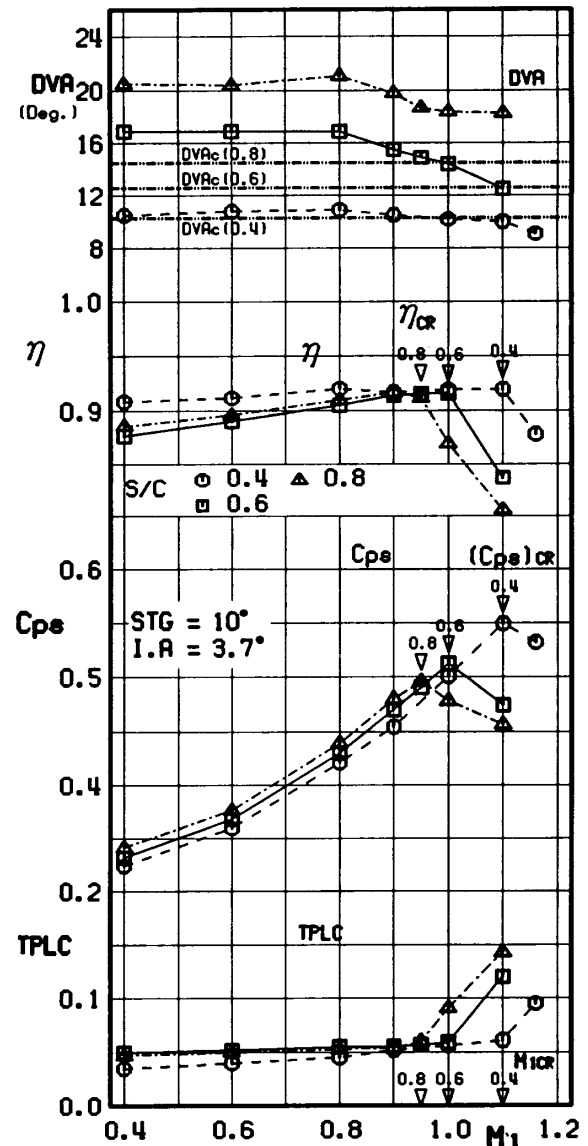


図2 節弦比をパラメータとする流入マッハ数特性

2.1 限界流入マッハ数 M_{ICR} について 図2において, 流入マッハ数が増加すると, それに対応して C_{PS} 値は順次増加し, 最大値 $(C_{PS})_{CR}$ に達し, 次いで減少しており, $(C_{PS})_{CR}$ 以後の M_1 域では TPLC 値が急増している。翼列の負荷限界および流入マッハ数に対する作動限界の視点より, C_{PS} 値が最大で, かつ, TPLC 値が急増する直前の M_1 値を限界流入マッハ数 M_{ICR} と呼び, M_{ICR} に対応する C_{PS} 値を $(C_{PS})_{CR}$ と記す (図2では▽印で示す。TPLC, η についても添字 CR を付し, ▽印で示す。数字は S/C を示す)。 $S/C=0.4$ では, $M_1=1.1$, で C_{PS} 値が最大となり, $1.1 < M_1$ では TPLC 値の急増が見られる, $M_{ICR}=1.1$ である。 $S/C=0.6$ では $M_{ICR}=1.0$ であり, $S/C=0.8$ では $M_{ICR}=0.95$ となっており, 節弦比が増加すると, M_{ICR} 値は順次減少している。 S/C が増加すると, M_{ICR} 値が減少するのに対応して, $(C_{PS})_{CR}$ 値は順次減少しており, 翼列の負荷限界に及ぼす S/C の影響を示している。

2.2 翼素効率 η と静圧上昇係数 C_{PS} について

図2において, 翼素効率は, M_1 が上昇するにしたがって増加し, $M_1=M_{ICR}$ で最大 (η_{CR} ; 図2中の▽点) となっている。静圧上昇係数との対応で見ると, $0.4 \leq S/C \leq 0.8$ の範囲で, C_{PS} の最高点 [最大負荷点; $(C_{PS})_{CR}$] で η が最大となり, 高マッハ数域で性能が良好な MCA 翼形の実験結果を示している。全圧損失係数 TPLC は, $S/C=0.4, 0.6, 0.8$ で, M_1 の上昇に対して, 小さな割合 ($\Delta TPLC/\Delta M_1$) で直線的に増加し, $M_1 > M_{ICR}$ で, TPLC 値の急増が認められる。 M_{ICR} 値は S/C の増加とともに減少しているが, $TPLC_{CR}$ 値は, $S/C=0.4, 0.6, 0.8$ ではほぼ等しく, $TPLC_{CR} \approx 0.06$ を示している。比較のため, 他の実験報告を引用すると, 文献(4)の MCA 翼列の実験では, $M_1=1.0$, $TPLC_{min} \approx 0.05$ ($S/C=0.62$, $STG=48^\circ$, $\phi=14.9^\circ$, $AVDR=1.1$) が報告されている。

2.3 偏差角 (DVA) について 図2において, 偏差角の推定に, 広く使用されている, Carter の式による推定値,

$$DVA_c = m \cdot \phi \cdot (S/C)^{1/2} \quad (5)$$

$$m = F(STG, X_{MX}/C) \quad (6)$$

を参考にした。それぞれの S/C について, $M_1=M_{ICR}$ での DVA 値を DVA_c との差 $\Delta DVA = DVA - DVA_c$ で検討すると,

$$S/C=0.4; \Delta DVA=0^\circ, (M_1=M_{ICR}=1.1)$$

$$S/C=0.6; \Delta DVA=2^\circ, (M_1=M_{ICR}=1.0)$$

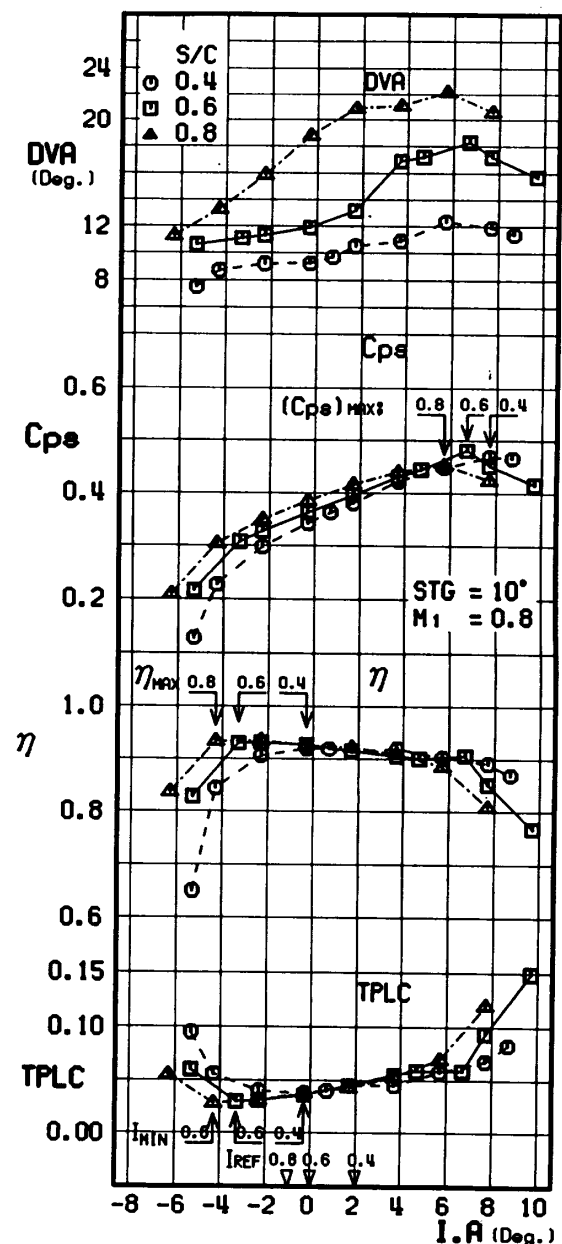
$$S/C=0.8; \Delta DVA=4.5^\circ, (M_1=M_{ICR}=0.95)$$

となり, S/C が大きくなるにしたがって, ΔDVA は大きく増加している。一方, M_1 と DVA との関係につ

いては, $S/C=0.4$ では, DVA はほぼ一定であるが ($0.4 \leq M_1 \leq M_{ICR}$), $S/C=0.6, 0.8$ では, $0.8 < M_1$ で, DVA 値が減少する傾向を示している。 $0.4 \leq M_1 \leq M_{ICR}$ の M_1 域での最大値と最小値との差を ΔDVA_M で表せば, $\Delta DVA_M = 2^\circ$ ($\Delta DVA_M = DVA_{max} - DVA_{min}$, $S/C=0.6, 0.8$), $\Delta DVA_M = 0.8^\circ$ ($S/C=0.4$) となっており, M_1 と DVA との関係に及ぼす S/C の影響を示している。

3. 節弦比をパラメータとする入射角特性

図3(a)~(c)に, $STG=10^\circ$ における, M_1 を指標



(a) ($STG=10^\circ$, $M_1=0.8$)

図3 節弦比をパラメータとする入射角特性

とする入射角特性について示す。 S/C をパラメータにとり、入射角特性に及ぼす S/C の影響について検討する。 M_1 の影響が小さい低速域では、入射角と翼列性能諸値との関係（入射角特性）が翼列性能の基本的な表示であるが、高マッハ数域では入射角特性に及ぼす流入マッハ数の影響が重要となり、入射角特性は流入マッハ数の関数となる。さらに、入射角と限界流入マッハ数との関係が、流入マッハ数を指標とする入射角の有効作動（適用）域を確定する上で、より基本的なものとなる。入射角と限界流入マッハ数との関係については4章において考察するが、図3(a)～(c)では、 $M_1=0.8, 0.9, 1.0$ での入射角特性を示す。

3.1 失速 $I_{\pm s}$ および基準入射角 I_{REF} について

全圧損失係数の最小値 $TPLC_{min}$ に対応する入射角を最小損失入射角と呼び、 I_{min} と表す（図3(a)～(c)において、図中、矢印で示す。数字は S/C を示す）。一般に、 I_{min} は翼列形状 (STG, S/C) と M_1 の関係である。低速域で用いられている表記に従い、 $TPLC=2 \cdot TPLC_{min}$ となる入射角を正、負の失速入射角と呼び、 I_{+s}, I_{-s} と表すと、図3(a)～(c)の場合、 I_{+s}, I_{-s} は $S/C(M_1, STG=Const.)$ の関数となる。 I_{-s} と I_{+s} の中間点を基準入射角と定義して、 I_{REF} と表し、図3(a)～(c)の $I.A$ 軸上に▽印で示す（数字は S/C の値を表す）。 $M_1=0.8$ [図3(a)]、 0.9 [図3(b)]、 1.0 [図3(c)] において、 S/C の増加に対応して、 I_{-s} 値は $I.A$ の負側の方向に移り、同様に、 I_{+s} 値も $I.A$ の負側の方向に、順次、移動している。これに伴って、 S/C が増加すると、 I_{REF} は、順次、 $I.A$ 軸の負側の方向に移動している。入射角の作動範囲 $\Delta I_s = I_{+s} - I_{-s}$ を、 $S/C=0.4, 0.6, 0.8$ について、順次、以下に示す。

$M_1=0.8$; $\Delta I_s=14^\circ$ ($S/C=0.4$),

12° (0.6), 11° (0.8).

$M_1=0.9$; $\Delta I_s=10^\circ$ ($S/C=0.4$),

9° (0.6), 10° (0.8).

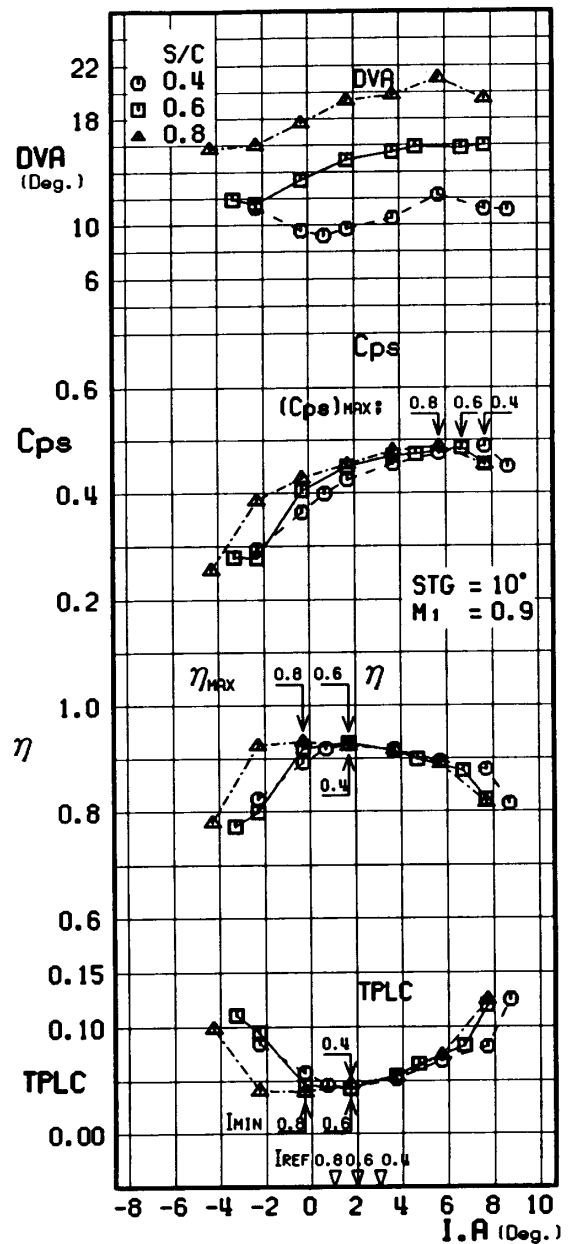
$M_1=1.0$; $\Delta I_s=7^\circ$ ($S/C=0.4$),

7° (0.6), 6° (0.8).

上記により、 $0.4 \leq S/C \leq 0.8$ の範囲で、 M_1 値の増加に対して、 ΔI_s が、順次、減少していることがわかる。一方、 ΔI_s に対する S/C のきわだった影響は見られない。入射角の上限値および下限値の判定基準については、本節の失速入射角を基準とする方法とは別に、それぞれの翼列形状・条件 (STG, $S/C, I.A$) における、限界流入マッハ数を基準とする方法があり、4章においてさらに考察し、本節の結果と比較検討する。

3.2 静圧上昇係数 C_{ps} について $M_1=0.8, 0.9, 1.0$ において ($0.4 \leq S/C \leq 0.8$ の範囲で)、 $I.A$ が増加

するにしたがって、 C_{ps} 値は増大し、 $I.A = I_{CPS, max}$ 点で、最大値 $(C_{ps})_{max}$ (図3中に、矢印で示す) に達し、 $I.A$ がさらに増加すると C_{ps} は減少するとともに $TPLC$ 値の急増が見られる。 $M_1=0.9, 1.0$ では、 $0.4 \leq S/C \leq 0.8$ で、 $(C_{ps})_{max}$ は $(I_{CPS, max} \leq I_{+s})$ で実現している。一方、 $M_1=0.8$ では、 $S/C=0.6, 0.8$ で、 $(C_{ps})_{max}$ は $I_{+s} < I_{CPS, max}$ で実現しており、 $TPLC$ 値の大きい $I.A$ 域まで、 C_{ps} の増加が認められる。低速域でも同様の現象が報告されている⁽⁷⁾。 I_{min} 点は翼素効率の最大値 η_{max} (図3中、矢印で示す。数字は S/C を示す) に対応している。 I_{REF} と同様に、 S/C の増大に対応して、 I_{min} 点



(b) ($STG=10^\circ, M_1=0.9$)

図3 節弦比をパラメータとする入射角特性

は入射角の負側の方向に移動しており、最大効率点 $\eta_{\max}$ も、順次、I. A 軸の負方向に移っている。

3・3 偏差角 (DVA) について 2章 (図2) では、 $I. A = 3.7^\circ$ (一定)、 $M_1 = M_{ICR}$ での DVA 値と S/C との関係について考察した。この項では、 $M_1 = 0.8, 0.9, 1.0$ における、 $I. A = I_{REF}$ での、DVA 値を、2・3節と同様に、Carter の値 DVC_c と比較 ($\Delta DVA = DVA - DVA_c$) して考察する。 $S/C = 0.4, 0.6, 0.8$ について、順次示すと、以下を得る (単位は $^\circ$)。

$M_1 = 0.8$; $DVA = 10.5, 12, 18$, $\Delta DVA = 0, 0, 3.5$

$M_1 = 0.9$; $DVA = 10.5, 15.5, 9$, $\Delta DVA = 0, 2.5, 5$.

$M_1 = 1.0$; $DVA = 10.5, 13.5, 17$, $\Delta DVA = 0.5, 1, 2.5$.

$0.8 \leq M_1 \leq 1.0$ の M_1 域で、 S/C の増加に伴って、DVA 値は、順次、増加している。Carter 値との差 ΔDVA 値も、 $S/C = 0.4$ では、 $0^\circ \leq \Delta DVA \leq 0.5^\circ$ であるが、 S/C の増加とともに、順次、増大している。

4. 入射角と限界流入マッハ数との関係

図4に、 $M_1 = M_{ICR}$ における入射角特性を示す。3章で述べたように、高流入マッハ数域において、入射角の限界値は流入マッハ数の限界値 M_{ICR} と等価で考慮されねばならない。この基本関係を確定するのが、図4に示す、入射角と限界流入マッハ数との関係である。図4では節弦比 S/C をパラメータにとり、その影響について示す。

4・1 入射角と限界流入マッハ数 M_{ICR} との関係

図4 ($S/C = 0.4, 0.6, 0.8$) において、入射角の増加に伴って、 M_{ICR} 値は、順次、増大して、最大値 ($M_{ICR})_{\max}$ (図4中、矢印で示す。数字は S/C を示す) に達し、ほぼ一定の入射角域を経て、次いで、減少を示す。 S/C が増加すると、($M_{ICR})_{\max}$ 値は、順次、減少し、($M_{ICR})_{\max}$ に対応する $I. A$ も減少する。これに対応して、 C_{PS} 値の最大値 ($C_{PS})_{\max}$ も減少しており、 S/C と翼列の負荷限界との関係を示している。

4・2 M_{ICR} 値を基準とする入射角の有効作動域

I. A 対 M_{ICR} の曲線 $M_{ICR} = F(I. A)$ と、I. A 軸に平行な直線、 $M_{ICR} = M_{Ii}$ との交点 I_{+LMT} , I_{-LMT} ($I_{-LMT} \leq I_{+LMT}$) は、 M_{ICR} の定義より、指定された翼列形状 (STG, S/C) と、流入マッハ数 M_{Ii} における、入射角の作動限界点の上限 I_{+LMT} および下限 I_{-LMT} を示している。I. A 対 M_{ICR} の関係を用いて、3・1節で考察した失速入射角を基準とする方法とは別に、入射角の有効作動域を以下のように定義できる。すなわち、図4において、 S/C をパラメータとして、指定の M_1 値に対して、 I_{+LMT} , I_{-LMT} が作動限界点として定まり、次いで、入射角の有効作動範囲 $\Delta I_{LMT} = I_{+LMT} - I_{-LMT}$ および、

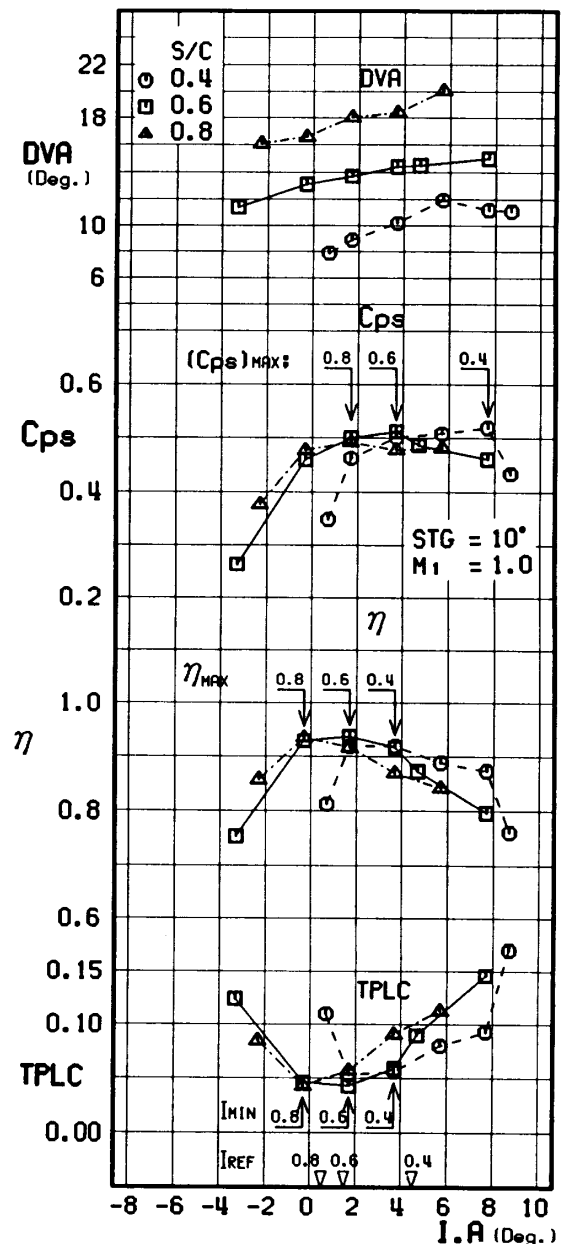
3・1節の I_{REF} に対応する、最適入射角 $I_{OPT} = (I_{+LMT} + I_{-LMT})/2$ が定義できる。 $M_1 = 0.8, 0.9, 1.0$ における、 ΔI_{LMT} , I_{OPT} を、 $S/C = 0.4, 0.6, 0.8$ について、順次、示すと、

$M_1 = 0.8$; $\Delta I_{LMT} = 13, 10, 10$, $I_{OPT} = 2, 1, 1$,

$M_1 = 0.9$; $\Delta I_{LMT} = 8, 7, 8$, $I_{OPT} = 3.9, 2, 1.7$,

$M_1 = 1.0$; $\Delta I_{LMT} = 4, 4, 2$, $I_{OPT} = 3.7, 1.7, 0.7$,

(単位は $^\circ$)、となる。 ΔI_s (3・1節) と比較すると、 $M_1 = 0.8, 0.9, 1.0$ において、作動範囲 ΔI_{LMT} は、 $\Delta I_{LMT} < \Delta I_s$ となり、作動域は縮小している。また、 M_1 域が上昇するにつれて、その差 $\Delta I_s - \Delta I_{LMT}$ が大きくなって



(c) (STG = 10°, $M_1 = 1.0$)

図3 節弦比をパラメータとする入射角特性

いることがわかる。これは、 I_{LMT} は、 M_{ICR} の定義より、 $TPLC$ 値が急激に増加する直前の $I.A$ 値に対応し、一方、失速入射角は $TPLC=2 \cdot TPLC_{min}$ に対応する $I.A$ 値であることから理解される。すなわち、高い流入マッハ数域で、 I_{+s} 点での M_{ICR} 値が、指標とする M_1 値に対して、 $M_{ICR} < M_1$ 、となる可能性が大きいと考えられる。 I_{OPT} は、 $M_1=0.8$ 、 $S/C=0.8$ を除いて、 $|I_{OPT} - I_{REF}| \leq 1^\circ$ となっている。

4.3 全圧損失係数 $TPLC_{CR}$ について M_{ICR} に対応する $TPLC_{CR}$ は、 $0.4 \leq S/C \leq 0.8$ 、 $-6^\circ < I.A < 9^\circ$ の範囲で、 $TPLC_{CR} \leq 0.095$ である。よって、 M_{ICR} は作動限界点としての要件（ $TPLC$ 値が適用可能な範囲）を満たしていると考えられる。入射角の増加に対して、全圧損失係数値 $TPLC_{CR}$ は、順次、増加しており、 $0.4 \leq S/C \leq 0.8$ で、全体として、右上がりの変化を示している。 $S/C=0.4$ の $TPLC_{CR}$ 値が $S/C=0.6, 0.8$ と比較して、少し高い値を示しているが、 S/C に関して、特に際だった変化を示しておらず、本実験の供試翼形が、 $0.4 \leq S/C \leq 0.8$ の範囲で安定した適用可能性をもつことを示している。

4.4 静圧上昇係数 $(C_{ps})_{CR}$ について

(1) $(C_{ps})_{CR}$ の曲線は、それぞれの翼列形状・条件における、最大負荷（負荷限界）を示しており、 S/C をパラメータとする入射角と最大負荷との関係が得られた。

(2) $0.4 \leq S/C \leq 0.8$ において、各 S/C における $(C_{ps})_{CR}$ の最大値 $[(C_{ps})_{CR}]_{max}$ は S/C が増加すると、順次、減少する傾向を示している。

5. む す び

多重円弧翼形の遷・超音速二次元（減速）翼列実験の第4報として、節弦比 S/C が翼列諸性能値に及ぼす影響について調べた。すなわち、食違い角が、 $STG=10^\circ$ （一定）の場合における、 S/C を指標とする流入マッハ数特性、入射角特性、限界流入マッハ数と入射角との関係、などについての実験結果を系統的に提示し、検討、考察した。それらの内容を要約して以下に示す。

(1) 節弦比をパラメータとする流入マッハ数特性について検討し、 $0.4 \leq S/C \leq 0.8$ の範囲で、限界流入マッハ数 M_{ICR} の近傍で、翼素効率が最大となることを示した。偏差角 DVA は S/C が増加すると、順次、増加する。さらに、Carter の偏差角 DVA_c との差 $\Delta DVA = DVA - DVA_c$ も S/C の増加とともに急激な増大を示し、 S/C の影響が大きいことがわかった。

(2) M_1 を指標 ($M_1=0.8, 0.9, 1.0$) として、 S/C を

パラメータとする、翼列諸性能値と入射角との関係（入射角特性）について示した。失速入射角を基準とする入射角の有効作動域と S/C との関係について考察して、 S/C が増加すると、基準入射角 I_{REF} は、順次、減少し、最小損失入射角 I_{min} において翼素効率が最大になることを示した ($0.4 \leq S/C \leq 0.8$)。

(3) S/C をパラメータとして、入射角と M_{ICR} との関係について示した。 M_{ICR} を基準とする入射角の作動限界 (I_{+LMT}, I_{-LMT}) および有効作動域について考察し、 M_1 を指標とする最適入射角 I_{OPT} を決定した。これと、失速入射角 I_s を基準とする有効作動域との比較検討を行った。 M_{ICR} を基準とすると、入射角の作動範囲は、 M_1 値の増加とともに、 I_s を基準とする場合よりも、順次、減少するが、入射角の作動範囲の基準として、 M_{ICR} を基準とする方法が、 I_s 値を基準とする方

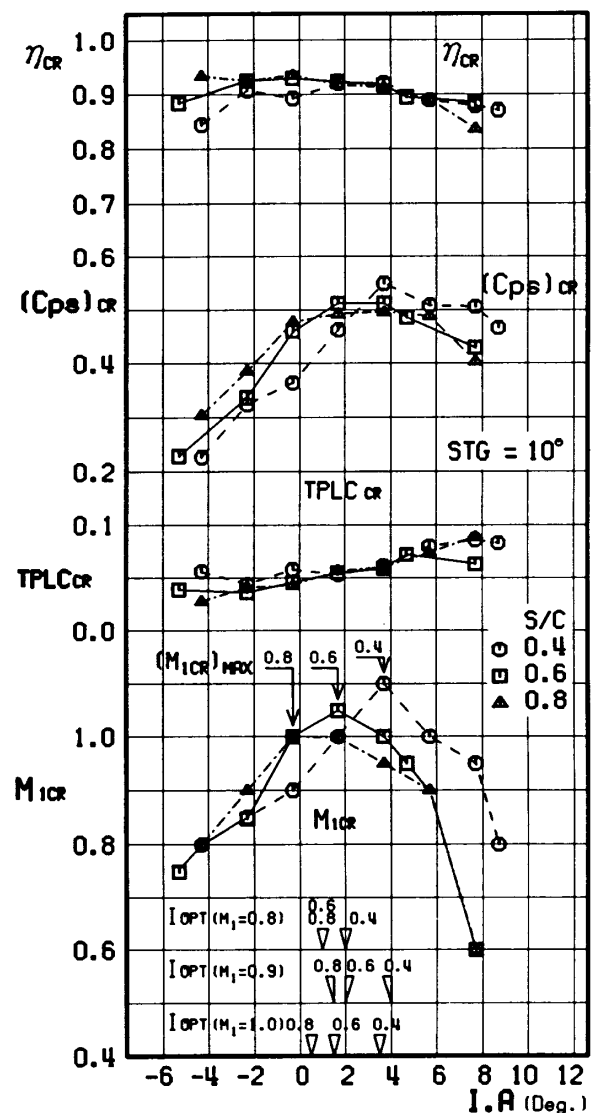


図4 入射角と限界流入マッハ数との関係 ($STG=10^\circ$)

法に比して, より妥当なものと考えられる。

文 献

- (1) 坂口・高森, 機論, 56-526, B (1990), 1669.
 - (2) 坂口・高森, 機論, 56-526, B (1990), 1676.
 - (3) 坂口・高森, 機論, 56-530, B (1990), 2865.
 - (4) Schreiber, H. A. and Starken., *Trans. ASME, J. Eng.*
Gas. Turbine Power, 106 (1984), 288.
 - (5) Carter, A. D. S. and Haghes, H. R. *ARC R & M*, 2384 (1946).
 - (6) Seyler, D. R. and Smith, L. H. *NASA CR*, 5458 (1967).
 - (7) 生井・井上・九郎丸, 機論, 38-310 (1972), 1371.
-