そ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1報, 実験の概要および食違い角を指標とする流入マッハ数特性について)

坂 口 一^{*1}, 高 森 晋^{*1}

Two-Dimensional Cascade Tests of MCA Blades in the High Transonic Mach Number Region (1st Report, An Outline of the Tests)

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 region of inlet Mach number (M_1) $0.4 \leq M_1 \leq 1.2$, 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. The present report is chiefly concerned with a few remarks on the method of 2-D cascade tests which involve the following: (1) the details of the blade shape tested, (2) the layout of the cascade tunnel, (3) data critiques on the degree of two-dimensionality, (4) the consideration regarding the effect of axial-velocity-density-ratio on the cascade performance parameters.

Inlet Mach number characteristics in the region of minimum incidence angle are discussed.

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

1. は じ め に

軸流圧縮機の高性能化に伴って, そり角が大きい翼素形状での遷音速性能が問題となっている。多重円弧(MCA: MULTIPLE-CIRCULAR-ARC)翼形は, 二重円弧(DCA: DOUBLE-CIRCULAR-ARC)翼形とともに, 遷音速域における圧縮機の翼素として多く用いられている形状であるが, 系統的な二次元(減速)翼列性能についての実験資料が公表されておらず, その翼形状としての特性が明確にされていないように思われる。このような基本的な翼形状の二次元翼列性能についての系統的な実験資料は, 当該の翼形の空力設計への適用以外に, SUPERCRITICAL 翼形や, 数値流体力学的手法で今後開発される種々の翼形状について, その特性等を評価・検討する場合にも必要となろう。本実験では, 全そり角 $=56^\circ$ のMCA翼形について, 流入マッハ数(M_1)が $0.4 \leq M_1 \leq 1.2$ の範囲の二次元翼列実験を行い, 食違い角などの翼列形状, 流入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, 系統的に調べた。本報では, 供試翼形の詳細, 翼列

実験結果の二次元性の検討等の実験の概要, 高マッハ数における軸流速度密度相乗比と翼列性能諸値との関係, および, 食違い角を指標とする, 翼列諸性能値と流入マッハ数との関係について述べる。

記 号

AVDR: 軸流速度密度相乗比

C : 翼弦長

C_{ps} : 静圧上昇係数

D_f : 拡散係数

DVA: 偏差角($\bar{\alpha}_2 - \beta_2$)

D : 前, 後縁, 円の直径

I, A : 入射角($\alpha_1 - \beta_1$)

I_{-s} : 負の失速入射角

I_{+s} : 正の失速入射角

M : 気流マッハ数

M_{1CR} : 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

T_{MX} : 翼の最大厚み

TPLC: 全圧損失係数

* 平成2年3月13日 九州支部第43期総会講演会において講演, 原稿受付 平成元年3月24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)。

X_{MX} : 最大厚み位置

X_{TR} : Camber Line の接点位置

α : 風向

β : 翼列入口, 出口角

Blade Mean-Line Angle

γ : 比熱比

ε : 転向角 ($\alpha_1 - \alpha_2$)

η : 翼素効率

θ_{APX} : 翼の前縁頂角

ρ_s : 気流密度

ϕ_T : そり角

添 字

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

LE: 翼の前縁

max: 最大値

min: 最小値

TE: 翼の後縁

$$AVDR = (\bar{p}_{s2} \cdot \bar{V}_2 \cdot \cos \bar{\alpha}_2) / (\rho_{s1} \cdot V_1 \cdot \cos \alpha_1)$$

$$C_{PS} = (\bar{P}_{s2} - P_{s1}) / (P_{01} - P_{s1})$$

$$D_f = (1 - \bar{V}_2/V_1) + (V_1 \sin \alpha_1$$

$$- \bar{V}_2 \sin \bar{\alpha}_2) / \{2(C/S) V_1\}$$

$$TPLC = (P_{01} - \bar{P}_{02}) / (P_{01} - P_{s1})$$

$$\bar{\alpha}_2 = \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} \alpha_{2i} dS / \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS$$

$$\bar{P}_{02} = \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} P_{02i} dS / \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS$$

$$\bar{M}_2 = \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} M_{2i} dS / \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS$$

$$\eta = (\bar{P}_{s2} - P_{s1}) / (P_{s2ID} - P_{s1})$$

$$= (\lambda \cdot F(M_1) - F(\bar{M}_2)) / \{F(M_1) - F(\bar{M}_2)\}$$

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

$$= [TPLC \cdot (F(M_1) - 1) / F(M_1)] + 1$$

$$P_{s2ID} = P_{01}/F(\bar{M}_2): \text{全圧損失を零と仮定した場合}$$

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

$$\bar{P}_{s2} = \lambda \cdot P_{01}/F(\bar{M}_2), P_{s1} = P_{01}/F(M_1)$$

$$F(M_1) = [1 + \{(r-1)/2\} \cdot M_1^2]^{r/(r-1)}$$

$$F(\bar{M}_2) = [1 + \{(r-1)/2\} \cdot \bar{M}_2^2]^{r/(r-1)}$$

$$r=1.4$$

2. 実験の概要

2.1 翼形について 実験に用いた多重円弧 (MCA) 翼形の座標を表 1 に示す. 表中の Y_u, Y_l 値は, それぞれ, 前縁点を座標原点として, 翼弦を X 軸とした

場合の, 翼背面 (Y_u) と腹面 (Y_l) の Y 座標である. 表 2 に MCA 翼形の断面形状の主要目, および, 本文中に引用した, 二重円弧翼形の主要目を示す. 表中における X_{TR} は, そり線を構成する二円の接点 (TR 点: TRANSITION POINT) の X 軸位置である. この TR 点と前縁点とで作る弦が, 中心点に対して張る角を, 翼の前部そり角と呼び, ϕ_{ss} で示す. ϕ_{ss}/ϕ_T をそり比と名付ける.

$\phi_{ss}/\phi_T=0.142$ である. 最大厚み位置は前縁より 57 % 弦長にあり, 最大厚み比は, $T_{MX}/C=0.06$ である. この最大厚み位置と前縁点間のそり角 (ϕ_{LM}) は, 全そり角との比で, $\phi_{LM}/\phi_T=0.462$ である. 図 1, 2 に, 上述

表 1 翼座標

X	Y_u	Y_l	X	Y_u	Y_l	X	Y_u	Y_l
0.00	0.080	0.000	1.10	0.619	0.312	2.10	1.069	0.666
3.10	1.505	0.999	4.10	1.928	1.311	5.10	2.337	1.602
6.10	2.732	1.873	7.10	3.114	2.124	8.10	3.484	2.355
9.10	3.839	2.566	10.10	4.152	2.753	11.10	4.415	2.908
12.10	4.628	3.031	13.10	4.793	3.124	14.10	4.911	3.186
15.10	4.982	3.217	16.10	5.009	3.217	17.10	4.989	3.187
18.10	4.924	3.127	19.10	4.813	3.036	20.10	4.655	2.914
21.10	4.450	2.760	22.10	4.195	2.575	23.10	3.889	2.357
24.10	3.350	2.106	25.10	3.115	1.821	26.10	2.640	1.502
27.10	2.100	1.147	28.10	1.491	0.754	29.10	0.806	0.323
30.00	0.108	0.000						

表 2 翼形状の主要目

MCA						
C	30.0mm	ϕ_T	56.0 DEG	ϕ_{ss}/ϕ_T	0.142	θ_{APX}
T_{MX}/C	0.060	X_{TR}/C	0.30	X_{MX}/C	0.570	D_{LE}/C
D_{TE}/C	0.0067					4.1 DEG
						0.0067
DCA						
C	30.0mm	ϕ_T	56.0 DEG	θ_{APX}	10.0 DEG	T_{MX}/C
X_{MX}/C	0.50	D_{LE}/C	0.0067	D_{TE}/C	0.0067	ϕ_{ss}/ϕ_T
						0.307

図 1 厚み分布

のMCA翼とDCA翼の、厚み比分布、および断面形状を示す。

本実験のMCA翼では、DCA翼と比較して、翼の前部での厚みが減少しており、その結果、前縁頂角が4.1 deg. (DCA翼では10.0 deg.)となり、翼列としての、所謂、UNCOVERED REGIONで、その断面形状が鋭角でその小さいものとなっている。

2.2 翼列風洞の概要 翼列風洞の主要目を表3に、風洞上部および翼列設定部の概略を図3に示す。

2.2.1 スリット壁 遷・超音速時にノズル出口と翼列入口の間で流れが第二スロートを形成するのを避ける目的で開口比が可変のスリット壁を設けている(図3)。本実験では抽気の必要はなく、抽気量は零である。対面は通常の平滑壁である。

2.2.2 翼列端部抽気構造 左右壁の上端部が、翼列端部における流れの攪乱を防ぐ目的で翼列端部抽

気構造になっている。

2.2.3 翼列設定部側壁抽気構造 翼列側壁での気流のはく離によるスパン方向の縮流を防ぐ目的で多孔壁による抽気構造となっている。

2.3 実験方法および実験基準について

2.3.1 翼列流入側気流の測定 翼列中心線より軸流方向に一弦長上流位置で、翼列方向に1ピッチ間隔で4点の全圧、および、風向分布を測定した結果、4点の平均値を基準に、流入全圧は0.5%，流入角は、2%程度のばらつきがあった。スパン方向の分布は境界層近傍を除きスパン中央値に対して、全圧は0.5%，風向は1%の不均一を示した。

2.3.2 翼列流出側気流の測定 5孔ピトー管による後流トラバースを行った。測定位置は、翼列スパン中央線上で、翼列後縁より軸流方向に20 mm後流である。流出全圧、流出角、流出マッハ数の局所値を測定し1ピッチの流量平均値を算出した。

2.3.3 実験結果の二次元性判定基準について

各ピッチ間の平均値の均一性(ばらつき)について検討し、以下に示す基準を設定した。全圧比(λ)、転向角(ϵ)、流出マッハ数(M_2)の1ピッチ平均値について考察する。3ピッチの平均値に対する各ピッチそれぞれの値の偏差と3ピッチ平均値との比を、 $\Delta\lambda_j$ 、 $\Delta\epsilon_j$ 、 ΔM_{2j} で示すと、中央部3ピッチそれぞれの測定値の不均一度が下記の範囲のものを実験結果として採用した**1。

(1) $M_1 \leq M_{1CR}$, $I_{-5} < I.A < I_{+5}$ の実験範囲では

$$|\Delta\lambda_j|, |\Delta\epsilon_j|, |\Delta M_{2j}| \leq 0.02$$

(2) $M_1 > M_{1CR}$, $I_{-5} \geq I.A \geq I_{+5}$ では

$$|\Delta\lambda_j|, |\Delta\epsilon_j|, |\Delta M_{2j}| \leq 0.05 (j=1, 2, 3)$$

2.3.4 翼列スパン方向の一様性について スパン中央を基準に、 ± 15 mm位置での1ピッチ平均値と中央位置のそれとを、前述の翼列方向の場合と同様の比較をすると、 $|\Delta\lambda|, |\Delta\epsilon|, |\Delta M_2| \leq 0.02$ の範囲にあった。

2.3.5 実験レイノルズ数(Re)について 翼弦長を基準とする実験時のレイノルズ数は $M_1 \geq 0.8$ では、 $Re > 4 \times 10^5$, $M_1 = 0.4$ では $Re > 1.8 \times 10^5$ であった。

$$**1 \quad \lambda_M = (1/3) \sum_{j=1}^3 \lambda_j, \quad \lambda_j = P_{02j}/P_{01}$$

$$\Delta\lambda_j = (\lambda_M - \lambda_j)/\lambda_M$$

$$\epsilon_M = (1/3) \sum_{j=1}^3 \epsilon_j, \quad \epsilon_j = \alpha_1 - \alpha_2$$

$$\Delta\epsilon_j = (\epsilon_M - \epsilon_j)/\epsilon_M$$

$$\Delta M_{2j} = \frac{(M_{2M} - M_{2j})}{M_{2M}}, \quad M_{2M} = (1/3) \sum_{j=1}^3 M_{2j}$$

$j=1$: 中央ピッチに対して背面側ピッチ。 $j=2$: 翼列風洞の中心線を含む中央ピッチ。 $j=3$: 中央ピッチに対して腹面側ピッチ

表 3 風洞の要目

型式	連続吹出し
ノズル終端部断面寸法	76 X 90 mm
ノズル型式	非対称ブロックノズル
空気源	1800KW軸流圧縮機
	最大流量 13.5Kg/S
	最高圧力比 2.5

図 2 翼断面

図 3 翼列風洞上部

2・3・6 軸流速度密度相乗比の基準について 軸流速度密度相乗比 ($AVDR$) の基準を設定した。

(1) $|AVDR-1| \leq 0.002$ の範囲のものを $AVDR=1$ のデータとして採用する (データの多くはこの範囲にある)。

(2) $|AVDR-1| \leq 0.1$ でかつ $|AVDR-1| \leq 0.05$ の点を必ず一つ含む $AVDR$ 値の異なる数点の実験値より、内、外挿法によって、 $AVDR=1$ での全圧損失係数、転向角等の翼列性能を推定し、他のデータとの整合性を検討して $AVDR=1$ のデータとして採用する。

3. 軸流速度密度相乗比 ($AVDR$) と翼列諸性能値との関係

翼列側壁に於ける気流のはく離に起因する縮流効果によって翼列性能が変化する。二次元 (減速) 翼列では、一般に、この側壁はく離を防ぐ目的で、多孔壁による翼列間 (側壁) 抽気が採用されている。本実験においても側壁抽気を採用している。高亜音速域や遷・超音速域での二次元減速翼列では、はく離による縮流効果もさることながら、側壁抽気そのものに起因する

影響がみられ、軸流速度密度相乗比と翼列性能との関係は低速翼列の場合と異なったものとなる。図4～6に、本実験における、軸流速度密度相乗比と翼列諸性能値との関係について示す。図4～6における、 $\Delta TPLC$, ΔM_2 , $\Delta \epsilon$, ΔC_{ps} は下式のようにそれぞれの翼列性能値において、 $AVDR \neq 1$ の値と $AVDR=1$ の値との差である。

R_{ps2} は P_{s2} の $AVDR \neq 1$ の値と $AVDR=1$ の値との比である。

$$\Delta TPLC = (TPLC)_{AVDR \neq 1} - (TPLC)_{AVDR=1}$$

$$\Delta M_2 = (M_2)_{AVDR \neq 1} - (M_2)_{AVDR=1}$$

$$\Delta \epsilon = (\epsilon)_{AVDR \neq 1} - (\epsilon)_{AVDR=1}$$

$$\Delta C_{ps} = (C_{ps})_{AVDR \neq 1} - (C_{ps})_{AVDR=1}$$

$$R_{ps2} = (P_{s2})_{AVDR \neq 1} / (P_{s2})_{AVDR=1}$$

3・1 全圧損失係数との関係について

図4において、 $I.A = -0.3^\circ$ は I_{min} (全圧損失係数最少の入射角) 近傍であることから、 $AVDR$ と $\Delta TPLC$ との関係に及ぼす M_1 の影響は小さい。図5は、 $M_1=0.8$, $STG=15^\circ$ における、 $AVDR$ と $TPLC$ との関係に及ぼす入射角の影響を示したものである。 $I.A = -0.3^\circ, 3.7^\circ$ は I_{min} 近傍であり、この $I.A$ では、 $TPLC$ に対する $AVDR$

図4 軸流速度密度相乗比と翼列諸性能値との関係(1)

図5 軸流速度密度相乗比と翼列諸性能値との関係(2)

および $I.A$ の影響は小さい。しかし、 $I.A=5.7^\circ$ ではその影響は比較的大きく現れている。図6は、抽気壁の開口比(Porosity)の影響について示した。 $I.A=1.7^\circ$ は I_{min} 近傍であり、 $M_1=0.9$ は $M_1=M_{1CR}$ である。開口比の影響がかなり明りょうに現れている。しかし、開口比が19%, 22%, 35%では、 $\Delta TPLC$ 値は $AVDR$ に対してほぼ同一の変化を示し、開口比が28% (Δ 印) が異なったこう配となっており開口比の大きさにに対して強い相関は示していない。

3.2 流出マッハ数($\bar{M}_2$)との関係について 図4~6に共通して、 $AVDR$ と ΔM_2 とがほぼ直線関係を示している。 $\Delta TPLC$ における線形性と併せて考えれば、図4~6の実験範囲では、いわゆる、縮流効果による影響が強く現れているとみられる。図4では、 M_1 が増加すると、順次、そのこう配が増しており、 M_1 の影響を示している。図5についても、 $I.A$ の増加とともに、順次、そのこう配が小さくなっており、 $I.A$ の影響が認められる。図6では、開口比の影響は認められない。

3.3 転向角(ϵ)との関係について 図4~6に共通して、ほぼ良好な直線関係が得られている。それぞれ、 M_1 (図4)、 $I.A$ (図5)、開口比 (図6) の影響

図6 軸流速度密度相乗比と翼列諸性能値との関係(3)

が現れている。しかし、その影響は小さく $AVDR=1.1$ の点で 2° 以内である。

3.4 出口静圧との関係について 図4~6に共通して、 $R_{PS2}=1$ となっている。

流出気流の計測位置(翼列後縁より軸流方向20mm)が気流静圧の安定した位置であることを示している。

上記で考察したように、軸流速度密度相乗比と翼列性能諸値との関係についてはほぼ良好な直線関係が得られている。図4~6の結果より、2.3.6項で示した、軸流速度密度相乗比についての基準は、実験データの判定基準として妥当であると考えられる。

図7 食違い角を指標とする流入マッハ数特性について ($I.A=-2.3^\circ$, $S/C=0.6$)

4. 食違い角を指標とする

流入マッハ数特性について

4.1 限界流入マッハ数 (M_{1CR}) について

図7, 図8において, $5^\circ \leq STG \leq 25^\circ$ の範囲で, M_1 を増加させると C_{ps} は順次増大し, 最大値を示し, 次いで減少する傾向を示している。一般に, 翼列形状と条件が一定の場合に, M_1 を増加させると, 対応して, 負荷係数としての C_{ps} 値は増大する。しかし, M_1 を増加させても C_{ps} 値は増加せず, 一定または減少するとともに, 全圧損失係数値が急激に増加する M_1 域が存在する。負荷限界および M_1 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_{1CR}) と呼び, この

図8 食違い角を指標とする流入マッハ数特性について ($I.A = 1.7^\circ$, $S/C = 0.6$)

M_{1CR} に対応する C_{ps} 値を $(C_{ps})_{CR}$ と記す。図7において, $STG = 15^\circ$ (Δ 印) では, $M_1 = 0.85$ で C_{ps} 値が最大値を示し, $0.85 < M_1$ で, $TPLC$ 値の急増が見られる。 $M_{1CR} = 0.85$ である。図7において, $M_{1CR} = 0.85$ ($5^\circ \leq STG \leq 15^\circ$) と一定であるが, $15^\circ < STG$ では, M_{1CR} は減少している。 $STG = 30^\circ$ では, $M_1 = 0.6$ で $(C_{ps})_{max}$ を示しているが, $0.6 \leq M_1$ で, $STG = 25^\circ$ の C_{ps} 値とほぼ等しく, $TPLC$ 値は, $STG = 25^\circ$ の $TPLC$ 値の2倍以上である。 $STG = 30^\circ$ は食違い角の適用限界を越えていると考えられる。図8での $STG = 30^\circ$ も同様の現象を示している。図8では, $M_{1CR} = 1.15$ ($STG = 5^\circ$), 1.05 ($STG = 10^\circ$), 0.95 ($STG = 15^\circ$), 0.9 ($STG = 20^\circ$), 0.7 ($STG = 25^\circ$) となっており, $STG = 25^\circ$ で M_{1CR} 値の急激な減少を示している。 $I.A = 1.7^\circ$ は I_{min} 近傍であり, MCA 翼形状の M_1 の作動域が遷・超音速域を対象としていることを考慮すると, $STG = 20^\circ$ が本実験における供試 MCA 翼の食違い角の適用限界と認められる。図7, 図8では食違い角が増加するに従って M_{1CR} 値が順次, 低下する傾向が顕著に示されている。 $I.A = -2.3^\circ$ の場合, $STG \leq 15^\circ$ において, STG が順次小さくなくても, M_{1CR} 値は変化せず, $0.85 < M_1$ において, 流出マッハ数の急激な増加が認められる。以上を総合して, $I.A = -2.3^\circ$ は, $STG \leq 15^\circ$ でチョークしている。

4.2 翼素効率 (η) について 図7, 図8では, $M_1 \cong M_{1CR}$ で η が最大 (η_{max}) となっている。 $I.A = -2.3^\circ$ (図7), 1.7° (図8) において, $STG = 30^\circ$ で η 値が低下しており, $STG = 30^\circ$ は翼素効率の視点でも食違い角の適用範囲外であることを示している。

図9 MCA 翼と DCA 翼の流入マッハ数特性の比較

4.3 偏差角(DVA)について 図7, 8において, $M_1 \leq M_{1CR}$ の M_1 域で, M_1 の変化 (STG は一定) に対する DVA 値の変化 ΔDVA_M は 3° 以下である ($STG \leq 25^\circ$). 一方, $M_1 = 0.8$ において, STG が 25° と 5° での DVA 値の差, ΔDVA_{STG} は 8° である. 偏差角に及ぼす食違い角の影響が流入マッハ数の影響より大きいことを示している.

5. MCA 翼と DCA 翼形の流入マッハ数特性の比較

図9は, $STG = 10^\circ$, I_{min} 近傍における, MCA 翼と DCA 翼の流入マッハ数特性について比較したものである. 図9において, $M_{1CR} = 1.05$ (MCA), 0.9 (DCA) である. C_{ps} 値は, $M_1 \leq M_{1CR}$ (DCA) の流入マッハ数域で, MCA 翼, DCA 翼ともに, ほとんど等しい変化を示している. M_1 の変化に対して転向角の変化は小さく, $M_1 \leq M_{1CR}$ の流入マッハ数域では 1° 以内である (MCA, DCA). 全圧損失係数値は, DCA 翼の $M_1 \leq M_{1CR}$ の領域では, 両翼ともほぼ等しい. 図9は,

MCA 翼と DCA 翼の適用流入マッハ数域の相違について明確に示している.

6. む す び

本論文は多重円弧翼形の遷・超音速二次元減速翼列実験の第1報であり, 内容は以下のとおりである.

(1) (i) 供試翼形の詳細, (ii) 翼列風洞の概要, (iii) 翼列流入側および流出側気流の一様性についての検討および実験基準の設定, などの実験の概要について示した.

(2) 軸流速度密度相乗比 ($AVDR$) と翼列性能について考察し, $AVDR$ 値についての実験基準を設定した.

(3) 食違い角を指標とする, 流入マッハ数特性について示し, 食違い角と限界流入マッハ数との関係, 食違い角の適用限界点について考察した.

(4) 二重円弧翼形の実験結果との比較検討を行い, MCA 翼と DCA 翼の流入マッハ数の適用域の相違について示した.