533. 691. 07

食違い角の大きい減速翼列の研究*

(第2報, 翼列試験結果とその検討)

松木正勝**, 高原北雄**

Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades

(2nd Report, The Result of Cascade Tests)

by Masakatsu MATSUKI and Kitao TAKAHARA

The aim of this study is to obtain the two-dimensional cascade performance of high stagger compressor blades.

The results were as follows :

- 1) The tests were carried out successfully and the cascade performance was obtained for the combination of $S/C=1.2, 1.0, 0.7, C_{l0}=1.2, 0.8, 0.4, 0.0, \xi=45, 50, 60, 65$.
- 2) The design points were selected on the test results.
- 3) The relations between the stagger angle and the outlet angle were obtained.
- 4) The design load limits of the cascade were derived, and also the methods to select the cascade parameter were determined.

1. はじめに

食違い角の大きい減速翼列の二次元翼列性能をうるための翼列試験方法を第1報で検討し、確立したので、第2報においては、4種の翼について食違い角4種、および節弦比3種の組合わせ31種の翼列について試験を行ない翼列性能を得、設計点を定めた。またこれらの試験結果から食違い角と流出角の関係を明らかにし、流出角に対する翼列の負荷限界を定め、この場合の全圧損失係数、そり度、揚抗比などを定めた。

2. 試験方法および試験結果

2.1 試験方法 上記のように二次元翼列としての性能を試験できるような試験方法を確立した後実験した。試験は各翼列について第1報の第1表の組合わせについて食違い角一定として迎え角を 2° 飛びに変化させて行なった。

2.2 試験結果 試験結果の一部を第1図～第4図に示す。これらのうち(a)は翼列性能を、(b)は翼面圧力係数の分布を示す。翼列性能は食違い角、節弦比、翼形を一定として取り、横軸に迎え角を、縦軸

に転向角、流出角、全圧損失係数、軸流速度比を取って示してある。また翼列間多孔壁よりの抽気量を主流に対する%で取った $\Delta G/G\%$ を記してある。

2.2.1 二次元翼列としての性能を示す範囲 翼列性能曲線図中実線で示す範囲は二次元翼列の性能を示すものとして使用可能と認められた範囲であり点線部分は側壁がはく離し、流れが中央に吹寄せられた場合の翼幅中央部の示す性能である。この二次元性の判定は単に $i \sim \epsilon$, $i \sim \zeta$ 曲線のみでは困難であるので $i \sim \alpha_2$, $i \sim V_{20}/V_{10}$ および翼面圧力分布を考慮に入れて決定した。このような判定方法により二つの群に分けることができる。すなわち

(1) 第1群 第1図, 第2図.

(2) 第2群 第3図, 第4図.

(1) 第1群では ζ が増して後、側壁のはく離が起きており、二次元翼列としての性能を示す範囲は明確である。

(2) 第2群では ζ が減少傾向にある間に側壁からはく離が起きており翼列間多孔側壁よりの抽気が不十分のため側壁のはく離が翼面上のはく離より早く起きたように見えるが、翼面圧力分布を参照して検討すると実線範囲のみが二次元性を保持できる範囲で、それ以外は困難な範囲であることが判明する。

* 昭和35年10月14日 第38期東京秋期講演大会において講演, 原稿受付 昭和36年2月6日.

** 正員, 航空技術研究所(三鷹市新川700).

2.2.2 流出角 (1) S/C , C_{l0} , ξ が一定の場合, 二次元翼列としての性能を示す範囲で全圧損失係数の小さい広い範囲にわたって流出角はほとんど一定である。

(2) 迎え角の小さい負失速に近づくとき流出角はいくらか減少し, 迎え角が大きく正失速に近づくときいくらか増加する。二次元性が失われ流れが中央部に吹寄せられると流出角は減少し, 二次元翼列性能を示す範囲の流出角に近い値にもどることが多い。

(3) S/C が小さくなったり, C_{l0} が大きくなったり, ξ が大きくなったりすると翼列軸に沿っての流出角は wake 以外でも一様でなくなり相当の変化を示すようになる。

2.2.3 転向角 全試験を通じて次のことが言える。

(1) 二次元翼列としての性能を示す範囲において転向角は迎え角の増加に従って連続的に増加する。

(2) 迎え角が増し, 二次元翼列としての性能を示す範囲をはずれると転向角が急激に増加し不連続変化をすることが多い。このような場合, 流出角は減少している。

2.2.4 全圧損失係数 全試験を通じて次のことが言える。

(1) 全圧損失係数は S/C , C_{l0} , ξ が増加するに従って増加する。

NACA 65(40)-10
 $S/C=1.2$, $\xi=60^\circ$
(a) 翼列性能

(b) 翼面圧力分布

(2) 迎え角が増し二次元翼列としての性能を示す範囲をはずれると全圧損失係数が急に減少し不連続変化を示すことが多い。

3. 試験結果の考察

3.1 設計点 設計上の基準として設計点を次のように定め、この点で試験結果を整理した。第1図(a)～第4図(a)に矢印で設計点を示した。

(1) 二次元翼列としての性能を示す範囲内において全圧損失係数最小の迎え角を設計点とした。この点は揚抗比最大の迎え角より少し小さいほうにあるが、これは正迎え角方向の作動範囲に余裕を持たせるため

である。またこの点を定めるに当たって翼面圧力分布を考慮してマッハ数を高く取りうるようにした。この点はだいたい ζ 最少の点と一致する

(2) 二次元翼列としての性能を示す迎え角範囲内において全圧損失係数が最小になる点が最小迎え角になっている場合においては、翼面圧力分布を考慮してその迎え角よりやや小さい迎え角を設計点とした。このような性能を示す翼列は ζ が大きく、圧力分布からもわかるように、使用するのに不適当な翼列である場合が多い。したがって実際の設計には用いないことが多いが、使用する場合の基準となる点としてこのように設計点を定めた。

NACA 65-(08)10
S/C=1.0, $\xi=60^\circ$
(a) 翼列性能

(b) 翼面圧力分布

3.2 食違い角と流出角 食違い角と設計流出角の関係を第 5～7 図に示す。これより次のことがわかる。

(1) S/C を一定として C_{l0} を一定とした場合、設計点における流出角は食違い角とともにほとんど直線的に増加する。

(2) 食違い角に対する設計流出角の増加割合 $\frac{d\alpha_2}{d\xi}$ は C_{l0} が増すとともに増す。

(3) $\frac{d\alpha_2}{d\xi}$ は S/C とともに増す。

(4) 第 7 図に示す $S/C=0.7$ において $C_{l0}=1.2$ は $C_{l0}=0.8$, $C_{l0}=0.4$ と交さしている。これは α_2

が増すと全圧損失係数が急激に増加し、転向角が採れなくなるためである。

3.3 翼列の負荷限界 翼列の負荷限界として、ここでは設計点における転向角をもって表わすことにする。整理を次の順序に従って行なった。

(1) 試験結果を設計点における流出角で内そうできる形にし、(2) 流出角一定の場合について C_{l0} を変化させた場合の性能曲線を作り、(3) 流出角に対して取りうる転向角その他を定めた。

(1) 試験結果を S/C 一定で C_{l0} 一定の場合について食違い角を変えて横軸に流出角、縦軸に転向角、全圧損失係数、迎え角を取ったものを第 8～10 図に示

第 3 図

(b) 翼面圧力分布

第 4 図

NACA 65-(08)10
 $S/C=0.7$, $\xi=50^\circ$
(a) 翼列性能

第5図 食違い角と流出角

第6図 食違い角と流出角

第 7 図 食違い角と流出角

す。これから次のことがわかる。すなわち S/C , C_{l0} が一定のとき α_2 が増すと ε, i は減少するが ζ は増加する。

(2) 第 8~10 図から α_2 一定の点を取り $S/C, \alpha_2$ 一定の場合 C_{l0} に対して $\varepsilon, \zeta, C_L/C_{Dp}, i$ の変化を第 11~13 図に示す。これから次のことがわかる。

すなわち

(a) α_2 一定の場合、取りうる ε には最大値があり、これは C_L/C_{Dp} の最大値に近い。すなわち C_{l0} 減増してもある値以上に大きくすることは C_L/C_{Dp} をを小さくせ、 ε をも減少させる。

(b) α_2 を増すと取りうる ε の最大値は減少して行くし、また C_L/C_{Dp} の最大値も減少して行く。

(c) 第 11~13 図と試験結果を対比すると C_L/C_{Dp}

第 8 図

第 9 図

最大の値を示す C_{l0} は第1群に属するものであることがわかる。第2群に属するものはこれらの図中においてすべて ε の最大値を示す C_{l0} より大きい C_{l0} の部分になることがわかる。すなわちこの負荷限界を示す資料はすべて第1群に属し、設計点をその中の最小の点に取りうるものに属する。

(3) 第11~13図から C_L/C_{Dp} が最大になる点を取り、この点の ε, ζ を α_2 に対して S/C をパラメータとしてプロットしたものを、および $C_{l0}, C_L/C_{Dp}, \tan \alpha_1 - \tan \alpha_2$ をプロットしたものを第14図に示す。これがすなわち翼列の負荷限界を示すものであり次のことがわかる。

(a) ε について ε は α_2 が増すに従って減少して行く。また α_2 が小さいときは S/C が大きいほうが ε は小さいが、 α_2 が 65° 付近で逆になる。また α_2 が 60° 付近では ε は S/C によらずほとんど一定値となる。

これらの結果は今まで発表された資料と非常に異なっている。

(b) ζ について ζ は α_2 が増すにつれて増加し、また S/C が小さくなるにつれて増加する。特に $S/C=0.7$ で $\alpha_2 > 60^\circ$ では ζ の増加ははなはだしい。

(c) C_L/C_{Dp} について C_L/C_{Dp} は α_2 が増すにつれて減少し、 S/C が小さくなるにつれて減少する。

第 10 図

第 11 図

特に $S/C=0.7$ で $\alpha_2 > 60^\circ$ では C_L/C_{Dp} の減少ははなはだしい。

(d) C_{l0} について 第 14 図の C_{l0} は設計点の α_{2s} に対する取りうる最適の C_{l0} を表わしている。

(e) $\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2$ について これは取りうる入口、出口の旋回速度の差を軸流速度に対する倍率で表わしたものであるが、 S/C が大きい場合に流出角が増すに従って増加して行くが、 $S/C=0.7$ くらいになると逆になる。

4. む す び

得られた結果は次のとおりである。

- (1) $S/C=1.2 \sim 0.7$, $C_{l0}=1.2 \sim 0.0$, $\xi=45^\circ \sim 65^\circ$ にわたって翼列性能を得、設計点を定めた。
- (2) これらの結果から食違い角と流出角の関係を明らかにした。
- (3) この試験結果を整理して、流出角に対する翼列の負荷限界を定め、この場合の全圧損失係数、そり

第 12 図

第 13 図

第 14 図

度, 揚抗比, $\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2$ を求めた。

終りに本研究を行なうに当り種々御指導, 御援助いただいた東京大学八田教授, ならびに航空技術研究所山内原動機部長に深く感謝の意を表する。

また実験計算は西脇英夫技官ならびに森田光男技官の協力を得て行なったものであり, 両氏に感謝の意を表する。

また実験に当り種々御援助いただいた東京大学航空研究所原動機部の方々に感謝の意を表する。

参 考 文 献

- (1) A. R. Howell, *A.R.C. Techn. Rep. R & M*, 2095 (1942).
- (2) A. R. Howell, *Proc. Inst. Mech. Engr.*, 153(1945), 441.
- (3) L. J. Herrig, J. C. Emery, & J. R. Erwin, *NACA TN* 3916.
- (4) W. R. Wesphal, & W. R. Goldwin, *NACA TN* 3806 (1957-3).
- (5) J. C. Emery, *NACA RM* L57E03 (1957-6).
- (6) 山内, 松木, 外 2 名, 航空技術研究所報告 TR-2 (昭 35-5).
- (7) 松木, 機械試験所所報, 6, 6 (昭 27), 234. "

ニュース

昭和 35 年度原子力年報発表

原子力委員会は 35 年度原子力年報を発表した。

今回の年報は第 5 回めに当るが, その特徴は

(1) これまでの原子力の開発利用の成果をできるだけ正確に評価したこと, (2) 原子力開発長期計画の作成によつて得た将来の展望をできるだけ織込んだことの 2 点である。

とくに原子力委員会が発足以来, 5 箇年間に約 300 億円を投じて育成してきたわが国の原子力開発が原研を中心に着々と整備され, その他の国立および民間研究機関でも研究水準が上昇傾向にあることを明らかにするとともに, 世界の動向は利用面における原子力のスローダウンから開発段階における発展へと研究の重点が移りつつあることを指摘し, 35 年度に作成した長期計画の中で開発段階の諸施策を直ちに実施する必要があると強調している。

そして今後 10 年間に 1800 億円ないし 2000 億円にのぼる国家資金が必要と見積られている。

注目すべき点つぎのとおり,

△原子力発電=長期計画で 45 年度までに 100 万 kW,

さらに 55 年度までに 700 万 kW ないし 900 万 kW 開発するとあるが, 実際の原子力発電所建設は民間会社に期待しているところから, 動力炉第一号として日本原子力発電会社が東海村に建設しており, 現在のところ順調に進んでいる。

二号炉も同じく原電が本州西部地区にアメリカ形の原子力発電所を建設しようと検討を始めている。

△核融合=海外では大規模な熱核反応実験装置がかなり建設されているが, 核融合反応を達成するためのいろいろな問題を解決するには至っていない。わが国は目下物理現象の解明の段階である。一方プラズマ研究のため今年度から名大付置研究所としてプラズマ研究所が発足した。

△原子力船=原子力船の運航による災害補償の問題は, 36 年 4 月ブリュッセルで開かれた海事法外交会議で責任の限度額は 360 億円とするなどの草案がまとまった。日本は昭和 50 年までに第一船を建造する予定である。

(服部 敏夫)