



(復刻版)

日本航空學會 創立十周年記念大會 東京大會の部

空氣力學の發達に関する綜合講演 (第 165 回講演會) 聽講者 257 名

時所: 昭和18年11月1日 (月) 午後1時—5時
日本赤十字社 講堂 (芝區芝公園5號地1)

1. 緒 論		大會委員	守 屋 富 次 郎君
2. 翼理論と其應用	正員	立川飛行機株式會社 技 師	長 谷 川 龍 雄君
3. 轉近翼理論	正員	名 古 屋 帝 國 大 學 助 教 授	近 藤 一 夫君
4. 壓縮性流體力學の進歩	正員	京 都 帝 國 大 學 教 授	友 近 晋君
5. 摩擦層と翼型特性	正員	航 空 研 究 所 所 員	深 津 了 藏君

翼理論と其應用

正員 立川飛行機株式會社 技師
長 谷 川 龍 雄

私は本日の日本航空學會十周年記念の機会をいたゞきまして、翼理論がどのような過程をへて發展したかを回顧し、その現段階における最近の智識、およびその實際への應用、また將來の研究への期待といったものをお話してみたいと思ひます。したがつてその内容には別に目新しい事ありませんし、また私自身始終翼理論の研究に従事しているとはいえず、むしろ研究成果を應用する側にありますので、物の見方、考え方がおのずからその方向に向くかと心配しておりますが、不遜御諒承おねがひいたします。

さてわずか四十年の歴史しかもたない航空機が今日の發達をもたらし、絶對的な軍事的價値をうるにいたつたことは、私達直接航空に關係してゐるとみないにかゝらず大きな驚異であります。その原因を考へてみますと、いうまでもなく空を飛ぶという航空機特有の性能に起因しているのでありまして、しかも主翼こそはその直接の擔當者というべきであります。したがつて航空力學の部門においても翼理論はもつとも早くから、もつとも精しく研究されたものゝ一つであります。私はまづ翼なるものゝ起源を考へてみたいと思ひます。最初に誰が翼の概念を思いついたかは私は知りませんが、おそらく鳥よりその暗示をうけたであらうことは、想像にかたくはありません。航空機の起源のごとくに認められている1891年の Otto Lilienthal の羽ばたき飛行はこれをよくしめております。

この最初の實踐者につゞいて、かすかではあるが理論的研究がはじめられていきました。古典的翼理論の最初の成果、すなはち二次元翼の周りの循環と揚力との關係

$$L = PV\Gamma$$

なる式を W. M. Kutta がえたのは1902年のことであり、N. E. Joukowski がそれとは獨立にえたのは1905年のことであります。つゞいて Joukowski がまつたく理論的な研究によつてえた有名な「デユコウスキー」翼に關する論文を發表したのは1910年のことあります。(1)(2)このデユコウスキー翼が理想流體力學の分野において、いかに大きな役割をはたしたかは、皆機御承知のとほりであります。この外にも L. Prandtl も大きな役割をはたしてあります。

初期の航空機においては、上記のような理論的、實驗的な進展があつたにもかゝらず、その翼断面はもつぱら航空機設計者によつて個々に設計され、何等理

論的根據をもたず、たとえ風洞實驗による研究がなされたとしてもそれは航空機の設計とは無關係のものであります。1912年の R. A. F. 6こそはこのような状態を打破し、風洞實驗室よりうまれた成果が航空機設計者に採用されたということ、一機種のみならず多機種に利用されたという點において重大な意義があります。

第一次歐州大戰の進展にともない航空機性能の向上は單葉機を必要とし、したがつて厚翼々断面をうむにいたりました。これは二つの異なつた経路をたどつて進められたものであります。すなはちアメリカの U.S. A. 27 のように今までのものをそのまま厚くしていつたものがその一つであり、ドイツのゲツチンゲン大學の L. Prandtl 教授とそのグループによつて提供された GÖ 系統のものが他の一つであります。(3) また Prandtl 教授こそは三次元翼理論の體系を確立したその人であることは申すまでもありません。(4)

さて上記の二つの異なつた経路は大戦末期になつておたがいに相手國の技術を導入するにいたつて一體に結合され、その素晴らしい成果が V. E. Clark の提供した「Clark Y」翼断面としてあらわれました。(5) この翼断面はその速度比において從來のものにくらべて飛躍的であり多年多機種に採用された點において畫期的なものであります。我が國においても現在なほ一部の機種において採用されている状況であり、プロペラ用断面としてはごく最近までほとんど全部に利用されておりました。

その後の進歩は速度比の増大であり、單葉片持機に利用するための風壓中心の移動の減少であります。M. Munk が V. D. T. においておこなつた大規模の實驗(6) においてえられた収獲の代表的なもの M-6, M-12 はこのような要求にこたえるものであります。

その後の翼断面には最近にいたるまで根本的な改良はみられません。N. A. C. A. における大規模な實驗 (7) (8) (9) (10) (11) (12) もすべて今までのものを一歩々々と改善していつたものであります。これらの成果が N. A. C. A. 23012 であり、最近まで多くの機種に利用されてきたことは皆様御承知のとほりであります。

この間ドイツにおける成果については、あまり多くのことをきません。おそらく實驗設備の不足には如何ともすることが出来なかつたものと思ひます。このことは我が國においても同様にいえるのではないのでしょうか。

以上は最近までの翼断面研究の経過であります。そのいちぢるしい特長は、その研究方針として全面的に風洞を利用し、あまり理論的な検討をへないで、数多くの翼型がある単純なパラメータをかえてつくり、それらを風洞にかけて優秀なものを見出すという、いかにもアメリカらしい方法を採用したこと、したがつてえられたものには一般性がなく、その最大翼厚、もしくは最大矢高をかえたものは、すでに何等の價値のないものであること、研究の焦點が殆んど矢高にかぎられてゐること等であります。

さて最近になつて層流翼の問題が新しく登場し、研究の焦點もこの一點に集結された感があります。私はこゝで一應層流翼という言葉について申述べたいと思ひます。翼断面の抵抗をへらすためには、普通その全體の90%程度をしめる表面摩擦抵抗をへらすのが當然であり、しかもエネルギー消費の最もはなはだしい亂流領域を少くして層流領域をなるべく多く保つことが望ましい譯であります。この様な努力に對する目標が層流翼というやゝ不明確な言葉でいわれているのであります。したがつて從來の翼断面と層流翼との間にはつきりした境界があるものではありません。たゞこゝで明らかにいゝうことは、從來の翼断面がオールラウンドの性能を目標としていたのに對して層流翼は航空機の高速度に對應すべく目標の第一は形状抵抗の減少にあること、またその研究に當つては最も嚴密な理論解析を必要とするという明確な差異のあることであります。しからは理論的解析とは何かというと、それは翼表面境界層の究明であらねばなりません。その剝離や遷移などの現象は表面の壓力分布、曲率、粗さ、氣流の亂れ、レイノルズ數等種々の要因に支配され、これらをすべて究明することは大變な努力を必要とし、多くの研究者の努力にもかゝらわずその第一歩をふみだした程度であります。實驗的研究手法においてもアメリカのような大型の整流風洞を利用するのでな

い限り高速機に相當するレイノルズ數を實現さすことには自づから制限があります。翼理論の研究者達が惡条件下で最後の目標にむかつて努力をつとけている中での最近の研究成果について申述べたいと思ひます。

翼断面解析の第一歩はいうまでもなくポテンシャル流中における特性をもとめることですが、任意の翼断面の特性をもとめることは、一般的に非常な時間と勞力を要し、航空機設計室のように迅速に結果を必要とする所ではまづ不可能に近く、わずかに T. Theodorsen の方法⁽¹³⁾ があるだけでありますが、これも既存の翼断面の検討に役立つ程度であつてこれによつて種々の翼断面を設計し、その中から良好なものを採用するといつた例はまだきいたことがありません。このような状況において大きな便宜をもたらしたものが守屋教授の方法⁽¹⁴⁾ であります。この方法はすでに皆様御承知のことと思ひますが、比較的わずかの勞力で、かなりの精度で解析が可能であること、翼断面の特性におよぼす肉つきと矢高の影響を別個に解析することの出来ることを大きな特長としてゐます。我が國における翼理論の最近の飛躍的進歩は全くこの方法の賜であると申して過言ではありません。以來設計室において種々解析した中から適當と思はれるものを實驗によつて、その性能を確かめるという工合に、研究方針に根本的な變化をもたらしたのであります。また主翼設計に際しましても、その機體の最も重要な飛行状態における局部的揚力係數に見合う翼断面を求めることが出来、從來のように猫も杓子も全翼幅にわたつて230矢高だといつた無意味なやり方がなくなつた次第です。

この守屋教授の方法が發表されたのと全く同時期に B. M. Jones は境界層の飛行實驗に關して興味ある結果を發表してゐます。⁽¹⁵⁾ すなはち彼のえた結果によりますと、かなり大きなレイノルズ數にもかゝらわず、遷移點は翼表面の最低壓力點よりも前進しないという事實であります。これが果して眞實ならば、最低壓力點をなるべく後方にもつて行くような方法を考へればよいのであつて、このことは前縁半径を小さくし、最大翼厚位置を后退させてやることによつて、一應は實現可能のはづであります。このような方針のもとに我が國においては谷教授は昭和15年6月以來⁽¹⁶⁾ (17) (18) L B という名稱の數多くの層流翼型を發表されており、それらは相當優秀な結果がえられております。

しかし私は更に遷移現象について考へてみたいと思ひます。定常状態より亂流状態への遷移の原因については二つの考へ方があり、その一つは定常流のある不安定にもとづくこと、すなはち微小擾亂が指數的に増加する條件にもとづくとするもの、他の一つは有限な大きさの適當な擾亂あるいは充分大きな逆壓力勾配によると考へるものであります。そのいづれかは明らかでないとしても、とにかく層流剝離が何等かの誘因となることは、ほゞ斷言しうることでありましてレイノルズ數の小さい時は遷移點は層流剝離點とほゞ一致し、レイノルズ數の増大につれて最低壓力點へ向つて徐々に前進するであろうことは谷教授の指摘されてゐるところであります。⁽¹⁹⁾ したがつて層流翼の設計方針としては、ただ單に最低壓力點を後方にずらすだけではなく、層流剝離點が後方にあることもまた必要なことであると考へられます。ところで層流境界層の理論においては

$$\sigma = -\frac{\theta^2}{\nu} \cdot \frac{du_1}{ds} = \frac{dp}{ds} : \nu \frac{u_1}{\theta}$$

- θ : 層流境界層の運動量厚
- u_1 : 境界層外側の速度
- s : 前縁よどみ點から翼表面にそつ距離
- p : ポテンシャル流中における壓力

がある値をこす場合に層流剝離が生じ、壓力上昇が惡影響をおよぼすことは明白であります。しかるに最低壓力點を後方にずらすために最大翼厚をあまり後方にもつていきますと從來の翼型のように後縁が鋭角をなすような肉付き形式を固執しますと、最低壓力點以降の壓力上昇がはげしく層流剝離にたいしては、明らかに不利となり逆にいえば最大翼厚はせいぜい翼弦長の40~50%位しかもつてくるのが出来ない譯であります。

私はこゝでこの困難を解決するための一つの方法について申述べたいと思ひます。それは私達の所で研究いたしました後縁半径をもつ翼断面であります。⁽¹⁹⁾ 肉付曲線に後縁半径を導入して翼厚分布の後半部にさらに自由度をあたえますと、壓力上昇のゆるやかな無理のない翼断面がえられ、最大翼厚位置を翼弦長の50%以上までもつていつても差支えないということになります。後縁半径そのものは解析を迅速にやるための便宜上のものでありまして、後縁が圓でおつてゐることそれ自身をあまり重大に考へる必要はなく、主翼設計の際に適當に修正してもよい譯です。なほこの系統の後半分の肉の厚い翼断面は航空機設計の立場よりすれば、后桁を有効に利用出来るとか、複雑な下げ翼

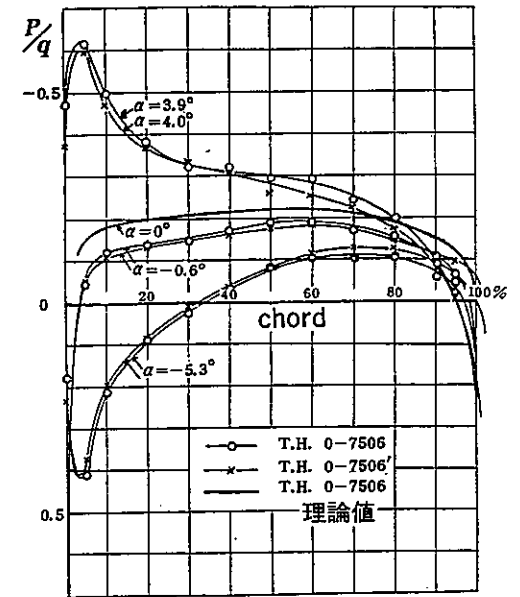


圖1 T. H. 0-7506及びT. H. 0-7506' の壓力分布試驗結果

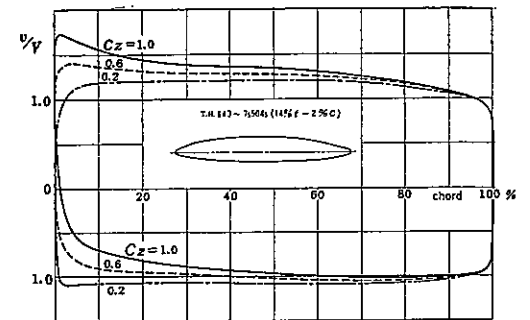


圖2 T. H. 643-7,504s (14% t, 2% c) とその速度分布

の格納に便利であるなどの利點があります。實驗結果によりますとこの後縁半径は最大揚力に別段惡影響はおよぼしてゐないようです。

さて上に述べました私達の開發した T H 翼と他の種々の翼断面を比較してみますと圖1, 2, 表1のようになります。表2の層流剝離點の計算は谷教授の方法⁽²⁰⁾ によつたものでありまして和田教授の方法⁽²¹⁾ とともに從來おこなわれていた Poulhausen⁽²²⁾ もしくは Howarth⁽²³⁾ の方法にくらべて實用上格段の進歩であります。

また亂流については剝離現象に對していろいろの假定をおくことにより半ば理論的な半ば實驗的な Buri⁽²⁴⁾ の方法を用いることが出来ます。これは

$$\Gamma = \frac{\theta}{u_1} \frac{du_1}{ds} \left(\frac{u_1 \theta}{\nu} \right)^{\frac{1}{4}} = -0.06$$

弦長	NACA 00100	LB24	TH 0-7506	TH643-7,506	
	0	0	0	上面	下面
0	0	0	0	0.192	0.192
1.25	1.0280		1.0125	0.901	1.103
2.5	1.1020		1.0515	1.026	1.096
5.0	1.1505	1.047	1.0760	1.121	1.074
7.5	1.1600	1.064	1.0855	1.157	1.059
10.0	1.1610	1.073	1.0890	1.172	1.054
15.0	1.1550	1.085	1.0915	1.180	1.053
20.0	1.1465	1.092	1.0928	1.181	1.052
25.0	1.1360	1.097	1.0955	1.182	1.051
30.0	1.1270	1.101	1.0968	1.183	1.050
40.0	1.1080	1.105	1.1010	1.190	1.047
50.0	1.0895	1.107	1.1040	1.191	1.053
60.0	1.0695	1.110	1.1040	1.182	1.063
70.0	1.0455	1.110	1.0990	1.165	1.072
80.0	1.0195	1.093	1.0890	1.137	1.076
90.0	0.9860	1.034	1.0705	1.092	1.070
95.0	0.9675	0.973	1.0505	1.051	1.058
97.5	0.9545		1.0260		
98.75	0.9430		0.9940		
100	0	0	0	0	0

表1 種々の翼断面の速度分布 v/V の計算値
 註: NACA0010, LB24, TH0-7506は何れも最大翼厚は10%
 TH643-7,506 だけは 12%

	最低壓力點の翼弦上の位置	最低壓力點における v/V	層流剝離點の翼弦上の位置	層流剝離點における v/V
TH0-7,505 (10% t)	0.577	1.108	0.759	1.091
TH643-7,504 _s (14% t, 2% c)	0.494	1.219	0.688	1.189

表2 谷教授の方法による TH0-7,505(10% t) TH643-7,504_s(14% t, 2% c)の層流剝離點

を用います。
 任意の形状の物体にたいする遷移の理論としては何等みるべきものはありません。しいていえば Bicknell⁽²⁵⁾ の實驗的な関係をみるのみであります。この外にも Goldstein⁽²⁶⁾ Durand⁽²⁷⁾ の記述がありますがその信頼性は浅いものと思はれます。要するに私達は以上の諸々の智識によつて次の順序によつて翼断面の設計をおこなつてゐるのであります。

- (1) 航空機設計者側の要求による翼厚と、使用揚力係数を決定する。

- (2) 上の条件をみたす断面形の候補者を決定し、ポテンシャル流中の速度分布を求める。
— 守屋教授の方法
- (3) 上記速度分布に対する層流剝離點を求める。
— 谷教授の方法
- (4) 二三の簡単な式により亂流剝離點および遷移點を求める。
— Buri の方法
- (5) 風洞實驗、飛行實驗等によりなるべく實機に近いレイノルズ数でその性能を確かめる。
- (6) 補助的手段として翼断面の二次微分曲線を検討する。

等の順序をふんで逐次優秀なものを求めていくのであります。以上のごとく理論的分野において特に亂流乃至は遷移の問題において澤山の未解決の問題が横たわつてゐるにもかかわらず新しい型式の翼断面研究の成果が着々と現れており、必ずや近くその實用性を證明出来る時がくることを皆様は御諒解なさつたと思ひます。しかしながら實用に際しては次の點を配慮しておかねばなりません。すなわち

- (1) 前縁半径が小さくなることによつて生ずる最大揚力係数の減少。
- (2) 最適迎角より姿勢をかえた時の少なからざる抵抗の増大。
- (3) 動翼、下げ翼の効果。
- (4) 表面の不齊、粗度による境界層の早期遷移。

等であり、第一の點についてはその減少の程度は $C_z=0.2$ 程度であり高揚力装置によつて補うべきであり、それは可能と思はれます。第二の點については航空機設計に際してその使用目的を重點的に考へることにより解決されることとせう。第三の點については目下のところ特異な點は見當りません。第四の點が最大の問題でありまして、現在の工作法、特に我が國の特色である機體構造重量を減らすために薄い外板を使う場合には層流翼の實現は不可能と見てよいとせう。こゝで空力關係者と機體設計者の密接な連携が必要となります。アメリカの例でありますが大デブス翼を採用しているといわれるコンソリデーテッド B24は主翼の殆んど全面にわたつて 3 m/m の外板を使用してあります。表面の不齊をなくするために鉋削をへらす手段として縦通材の敷を減らすことも一方法です。桁基準の方法を採用している従来の主翼組立法にも一考を要します。表面の平滑性を積極的に生かす意味において木製化についてもつと熱意をそゝかねばならないかもしれませぬ。

ひるがえつて外國の實情をみますとドイツにおいて

は層流翼に對しては非常な關心をもつており研究も進められていますが、残された問題はそれに結びつけるべき高揚力装置にあるように見受けられ、吸込みの研究が盛んに行なはれてゐる様子です。アメリカも非常に盛んでありまして數年前より整流風洞、飛行實驗等により研究が進められており實用の例もありますが、現在までの第一線機は何れもデブス翼のように層流翼としては可成り程度のひくいものゝ様であります。

このように翼理論の研究には輝かしい成果が實をむすばうとしてゐます。しかし私達の眼前には瞬時として困難な課題が消滅することはありません。やがて壓縮性の問題が私達の行く途をさえぎることとせう。壓縮性を考慮した境界層理論としては T. V. Kármán および H. S. Tsien のもの⁽²⁸⁾、谷教授のもの⁽²⁹⁾⁽³⁰⁾ 河田教授のもの⁽³¹⁾ を見ることが出來ます。差當つては壓縮性による境界層の剝離を防止するのが第一の目標であり、この點より層流翼、特に谷教授の U. P. 翼とか私達の T. H. 翼は有利であると考へられます。この計算結果を表3に示します。

M	NACA 0010	LB24	TH 0-7,506
0	61%	77	85
0.5	57	76	83.4
0.7	52	75	81
0.8	47	73	78

表3 壓縮性による層流剝離點の前進の計算値
 註: %は翼弦長をしめす。

今や私達航空に關係のある者は二つの戦闘正面に立たされてゐます。一つは航空力學という無限の偉力をもつ敵であり、他の一つはうまでもなく米英であります。しかも航空機で勝つことが米英に勝つことを意味する現段階におきましては私達の使命、責任の重大さを痛感する次第であります。この使命感こそが必ずや近い將來において飛躍的な翼理論の進展をもたらすであらうことを確信いたしまして私の講演をおえたいと存じます。どうぞご静聽ありがとうございます。

参 照 文 献

- (1) Z. F. M., 1910, P. 281
N. E. Joukowsky
- (2) Aerodynamique, Paris, P. 145
N. E. Joukowsky

- (3) Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen I II III 1925, 1927
L. Prandtl
- (4) Tragflügel Theorie I 1918
L. Prandtl
- (5) V. E. Clark
- (6) N. A. C. A. Tech. Rep. No. 221
M. Munk
- (7) The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable Density Wind Tunnel
N. A. C. A. No. 460, 1933
E. N. Jacobs, R. M. Pinkerton
- (8) Characteristics of the N. A. C. A. 23012 Airfoil from Tests in the Full-Scale and Variable Density Tunnels
N. A. C. A. No. 530, 1935
E. N. Jacobs, W. C. Clay
- (9) Tests in the Variable-Density Wind Tunnel of Related Airfoils Having the Maximum Camber Unusually far forward
N. A. C. A. No. 537, 1935
E. N. Jacobs, R. M. Pinkerton
- (10) Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number
N. A. C. A. No. 586, 1936
E. N. Jacobs, A. Sherman
- (11) Tests of Redated Forward-Camber Airfoils in the Variable-Density Wind Tunnel
N. A. C. A. No. 610,
E. N. Jacobs, R. M. Pinkerton
H. Greeberg,

- (12) Aerodynamic Characteristics of a Large Number of Airfoils Tested in the Variable-Density Wind Tunnel.
N. A. C. A. No.628, 1938
R. M. Pinkerton, H. Greenberg
- (13) General Potential Theoriey of Arbitrary Wing Sections.
N. A. C. A. Tech. Rep. No.452, 1933
T. Theodorsen, G. F. Wallace
- (14) 任意の翼型の特性を求める一方法
日本航空學會誌 第5號 第33號
昭和13年1月
守屋 富次郎
- (15) Flight Experiments on the Boundary Layer
J. Aero. Scie. Vol. 5, 1938/1
B. M. Jones
- (16) 最低壓力位置の后にある對稱翼型の計算
航研イ報 No.190, 昭和15年6月
谷 一郎, 野田 親則
- (17) 高速機用翼型の設計に関する二三の寄與
航研報告 No.198, 昭和15年9月
谷 一郎, 三石 智
- (18) 境界層の遷移をおくらせる翼型について
航研報告 No.250, 昭和18年1月
谷 一郎
- (19) 后縁半徑を有する翼型について
日本航空學會誌 第9卷 第83號
昭和17年3月
長谷川 龍雄
- (20) 層流剝離點の簡單計算法について
航空イ報 No.199 昭和16年3月
谷 一郎
- (21) 層流境界層の理論
航研報告 No.196, 昭和15年8月
和田 小六
- (22) Zur näherungsweise Integration der Differential gleichung der laminaren Grenz schicht
Z. A. M. M. Bd. 1, 1921
K. Poulhauzen
- (23) On the Solutior of the Laminar Boundary Layer Equations
Proc. Roy. Soc. Vol. 64, 1938.
L. Howarth
- (24) Eine Berechnungs grundlage für die turbulente Grenzschicht bei beschleunigter und verzögerter Grund strömung
Zurich dissertation, 1931
A. Buri
- (25) Correlation of Boundary Layer Transition Data.
J. Aero. Sci., 1939/3
J. B. Bicknell
- (26) Modern Developements in Fluid Dynamics, P.436
S. Goldstein
- (27) Aerodynamic Theoriey Vol III, P.156
W. F. Durand
- (28) Boundary Layer in Compressible Fluids
J. Aero. Sci. Vol.5, 1938
Th. V. Kármán, H. S. Tsien
- (29) 壓縮性流體における境界層について
航研報告 No.251, 昭和18年1月
谷 一郎
- (30) 翼型 U. P. 0010の普通風洞における實驗
航研イ報 No.205
谷 一郎, 三石 智
- (31) 翼型 U. P. 0010 および N. A. C. A. 0009 の高速風洞における實驗
航研イ報 No.205, 昭和16年
河田 三治, 塩澤 龍馬