

# CCW 空力設計技術の研究

○ 佐々木雅文 (富士重工業 (株))

Study of Circulation Control Wing Aerodynamics Design  
Masafumi Sasaki (Fuji Heavy Industries LTD.)

Key Words : CCW, 2D CFD, 2D Wind-Tunnel-Test, Conventional High-Lift-Device

## Abstract

In this study, the aerodynamic performance of CCW (Circulation Control Wings) is investigated by two-dimensional (2D) CFD and the results are verified by 2D Wind-Tunnel-Test. It is found that CCW can achieve very higher lift and various lift-drag ratios at constant angle of attack (0deg) in comparison with a conventional high-lift-device.

### 1. はじめに

循環制御技術に基づく高揚力装置 (CCW : Circulation Control Wings) は、主翼後縁を円弧状に成形し、その上端からE/G抽気等によるGasを円弧形状に沿ってJet噴射し、主翼後縁付近の流れを押し下げる効果 (コアンダ効果) を得、主翼周りの循環強化を図ることにより高揚力を獲得するというコンセプトに基づく動力式高揚力装置の一種である (図 1-1)。

上述の背景から、本研究では、CCW 空力設計手法の確立を目的として、2次元 CFD による基礎データの構築、及び2次元風洞試験による基礎データの妥当性検証を行った。本資では、その研究内容を紹介すると共に、今後の研究における技術課題についても言及する。

### 2. 概要

#### 2. 1 基礎データの構築

CCW 空力設計に供する基礎データの構築を目的として、定常圧縮性 Navier-Stokes 方程式系に基づく2次元 CFD 解析 (汎用数値計算ソフト Fluent を使用 / 乱流モデルは Standard  $k-\epsilon$  モデルを採用) により、迎角一定 (0deg) の条件下における CCW 空力特性と Jet 流量の関係性を明らかにした。尚、計算モデルに関しては、計算結果の妥当性を同様の風洞試験結果との比較により検証する観点から、図 2.1-1 に示すような、Chord 長が 0.4m である Supercritical 翼型 (NASA SR(2)-0614) をベースに、Flap 形式の CCW 形状を設定し、又計算条件に関しては、風洞試験条件相当とした (2.2 節参照)。

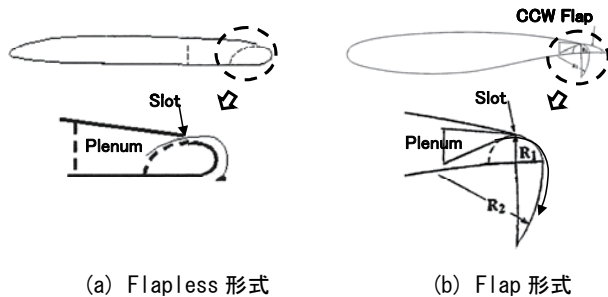


図 1-1 CCW 概念図

本高揚力装置は、従来型のメカニカルな高揚力装置 (図 1-2) に比して、可動部が極めて少数であることから、システムの簡素化や重量の低減を図ることができ、又 Jet 噴射により翼後縁部に発生する渦が拡散されることから、エアフレーム・ノイズ低減効果が期待できる。

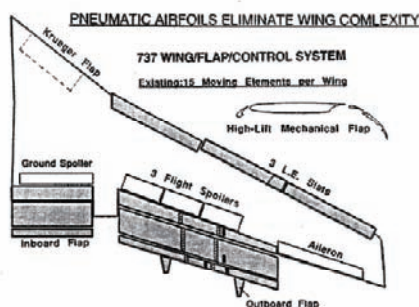
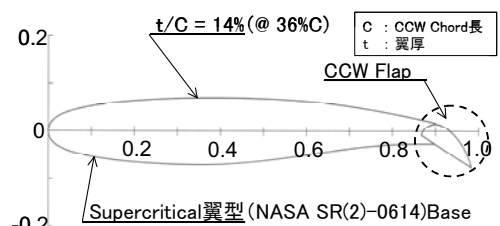
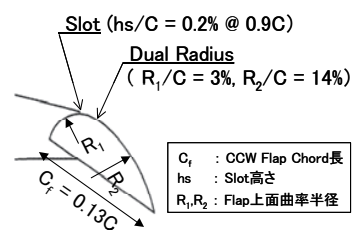


図 1-2 従来型高揚力装置の例 : Boeing737 Triple-Slotted-Flap<sup>1)</sup>



(a) 全体図



(b) CCW Flap 部

図 2.1-1 計算モデル概要図 [2D CFD]

2. 2 基礎データの妥当性検証

2次元 CFD 解析による基礎データ (2.1 節参照) の妥当性を検証する観点から、同様の風洞試験を弊社 2次元煙風洞にて行った (図 2.2-1, 表 2.2-1)。試験の内容は、空力特性 (3 分力) 測定、及びタフトを用いた可視化によるコアンダ効果の確認試験である。尚、試験供試体は、その内部に Plenum 部を設けてあり、支持金具を通して高压ガスを供給することにより、Plenum 部から続く Flap 部上端に位置する Slot 部からの Jet 噴射を可能とする 2次元翼型である (図 2.2-2)。

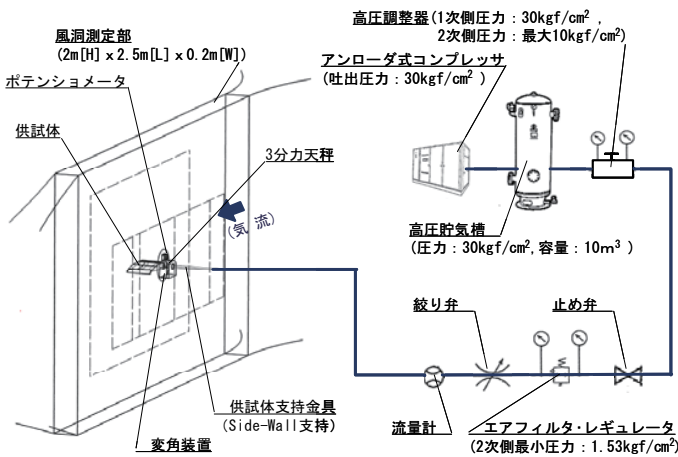


図 2.2-1 試験概要図

表 2.2-1 試験条件

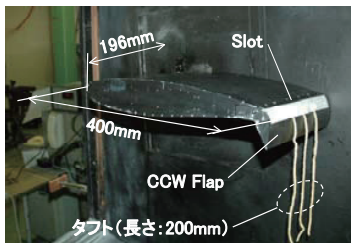


図 2.2-2 供試体 (タフトによる可視化試験時)

一様流流速	40 [m/s]
一様流動圧	0.98 [kPa]
Reynolds 数	$1.1 \times 10^6$
迎角	0 [deg]
Flap 舵角	0, 30, 60, 90 [deg]
Jet 流量*	0 ~ 約 0.30 [kg/s]

\*単位 Span 長 (1m) あたりの Jet 流量質量流量

3. 結果及び考察

3. 1 基礎データの構築

(1) 揚力特性

CCW の各 Flap 舵角  $\delta_f$  における揚力係数  $C_l$  と Jet 流量  $m_j$  の関係を図 3.1-1 に示す (但し、Jet 流量に関しては、CCW の安定した高揚力性能を確保する観点から、Slot 部における Jet 流 Mach 数が 1.0 未満という制限を設けている)。揚力係数は、各 Flap 舵角共に、Jet 流量の増加にともない単調にその値を増しており、失速は確認されない。

図 3.1-2 に Flap 舵角  $\delta_f = 30^\circ$  における CCW Flap 周りの流れ場の様子を Jet 流量毎に示す。 $m_j = 0 \text{ kg/s}$  (No Blowing) 時には、Flap 後縁付近において渦が発生しているが、Jet 流の増加にしたがって渦は拡散され、又 Flap 後縁付近の流れを押し下げる効果 (コアンダ効果) が得られていることがわかる。

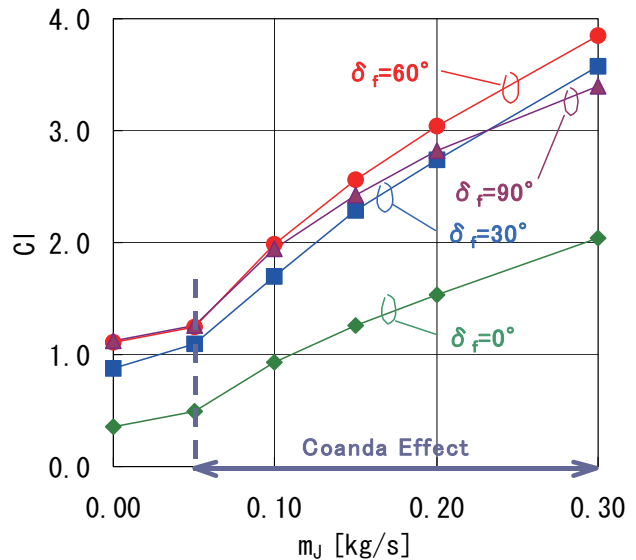


図 3.1-1 揚力係数と Jet 流量の関係

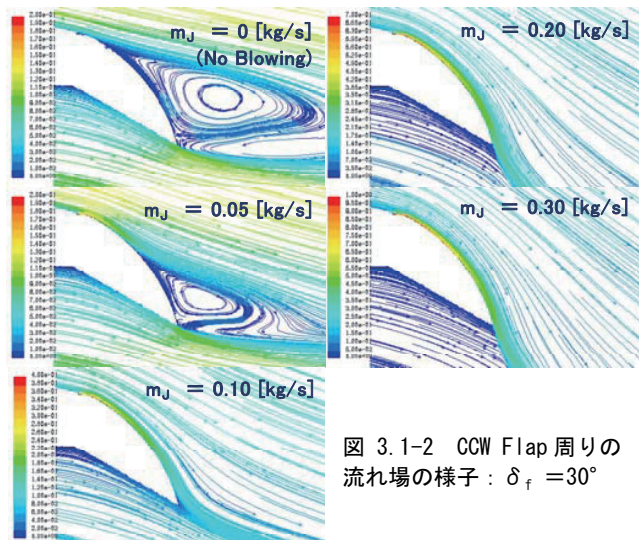


図 3.1-2 CCW Flap 周りの流れ場の様子:  $\delta_f = 30^\circ$

図 3.1-3 に Flap 舵角  $\delta_f = 30^\circ$  における翼面静圧分布 ( $C_p$  分布) と Jet 流量  $m_j$  の関係を示す。CCW では、Jet 流量の増加により、翼前縁部、及び Slot 部近傍 ( $X/C \approx 0.9$ ) においてピークを持つようになるという特徴を有する。これは、Jet 流により翼前縁部の流れが加速されること、並びに、Flap 周りの一様流に起因する流れ (遅い流れ) と Jet 流 (速い流れ) 間の差圧により、Flap 上面の流れが円弧形状に沿って加速されること、即ち、Jet 流により翼周りで循環が強化されていることを示している。

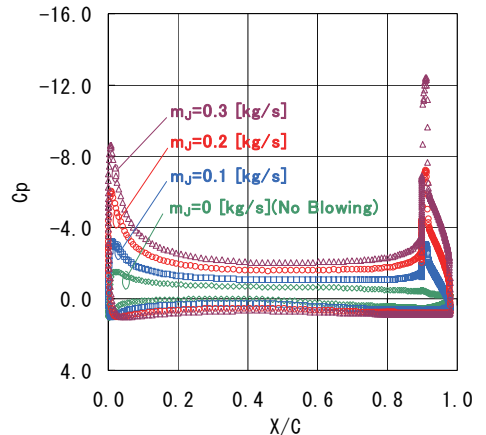


図 3.1-3 翼面静圧分布と Jet 流量の関係:  $\delta_f = 30^\circ$

(2) 揚抗比特性

CCW の揚抗比を評価するデータとして、図 3.1-4 に揚抗比  $L/D_{cor.}$  ( $=Cl / Cd_{cor.}$  :ここに、 $Cd_{cor.} = Cd - C\mu$  , 即ち、抗力  $Cd$  から  $Jet$  流による推力  $C\mu$  を除した物理量) と揚力係数  $Cl$  の関係を示す。尚、 $Cl$  の増加は、 $Jet$  流の増加に対応していることに留意を要する (3.1 節(1)項参照)。揚抗比に関しては、各  $Flap$  舵角共に  $Cl \doteq 1.0 \sim 2.0$  の範囲において最大値を有し、 $\delta_f = 30^\circ$  ,  $Cl \doteq 1.10$  において約 24.5 の最大揚抗比を達成している。又、ある揚力係数における各  $Flap$  舵角の揚抗比に着目した場合、 $Flap$  舵角によってその値が大きく変化していることがわかる。即ち、CCW では、迎角を変化させることなく、 $Jet$  流量と  $Flap$  舵角の組合せのみにより、揚抗比を広範囲で制御することが可能となる。

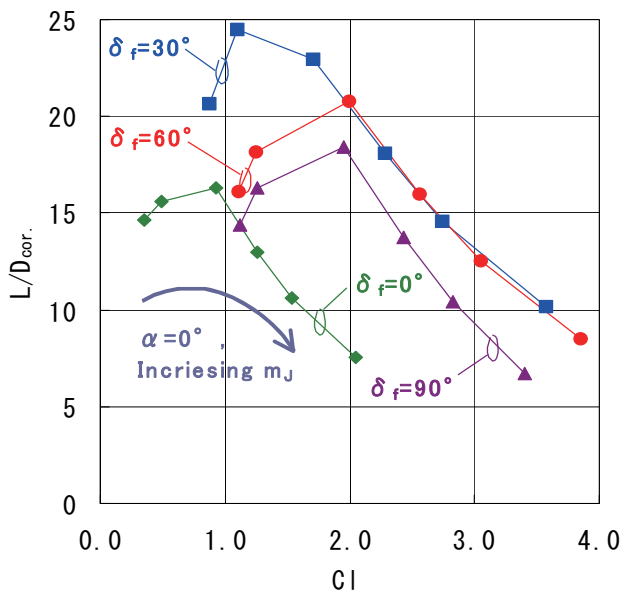


図 3.1-4 揚抗比と揚力係数の関係

(3) 高揚力性能評価

CCW の高揚力性能 (揚力特性, 揚抗比特性) に関する評価として、従来型のメカニカルな高揚力装置との比較を、NACA23012 翼型に 30% Chord 長の  $Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$  を配した 2 次元モデルの風試データ<sup>2)</sup> を用いて行った。尚、本項に示す計算結果は、比較の風試条件<sup>2)</sup> にあわせて再計算してある。

(a) 揚力特性

図 3.1-5(a) に、揚力特性に関する従来型高揚力装置 ( $Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$ ) との比較を示す。尚、比較は、3.1 節(1)項において CCW が最大揚力係数を達成した  $Flap$  舵角  $\delta_f = 60^\circ$  で行った。又、CCW における抗力係数の値は、3.1 節(2)と同様、 $Jet$  流による推力の効果を除してある。CCW の場合、 $Jet$  流量の増加にともない、失速することなく揚力を増加させ、最大揚力係数  $Cl_{max} \doteq 4.61$  を達成している ( $Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$  の  $Cl_{max}$  に比して約 46% の増加)。

(b) 揚抗比特性

図 3.1-5(b) に、揚抗比特性に関する  $Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$  との比較を示す。尚、比較は、3.1 節(2)項において CCW が最大揚抗比を達成した  $Flap$  舵角  $\delta_f = 30^\circ$  で行った。又、CCW における揚抗比の値は、3.1 節(2)と同様、 $Jet$  流による推力の効果を除してある。CCW の揚抗比は、 $Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$  とほぼ同様の Order となっている (最大揚抗比に関して約 3.6% の増加)。

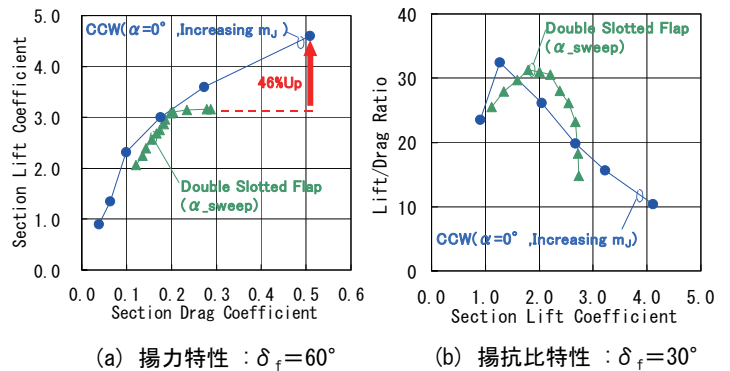


図 3.1-5 高揚力性能に関する従来型高揚力装置との比較

以上の結果は、 $Flap$  Chord 長が従来型高揚力装置 ( $Double\text{-}Slotted\text{-}Flap$ ) に比して約 40% とコンパクトな CCW が、 $Jet$  流により、従来型高揚力装置と同等以上の高揚力性能を達成可能であること、並びに、CCW では、迎角が一定 ( $\alpha = 0^\circ$ ) であるにもかかわらず、 $Jet$  流により、従来型における迎角特性と同様の効果が得られることから、着陸時の尻擦り余裕確保やパイロットの下方視界確保の点において、従来型高揚力装置に比して有利であることを示している。

3. 2 基礎データの妥当性検証

(1) 風洞試験データとの比較

(a) 揚力特性

図 3.2-1(a) に揚力特性に関する風試データとの比較を示す。CFD データと風試データは、定性的に同様の傾向が表れており、又定量面においても、相対誤差が、概して 10% 未満であることから、良好な対応を示していると言える。尚、 $Flap$  舵角  $\delta_f = 60^\circ, 90^\circ$ 、 $Jet$  流量  $m_j \doteq 0.15 \sim 0.30$  kg/s の範囲において誤差が大きく表れる傾向がみられるが、対応する CFD 解析の結果によれば、この時、 $Flap$  後縁付近では、 $Jet$  流により押し下げられた流れが、遠心力により、 $Jet$  流の急激な曲りに追従できずに剥がれていることがわかる (図 3.2-2)。このことは、CFD において、上述のような  $Flap$  後縁付近における複雑な流れを精確には捉えきれていない可能性が有ることを示唆している。

(b) 抗力特性

図 3.2-1(b) に抗力特性に関する風試データとの比較を示す。尚、比較は、3.1 節(2)と同様、 $Jet$  流による推力の効果を除した場合について行っている。CFD データ、及び風試データは共

に、Jet 流量や Flap 舵角の増加にともない、抗力係数が単調に増加するという傾向は一致しているものの、誤差としては大きな Order を示しており、 $\delta_f=90^\circ$ ,  $m_j \doteq 0.30 \text{ kg/s}$  時において、最大約 3000 Count となっている。本結果の要因としては、風試において Jet 流を実現する為に、模型 Plenum 部に高压ガスを供給する際に発生する Momentum Drag の影響が考えられる。

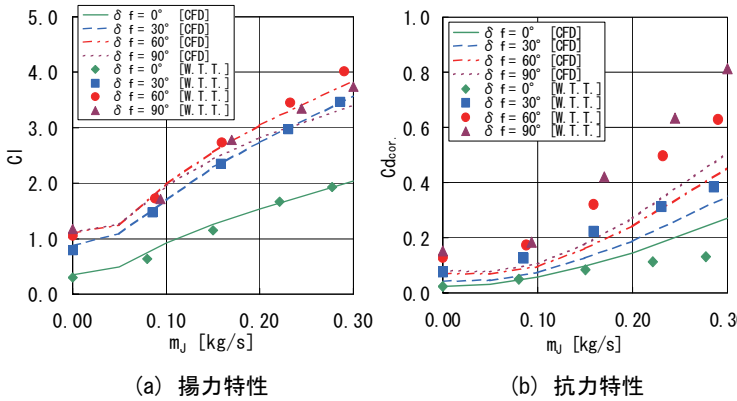


図 3.2-1 風洞試験データとの比較

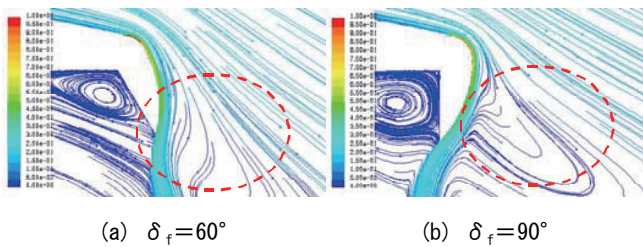
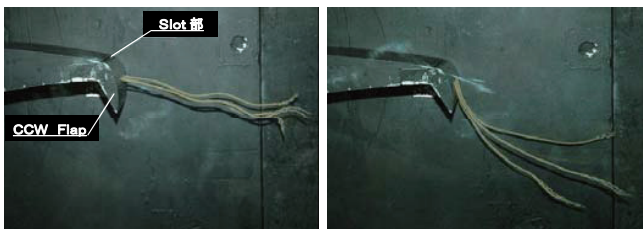


図 3.2-2 CCW Flap 後縁付近における流れの様子:  $m_j \doteq 0.30 \text{ kg/s}$  [2D CFD]

(2) コアンダ効果の確認 (タフトによる可視化試験)

図 3.2-3 に、No Blowing 時及び Blowing 時におけるタフトの様子を比較を示す。尚、比較は、Flap 舵角  $\delta_f=60^\circ$  で行った。No Blowing 時においては、タフトは、Flap 上面を離れ振動しているのに対し、Blowing 時においては、タフトは、Flap 上面の円弧形状に沿っていることが確認される。このことから、No Blowing 時においては、Flap 上面付近の流れは剥離していると考察され、一方で、Blowing 時においては、Jet 流によりコアンダ効果が獲得されていることが確認される。



(a) No Blowing ( $m_j=0 \text{ kg/s}$ ) (b) Blowing ( $m_j=0.15 \text{ kg/s}$ )

図 3.2-3 コアンダ効果の確認 (タフトによる可視化試験):  $\delta_f=60^\circ$

4. 纏め

本研究では、CCW 空力設計手法の基礎を固めたと共に、CCW に関する以下の特性を明らかにした。

- CCW は、Jet 流量の増加にともない単調に揚力を増し、失速は確認されない (但し、Slot 部における Jet 流 Mach 数が 1.0 未満という制限有)。
- CCW では、迎角を変化させることなく、Jet 流と Flap 舵角の組合せのみにより、揚抗比の広範囲にわたる制御が可能となる。
- CCW は、Flap Chord 長が、翼弦長の 13% とコンパクトであるにもかかわらず、従来型のメカニカルな高揚力装置と同等以上の高揚力性能を達成するポテンシャルを有する。
- CCW では、機体の迎角を増すことなく従来型における迎角特性と同様の効果が得られることから、着陸時の尻擦り余裕確保や、パイロットの下方視界確保の点において、従来型に比して有利である。

又、本研究の結果により、以下の問題点、及び今後の課題が明らかとなった (3.2 節参照)。

- CCW のような Jet 翼では、一様流という遅い流れと、Jet 流という速い流れが混在することから、複雑な流れ場が形成され、CFD による正確な解析が困難となる場合がある。今後の CCW 設計においては、本研究成果以上の精度を有するデータが求められることから、CFD における乱流モデル再考等、計算方法の詳細な再検討が必要であると考えられる。
- 抗力に関しては、風試データと CFD データの定量的な一致がみられなかった。一般的に、CCW のような Jet 翼の風洞試験において、模型 Plenum 部に高压ガスを供給する際に発生する Momentum Drag の影響を除去し、抗力を精度良く計測する為には、Wake Probe による Wake 特性の計測等、詳細なデータの取得が必要となる<sup>1)</sup>ことから、風洞試験技術の向上に関しても、今後の技術課題と考える。

謝辞

本資の内容は、(社) 日本航空宇宙工業会 革新技術開発センター「航空機工業の競争力強化に関する調査研究」平成 16 ~ 17 年度委託研究『循環制御技術による航空機の高揚力性能改善の為の空力設計技術の研究』における研究成果の一部を公表したものである。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- 1) Gregory S. Jones, Ronald D. Joslin : Proceeding of the 2004 NASA/ONR Circulation Control Workshop. NASA/CP-2005-213509/PT1, PT2
- 2) Paul E. Purser, Jack Fischel, and John M. Riebe : Wind-tunnel Investigation of an NACA 23012 Airfoil with a 0.30-airfoil-chord Double Slotted Flap. NACA ARR No.3L10