

消防・防災無人観測機の風洞試験と飛行試験

○西脇英彦 (川重岐阜エンジニアリング)、熊倉 弘 (川重岐阜エンジニアリング)、三橋清通 (岐阜県工業会)、橋本豊雄 (古野電気)、川辺健夫 (古野電気)

Wind Tunnel test and Flight test of Fire/Disaster Observation UAV

Hidehiko NISHIWAKI (Kawaju Gifu Engineering), Hiroshi KUMAKURA (Kawaju Gifu Engineering),

Kiyomichi MITSUHASHI (Gifu Industrial Association),

Toyoo HASHIMOTO (Furuno Electric), Takeo KAWANABE (Furuno Electric)

Key Words: Aircraft, UAV, Canard configuration

Abstract

The status of research and development of a UAV (Unmanned Aerial Vehicle) for the fire/disaster observation is presented. This project is funded by Fire and Disaster Management Agency. The aim of this work is to put the UAV system into practical observation uses. We executed a wind tunnel test to predict the flight performance of the canard configuration UAV, obtaining detailed static longitudinal stability characteristics. A digital video camera was installed at the nose for the mission equipments, and the trial observation flight was successful. The GPS based autonomous flight test is going on.

主な記号：

C_D ：抗力係数

C_L ：揚力係数, $C_L \alpha = \partial C_L / \partial \alpha$

Cm ：ピッチングモーメント係数, $Cm \alpha = \partial Cm / \partial \alpha$

α ：迎角、 β ：横滑角、MAC：主翼空力平均翼弦

1. はじめに

岐阜県工業会、川重岐阜エンジニアリング(株)、古野電気(株)では、消防庁の「消防防災科学技術研究推進制度」にもとづき、平成15年度からの3年計画で委託を受け、山林火災・地震災害状況等を上空から無人機で監視するシステムを開発中である。センサーとしてデジタルカメラ、赤外カメラ等を用途に応じて搭載する。運用概念図を図1に示す。

本計画に類似した無人機は、国内でも開発されたがいずれも消防防災専用ではなく、多目的に開発されたものであり、本目的に最適な実用的機種はない。本計画では実用的防災用無人機とするため、固定翼機を前提に次のことを目標に研究開発している。

(a) 技術目標として、機体の自律飛行制御と操縦易化、搭載センサーの小型化、観測データ解析精度向上を狙う。

(b) 実用化目標として、機体の操縦容易化の目

標を「準しろうと」が操縦可能まで狙う。また、地上装置は機動的防災活動のため、簡易軽量運搬容易化を徹底する。

研究開発の進め方は次の7項目に分けて実施している。①関連法規含む全般調査 ②機体システム設計に関する研究 ③機体製作・試験飛行に関する研究 ④風洞試験による研究 ⑤自動操縦システムに関する研究 ⑥IT化航法に関する研究 ⑦観測データ解析方法に関する研究。本報告では②③④に関する開発状況について述べる。

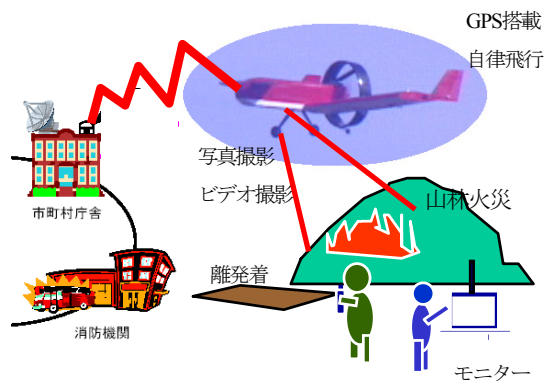


図1 運用概念図

2. 機体システム設計概要

2. 1 機体規模

搭載飛行任務機器の性能、航続時間、行動半径、離着陸性能につき消防防災観測任務に必要な数値を設定し、これらに対し機体規模を設定する。

搭載飛行任務機器（ペイロード）として最近の小型デジタルカメラを搭載し500gの重量を割当てる。航続時間は30分を目標にする。直線飛行すれば視界外飛行になるので、十分実用性が確認されてから行動半径を設定することにする。

離陸上昇性能に関しては、どこにでもある 20m 程度の平らな地面から離陸できることがこの消防防災観測機に必要とされる。

機体規模すなわち全備重量 W ・主翼面積 S 設定のため、 W - S 平面上で性能を満たす組み合わせを求める。動力は推力一定 39N（静止推力 39N は実測値、速度増加に対して変化なし）とする。

本機のペイロード 500g に対する比率から考え、全備重量 4～7kg の範囲で検討する。主翼面積は、失速速度と翼面荷重、本機が運用される環境での風速を考え、0.5～0.8 m^2 の範囲で検討する。

離陸上昇性能「20m 程度の平らな地面から離陸」の具体化として 10m 以下の距離で離陸速度まで加速、1.3 V_s (V_s : 失速速度) における上昇率 9m/s 以上とした。

W - S の組み合わせについて性能計算し、各性能を満たす W - S 領域が図 2 のように求められる。計算に用いた空力データは後述の風洞試験値を使った。なお、後述のように 1 号機はこの機体規模より大きい。これはエンジン推力を過大に評価して計画したことによる。

2. 2 機体形態

撮影視界を得やすくするためカメラを機首に搭載し、エンジンは胴体後部に搭載する推進式とした。エンジンより後ろに水平尾翼を設けるには、重量が増える双胴式となる。これを避け無尾翼機で使われる手法を用い、主翼に後退角、翼端部にねじり下げをつけ縦静安定を確保した。無尾翼では機首上げ操舵のため主翼後縁舵面を上げると最大揚力係数損失があるので、前翼（カナード）を取付けた。後部プロペラ周りにダクトを取付け、プロペラへの接触危険回避と推進効率向上を狙った。図 3 に 4 号機の 3 面図を示す。

カナード式の重心前後位置は通常形態機とは異なる配慮が必要である。機体全体の縦静安定中立点を求め、それより 5～10% 前に重心を設定する。この点については参考文献 1) による通常形態有人機の重心設定方法がそのまま使えると考えた。カナード式の縦静安定中立点は通常形態機と異なり主翼の空力中心に対し、前翼による不安定分だけ前方になる。その推定計算式を Appendix に示す。計算の結果、縦静安定中立点は主翼空力平均翼弦 MAC 先端から後ろへ 2.9%MAC の位置と推定された。

本機の動力として 1、2、3 号機では通常のプロペラ用ラジコン機で使われるグローエンジン（OS91FX）を使用した。但し、推進式に取付けるため、回転方向を通常市販品の逆転か、プロペラを逆ピッチにする必要があり、両方試みた。

最近、ブラシレス電動モータとリチウムポリマー電池を組み合わせた動力の馬力対重量比が向上してきたので、4 号機はこれを採用した。

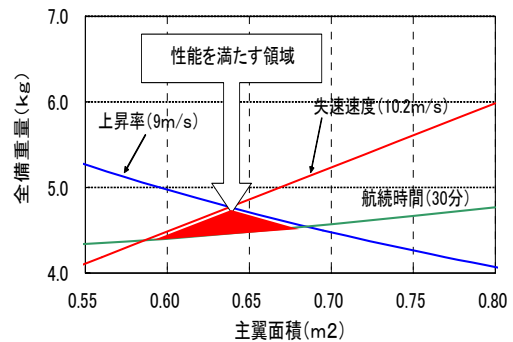


図 2 機体規模と性能

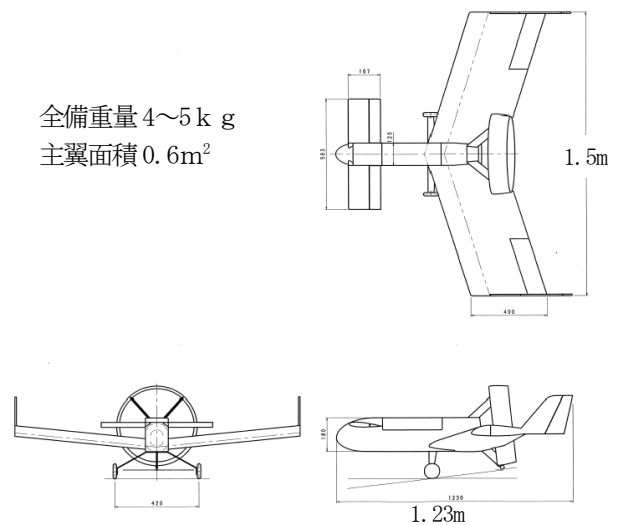


図 3 三面図 (4 号機)

3. 風洞試験

3. 1 目的及び試験条件等

・目的、本風洞試験の特徴： 本機はカナード式なので、空力特性に関して利用できるデータほとんどない。特に縦安定に関するデータを取得する必要があった。また、本機は経験と勘で飛行させるホビー用ラジコン模型飛行機と異なり、より定量的に特性を把握し、初飛行を安全・確実に実施する必要がある。

本風洞試験の特徴は、有人航空機の風洞試験のような縮尺模型ではなく、供試体が実機なので、風洞内で操舵特性の模擬を試みたことである。

・試験場所、時期： 宇宙航空研究開発機構、総合技術研究本部、風洞技術開発センター6.5m×5.5m 低速風洞で、平成15年12月（1号機）と平成16年8月（3号機）の2回に分けて実施した。

・試験項目： 力計測試験では基本的な空力6分力データ及び舵効きデータを取得した。3軸周り自由操舵試験では、無線操縦により3舵を操舵し機体の操縦特性データを取得した。

・供試体概要： 供試した1号機と3号機の諸元を表1に示す。3号機の平面形は1号機と概略相似、エンジン・プロペラ・ダクトは同じである。プロペラは取り外した。

・支持方法： 供試体支持方法概要を図4に示す。ストラットカート内において、2本支柱の上に1本支柱を介して、内蔵6分力天秤または3軸自由ジンバルで胴体内支持した。

・試験条件： 6分力試験では、迎角 α は $-4^\circ \sim 24^\circ$ まで、横滑角 β は $-5^\circ \sim 15^\circ$ までにつき実施した。3軸周り自由操舵試験では、1ケース内で風速を変化させた場合につき、機体を見ながら3

舵を無線操縦により操舵した。重心位置は後方（中立点より5%MAC前）と前方（同15%前）の2つの場合につき実施した。

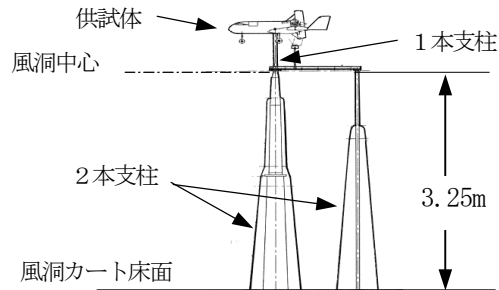


図4 供試体支持方法

3. 2 試験結果と検討

以下の風洞試験結果は3号機について代表例を示す。

・6分力試験、縦空力特性： 縦3分力代表例のグラフを図5に示す。この場合最大揚力係数 C_{LMAX} は、1.1であるが、この状態は $C_m < 0$ でトリムされていない。トリム状態の C_{LMAX} は重心を調整し前翼舵角約 30° にして約1.15と推定される。このようにカナード式では C_{LMAX} が増える。

図6に、前翼舵角変化等の場合について、 C_m と α の関係を示す。モーメント基準点（重心）はMAC先端より12.1%MAC前で、これは推定縦静安定中立点より15%前に対応する。通常形態・カナード形態にかかわらず縦静安定の条件は $\alpha=0$ における $C_m > 0$ でかつ $C_m \alpha < 0$ である。図6に示すように舵を使うと C_m と α の曲線は上下に平行移動する。また、図7に示すように重心を後退(5%)させると $|C_m \alpha|$ が減少し縦静安定が低下する。図

表1 1～4号機体諸元

	1号機 風洞・飛行試験機	2号機 飛行試験機	3号機 風洞・飛行試験機	4号機 飛行試験機
全備重量(kg)	6~7.35	5~6.13	約5	約4.5
主翼面積(m ²)	0.864	0.70	0.60	0.60
全長(m)	1.550	1.396	1.230	1.230
全高(m)	0.51	0.51	0.50	0.50
動力	OS91FX	OS91FX	OS91FX	電動モータ
主翼アスペクト比	3.75	3.75	3.75	3.75
主翼後退角(deg)	17.5	17.5	17.5	17.5
主翼上反角(deg)	3	3	3	5.74
脚	前輪式	前輪式	前輪式、尾輪式	尾輪式

6によると重心がこれだけ(15%)前でも前翼下舵にしないと低迎角でのトリム飛行ができないことがわかる。ここで重心が前過ぎるかどうかの判断は縦静安定中立点に対する位置($Cm\alpha$ の値)によっており、その推定計算は下記のように風洞試験とも一致している。もし風洞試験データに拠らずに、図5の条件で飛行させると機首上になり、「舵角等の空力的調整」、「重心調整」のどちらで機首下げに調整すべきか判断できない。ここでは風洞試験も実施し縦静安定中立点が明確なので「空力的調整」として主翼後縁下げの改修をした。

図6等の試験データから縦静安定中立点を求める。 $\alpha = -4^\circ \sim 4^\circ$ での $Cm\alpha = -0.00996$ (1/deg)である。MAC先端から重心までの長さを h (後ろ向き正)、中立点までの長さを h_n 、いずれもMACに対する比とし、風洞試験値 $C_L\alpha = 0.0654$ (1/deg)を使うと、 $h_n = h - Cm\alpha / C_L\alpha = -0.121 - (-0.00996 / 0.0654) = 0.031$ となり、推定中立点位置MAC先端より後方2.9%に近い値が得られ、推定精度の良いことが判る。

図6に見られるように、 $\alpha = 4 \sim 6^\circ$ 以上から $|Cm\alpha|$ が大きくなる。前翼の一部が失速し効きが低下した影響と考えられる。前翼無しの場合 $|Cm\alpha|$ と比べると、前翼があると $|Cm\alpha|$ が小さく縦静安定を低下させていることを示している。横・方向特性空力データに関しては、カナードとして特筆すべき点はなかった。

・操舵試験：6分力試験結果から機首上げ傾向が強いので、主翼後縁下げ改修の後、操舵試験をした。しかし、それでも図8上に見られるように下舵 30° を使ってようやく姿勢が保持できた。図8下に示す次の試験ケースでエルロン左右とも後縁で12mm下げると、前翼下舵約 10° でピッチ角ほぼ 4° が保持できた。

操舵試験の有用性として次のことが挙げられる。
 ①縦トリム設定値が初飛行前に判るので、初飛行で慌ててトリムを修正する必要がなく、安全確実な初飛行ができる。
 ②重心前後位置の妥当性が確認できる。
 ③エルロン操舵の例では効きが敏感で無駄な操舵が多かったので、最大舵角を70%にしたように、舵角の調整が事前に行える。また、例えば、次の点では限界がある。上反角効果进行调查するためロール運動させても、横滑り運動が生じないので、評価できない。

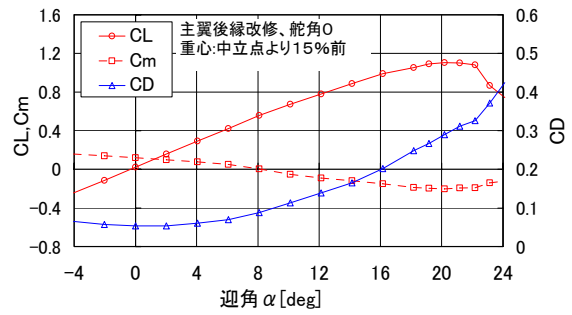


図5 縦3分力試験結果

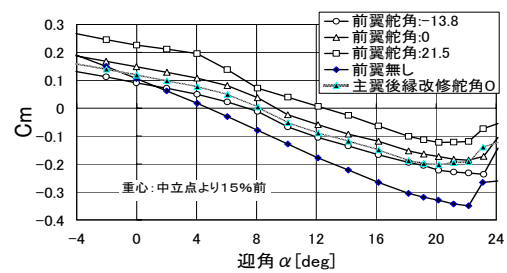


図6 前翼舵角変化等によるCmとαの関係

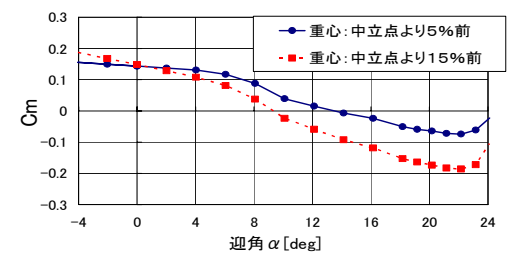


図7 重心前後移動によるCmとαの関係

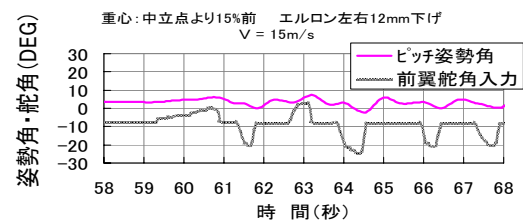
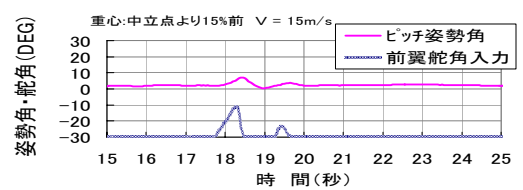


図8 操舵試験—前翼舵角操舵

4. 飛行試験

4. 1 飛行試験経過概要：

飛行試験は平成16年1月から開始し、1号機から4号機まで飛行させた。

飛行回数は平成16年12月末現在、29回である。エンジン不調に伴う不時着が3回あっただけで、飛行の信頼度は高い。

飛行任務機器としてビデオカメラ、デジタルカメラを搭載し、画像伝送、空中撮影を実施した。また、GPSによる飛行位置情報通報システムも搭載し飛行した。

4号機には米国製自動操縦装置を搭載し、指定した地点上空で滞空する自動飛行を実施した。

4. 2 試験結果—飛行特性

・離陸上昇操作性： 1号機初飛行では、前翼上舵一杯使っても機首上げ不十分で離陸を中断した。これは風洞試験から予想され、前翼取付角増加の改修をしたが不十分であった。その後、舵角調整し離陸に成功した。2、3、4号機ではこの経験を踏まえ事前の調整が良く問題なく離陸した。離陸上昇操作は舵角調整がなされエンジン推力が確保出来ておれば、極めて簡単である。

離陸上昇距離（安全高度到達距離も含む）は1号機では30~40m位必要であった。短縮のため、エンジンはそのままに、機体重量を減らすことにし、2、3、4号機では表1のように全体を小型化している。その結果、20m程度で離陸上昇している。

・縦安定操縦性： 重心前後位置として中立点より5%、7.5%、10%、15%MAC前につき試験したが、7.5%、10%は優劣がつけ難い。5%では機体に不安定感があり、15%MAC前は舵効きの不足が感じられる。有人機で適当とされるC_{ma}値が小型UAVにも当てはまると考えられる。

・旋回操作性： 1号機試験当初、旋回時高度保持に必要な上舵必要操舵量が大きく感じられ、時には最大舵角まで使用していた。後に1号機はエンジン推力線を3°下向きに改修した結果、最大舵角までの余裕が生じた。エルロンの操作性は風洞試験時に調整した程度で妥当であった。

・スパイラル安定性： 3号機を使い約15°の初期旋回バンクを与えた後、舵を中立に保ち機体姿勢を観察した。180°も旋回しない内に徐々に旋回バンク角が深くなった。少し浅い初期バンク角にすると復元する。より深いバンク角でも復元する

よう、4号機では、上反角をそれまでの3°から5.74°にした。

・降下・着陸操作性： 1号機では着陸のため、エンジンパワーを絞ると、機首上げとなり高度が低下せず速度も低下する傾向があった。原因はエンジン推力線が重心より上にあり、推力減少に伴い機首下げモーメントが減少したためである。1号機ではエンジン推力線を当初の0°から下向き3°に改修したところ、これらの傾向は大幅に緩和された。3、4号機では下向き6°にした。



図9 3号機飛行

4. 3 試験結果—飛行任務適合性

飛行任務機器を機体搭載装置と地上装置と合わせて図10に示す。

・ビデオ画像伝送： RF社製ビデオ伝送カメラを搭載し、飛行中に直下の地上へビデオ画像送信し受信できた。また、機体から約2km離れた所まで飛行中のビデオ画像伝送を試み、画像受信に成功した。飛行の向きにより画像に乱れがあったので、次の飛行ではアンテナの立て方を水平から垂直に変更、画質の改善が見られた。

・静止画撮影： 1台で動画と静止画を両方撮影出来るカメラ（三洋DMX-C1）を搭載した。静止画撮影結果を図11に示す。

・GPS位置情報送信： 本研究の一環で試作したGPS位置情報送信機を搭載、飛行し、地上で受信に成功した。図12にGPSによる航跡を示す。

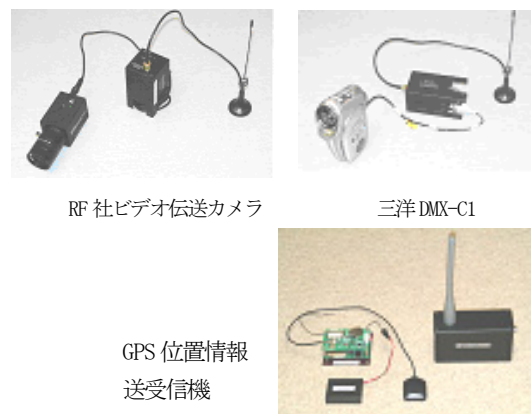


図10 飛行任務機器



図 11 空撮静止画，岐阜県関市郊外

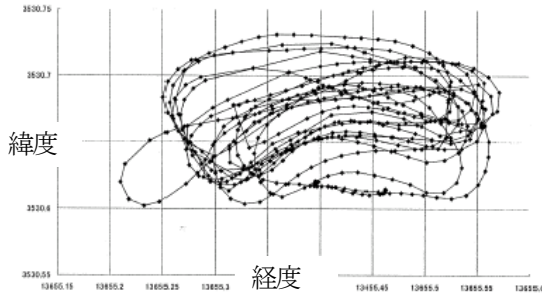


図 12 GPS による航跡データ

4. 4 試験結果—その他

1、2、3号機では、離陸滑走中前輪が跳ねた小石でプロペラを破損することが多かったので、3号機の試験途中から尾輪式にした。4号機も尾輪式である。このような改修は本機の実用化のために重要である。

5. まとめ

▶ 消防防災観測機に適した機体規模、形態を設定のうえ、風洞試験、飛行試験を実施した結果、本システム構成の中心である機体として、適切な性能、特性を有しており、その基本形態が確立できた。

▶ カナード式の縦静安定に関し過去の利用できるデータが少ない中で、今回有用なデータを風洞試験で取得できた。これにより飛行試験を安全確実に実施することができた。また、機首にカメラを搭載する観測飛行に適したカナード式無人機の設計手法が確立できた。

▶ 風洞試験で実施した3軸周り自由操舵試験は縦横の操舵特性を飛行前に把握し、事前に必要な舵角調整が出来て有用であった。

▶ 飛行任務機器を搭載し、次のように予備的観測データ取得ができた。

- ・ビデオカメラによる空中からの動画撮影状況を約2km離れた場所へ伝送した。また、デジ

タルカメラで空中からの静止画像を撮影した。

- ・GPS位置情報伝送システムにより、飛行中の位置、高度、対地速度が計測できた。

▶ 操縦は「準しろうと」の第1著者が担当し、現在まで無事飛行させている。さらに操縦を楽にするために自動操縦装置を導入して飛行試験中であり、操縦容易化の目標はまもなく達成されよう。

謝辞

風洞試験では宇宙航空研究開発機構、総合技術研究本部、風洞技術開発センター、低速風洞チームが高橋氏（前）、伊藤氏（現）はじめ各位のお世話になった。機体の製作、飛行試験支援には岐阜県関市科学模型大和の中山氏の尽力よるところが大きい。ここに感謝致します。

参考文献

- 1) Roskam, J. ; Airplane Design Part II, Preliminary Configuration Design and Integration of Propulsion System. Page 261. DARcorporation, (1997)

Appendix

カナード式の縦静安定中立点推定計算式：

主翼MAC先端から縦静安定中立点までの長さのMACに対する比 hn は次式で求められる。

$$hn = (1/F) [X_{acwf} - (C_{L\alpha c} / C_{L\alpha wf}) (1 + d\epsilon / da) X_{acc} (S_c / S)]$$

$$F = 1 + (C_{L\alpha c} / C_{L\alpha wf}) (1 + d\epsilon / da) (S_c / S)$$

参考文献 1) では前翼と尾翼を備えた3翼面機に対する式を示しているが、尾翼分を除いて示した。

以下の記号説明で長さに関するものはすべてMACとの比である。

X_{acwf} : 主翼MAC先端から主翼と胴体等を含合わせた空力中心

までの長さ比 = $X_{acw} + \Delta X_{acf}$

X_{acw} : 主翼MAC先端から主翼空力中心までの長さ比=0.25

ΔX_{acf} : 胴体と翼を組合せたことによる空力中心移動量比

X_{acc} : 主翼MAC先端から前翼空力中心までの長さ比

$C_{L\alpha wf}$: 胴体の影響を含めた主翼の揚力傾斜= $K_{wf} C_{L\alpha w}$

K_{wf} は主翼と胴体の干渉係数

$C_{L\alpha w}$: 主翼の揚力傾斜

$C_{L\alpha c}$: 前翼の揚力傾斜

$d\epsilon / da$: 前翼取付け位置での主翼への吹き上げの影響度

S_c / S : 前翼の面積/主翼面積