

超音速航空機の離陸性能最適化を含む概念設計に向けた研究

李家賢一*、豊田広祐*、郭東潤**

*東京大学大学院工学系研究科、**宇宙航空研究開発機構

Investigation on Supersonic Transport Conceptual Design towards Optimized Take-off Performance

by

Kenichi Rinoie*, Kosuke Toyoda* and Dongyoun Kwak** (*The University of Tokyo, ** JAXA)

ABSTRACT

One of the difficult design problems of supersonic transport is to improve both the low-speed and supersonic aerodynamic performance. This paper summarizes the authors' previous researches in this subject. First, a multi-point design method for preliminary design of supersonic transports to obtain a compromised solution at low speeds and at supersonic speeds is reviewed. Second, non-linear pitching moment characteristics which are observed at relatively high angle of attack at low speeds is discussed from design and aerodynamic points of view. The wind tunnel experimental results conducted by the authors are also described. Third, a simplified analytical method to estimate this non-linear pitching moment characteristics has been investigated and is summarized here. These methods are going to be integrated into a revised conceptual design method for supersonic transports.

1. はじめに

超音速航空機は超音速巡航時の飛行特性を高めるために、巡航時に性能が最大となるように機体形状が決められる。このため、離着陸時の飛行性能は必ずしも高いとは言えない。近年の環境に対する要求の高まりに起因して、超音速航空機の離着陸時の低騒音化が求められており、それを解決する策の一つとして低速飛行特性の向上が挙げられる。このためには離着陸時に主翼上に発生する前縁剥離渦の挙動に着目した低速空力特性の把握が必要である。以上を背景として著者らは、離陸性能の最適化を考えた上で超音速航空機を概念設計することを目指している。本報では、これまでに行ってきた超音速航空機概念設計手法の構築¹⁾、超音速航空機設計における低速空力特性の重要性の整理²⁾、超音速航空機主翼の非線形性を含んだ低速空力特性把握のための風洞実験³⁾、主翼の低速空力特性モデルの構築⁴⁾に関する結果を紹介した上で、今後の方針について述べる。

2. 超音速航空機概念設計法について

本章では、文献1)の低速性能を考慮した主翼形状最適化を組み入れた超音速機概念設計について以下にその概要を引用して示す。

2.1 背景と目的

SSTの主翼は超音速の造波抵抗を減らすために通常、アスペクト比が小さく後退角の大きい翼平面形が用いられる。このような翼は、低速飛行時の空力性能が悪いことが知られている。このため、低速飛行が要求される離着陸時には大きな揚力が必要になり、翼面積も大きくなる。大きな揚力を必要としない超音速飛行では大きな翼面積をもった主翼は、重量と抵抗を増やし、燃費をさらに悪化させる。したがって、SSTの主翼を設計する場合は、超音速と低速を同時に考慮した(Multi-point)設計を行う必要がある。これによって、低速の性能が改善すれば離着陸に必要な翼面積は小さくなり、超音速の性能を改善すれば必要な燃料が少なく、重量も減り、さらに必要な翼面積が小さくなるという、良いサイクルが回る。そこで、SSTの超音速巡航時の翼平面形最適化と、低速での高揚力装置設計を簡易的な手法で且つ短時間でできる概念設計ツールを開発することを目的とした。

2.2 解析手法と概念設計の流れ

低速での空力計算法には準渦格子法(QVLM: Quasi-Vortex-Lattice Method)⁵⁾とLeading-edge Suction Analogy(LESA)⁶⁾を組み合わせたもの(QVLSAとここでは呼ぶ)を使った。超音速の空力計算には超音速線形理論(超音速渦格子法)⁷⁾とCarlsonによるwarp設計法⁸⁾を用いた。この超音速線形理論をNCGA(Neighborhood Cultivation Genetic Algorithm)を用いる市販の最適化ソフト(iSIGHT-FD)に組み込むことで最適化を行った。主翼平面形の最適化を考えると、誘導抵抗と翼根部にかかる曲げモーメント及び25%平均空力翼弦長周りの振りモーメントを目的関数に設定した。

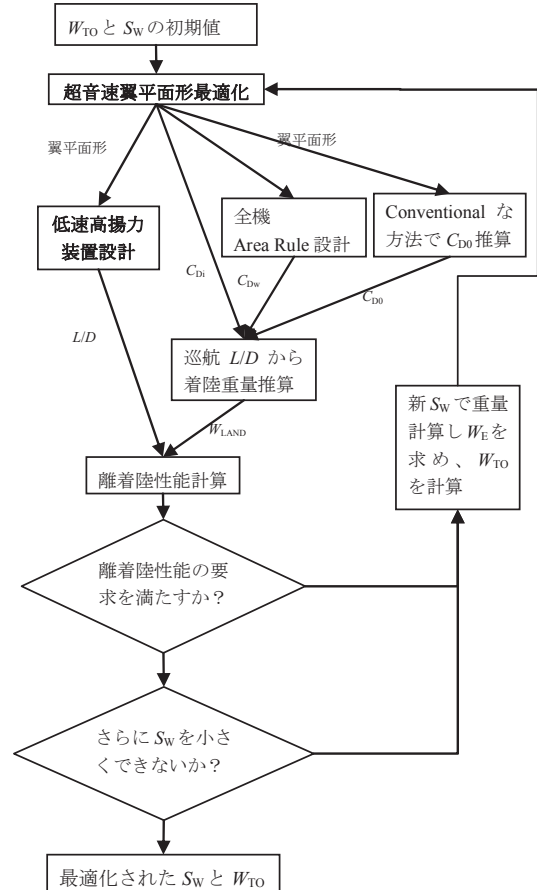


図1 Multi-point 設計法¹⁾

主翼に注目した Multi-point 設計法 (図 1) を構築した。これは最適化された主翼平面形に対して低速離着陸時における高揚力装置を設計し、同時に全機の設計 (Area Rule 胴体、尾翼) を行い、離着陸性能を評価する方法である。離着陸性能が要求を満たさない場合は翼面積を大きくして、再度、翼平面形最適化を行い、翼面積が過不足なく離着陸性能要求を満たしたときを最適とした。

2.3 超音速リージョナルジェット的设计例

超音速リージョナルジェット(SSRJ)の設計例を示す。50人乗りの SSRJ⁹⁾をベースとして、離着陸距離 7,000ft、航続距離 3,500nm、マッハ数 1.6 での巡航を設計要求として与えた。最適化計算で得られたパレート解の中から抵抗最小 (形態 1) 及び曲げモーメント最小 (形態 2)、振りモーメント最小 (形態 3) の平面形を選び設計を進めた (図 2a, 2b)。高揚力装置の検討には QVLSA を用いた。構造的な考慮からフラップ面積が適度と考えられた高揚力装置の形状を選んだ。次に全機のプロトタイプを主に尾翼と胴体について行った。Area Rule 胴体の考えから全機抵抗最小となる胴体断面積分布を得た。離陸距離はフラップ操舵なし、後縁フラップのみ操舵、前・後縁フラップを同時に操舵の 3 ケースで検討した。

最終的に、構造的に有利であった形態 2 を例にとり、最適化ループを回した。その結果得られた 2 次形状の機体図を図 3 に示す。

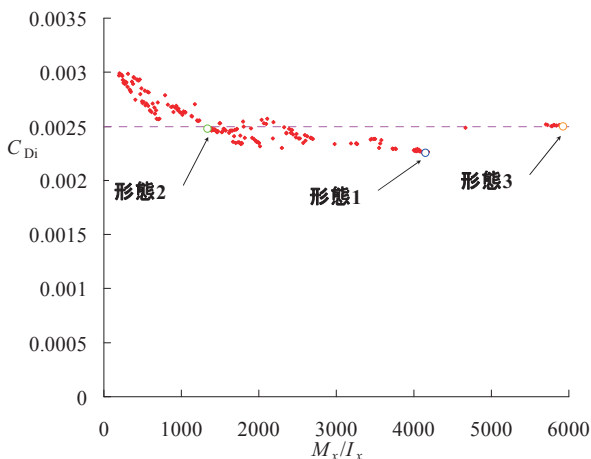


図 2a) 最適化計算の一例 (C_{Di} vs. 曲げモーメント)¹⁾

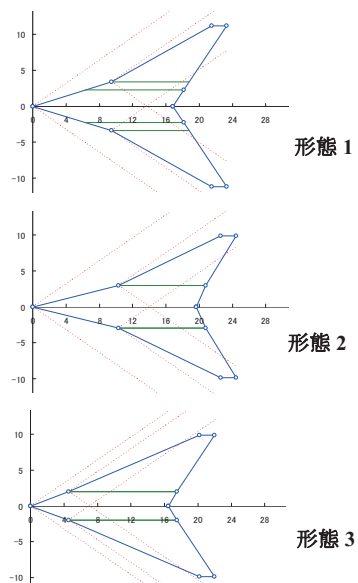


図 2b) 形態 1~3 の主翼平面形状¹⁾

3. 超音速航空機の離着陸空力性能への要求事項

本章では、超音速航空機主翼に用いられるクランクトアロー翼の低速におけるピッチングモーメント非線形特性に関連して、以下に文献 2) の概要を引用して示す。

超音速航空機は、主翼に用いられるデルタ翼形状の空力特性 (すなわち低アスペクト比であることに起因する低い揚力傾斜) に関連して、離着陸時に必要とされる揚力を得るためには、比較的高い迎角をとることが要求される。これは翼上に前縁剥離渦を形成させ、この渦生成に伴う揚力増大を活用するためである。しかし、これと同時に機体に働く抵抗は増大し、離陸上昇性能は悪化してしまう。

一方、縦の静安定の観点からは、ピッチングモーメント係数 C_m に関して、迎角あるいは揚力係数 C_L に対して非線形な挙動、つまり $C_{m\alpha} < 0$ の傾向を弱める現象が知られている¹⁰⁾。特に離陸滑走時に機首上げをする際にこの C_m 非線形性の影響を受けやすく、これにより離陸操縦 (制御) に問題が起こる恐れがある。機体の重心位置を通常よりも前方に置くことで、この C_m 非線形性の影響を少しでも緩和することは可能であろうが、重心位置を前方に位置させることは、離陸時の機首上げに要するモーメントの更なる増大や、戻り角の制約から非現実的である。逆に、離陸時の迎角を下げることで、 C_m の非線形性を避けることは、離陸速度を上げることが必要になり、これは離陸滑走路長の増大を招いてしまう。この事態を、揚力傾斜を増大させるために高揚力装置を付加する¹¹⁾程度で解決することは困難である。

これらの理由により、デルタ翼形状の低速空力特性に関して、その C_m 非線形性を緩和することが強く求められる。そこで、このデルタ翼形状の C_m 非線形性に関して、超音速航空機の主翼として使用が想定されているクランクトアロー翼形態を取り上げ、次章以降で C_m 非線形性が生じる理由について説明した後、その C_m 特性を解析的に再現するモデル化について検討した結果を紹介していく。

4. クランクトアロー翼のピッチングモーメント非線形特性

前章で述べたピッチングモーメント C_m の非線形性は翼が大迎角をとった際に翼面上に生じる前縁剥離渦の複雑な振る舞いによって発生することが知られており、具体的な要因として 1) 翼端失速 (剥離)¹²⁾、2) 前縁剥離渦の崩壊^{13,14)}、3) 異なる渦同士の干渉^{13,14)} の 3 つの要因が考えられている。

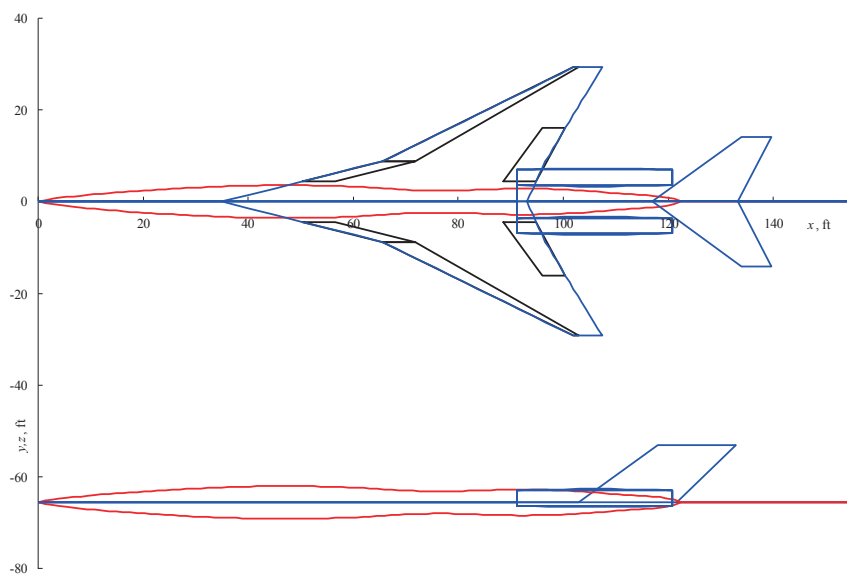


図 3 設計結果として得られた 2 次形状 (形態 2)¹⁾

そこで本章では、クランクトアロー翼において C_m が非線形的挙動を示す実例を示し、その発生要因について説明する。ここでは文献3)の結果を引用して示す。

4.1 実験方法

実験には、相似ではあるが、2種類の異なる大きさの胴体付きクランクトアロー平板翼模型を用いた。これは NAL ジェット実験機第01次概念形状模型と同一の翼平面形状を有する、セミスパン長55%位置に内翼と外翼の kink を持つ模型である。内翼・外翼の前縁後退角は $66^\circ / 42^\circ$ である。風洞実験は、JAXA にある測定断面 $2m \times 2m$ の第2低速風洞ならびに東京大学の断面 $0.6m \times 0.6m$ 押し込み式風洞の2種を用いた。 $2m \times 2m$ 風洞における実験に使用した模型を図4に示す(以降、 $2m \times 2m$ 風洞模型と呼ぶ)。平均空力翼弦長 MAC を基準としたレイノルズ数は $Re=9.2 \times 10^5$ であり、六分力測定とオイルフローによる可視化が行われた。一方、 $0.6m \times 0.6m$ 風洞における実験では、平均空力翼弦長が $2m \times 2m$ 風洞模型の20%の大きさの相似形態模型が用いられた(ただし胴体最大太さと翼幅の比率は $2m \times 2m$ 風洞の1.437倍である、以降 $0.6m \times 0.6m$ 風洞模型と呼ぶ)。平均空力翼弦長を基準としたレイノルズ数は $Re = 6.8 \times 10^4$ から 9.6×10^4 の条件下であり、力測定と煙による可視化実験が行われた。

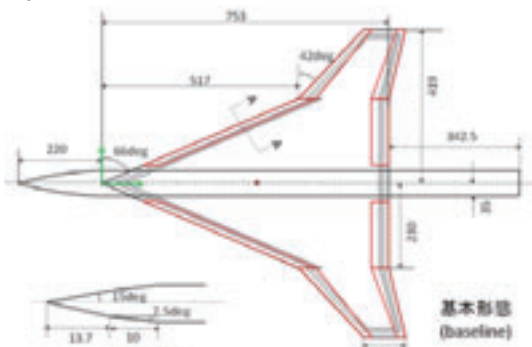


図4 胴体付きクランクトアロー翼模型 ($2m \times 2m$ 風洞模型、単位 mm)³⁾

4.2 実験結果

図5に、2つの風洞で得られた C_m - α 曲線をそれぞれ示す(25%MACに相当する55%翼根長位置(以下翼根長を C_r と表記)におけるピッチングモーメント係数 C_m を計測、頭上げを正とする)。 $2m \times 2m$ 風洞模型の結果から分かるように、ピッチングモーメント C_m は迎角が比較的低い領域では線形性を保つが、迎角 10° から 12° 度前後で一度(i)、 13° から 14° 度前後でもう一度(ii) C_m が不安定方向、すなわち $C_m < 0$ が弱まる方向に折れ曲がっている。この C_m の非線形性は、 C_m - α 曲線のみでは明確には把握できないため、翼模型の無次元ニュートラルポイント N_0/MAC の振れ幅によっても議論することとした。ニュートラルポイントの定義は次式によって表される。

$$\frac{N_0}{MAC} = \frac{1}{4} \frac{dC_m}{dC_L}$$

図6に $2m \times 2m$ 風洞模型について、この N_0/MAC を求めた結果を示す。非線形性が強ければ強いほど、迎角 α を変化した際 N_0/MAC の振れ幅が大きくなることわかる。

ところで、図5に示した $0.6m \times 0.6m$ 風洞模型の結果の C_m - α 曲線はレイノルズ数や模型の胴体太さが違うため、 $2m \times 2m$ 風洞模型の結果と比較すると、 C_m の絶対値は違うものの、同様な傾向の非線形性が確認される。このことから C_m の非線形性の実験結果は、両風洞の結果において整合性があると判断した。

図7に迎角 12° と 16° におけるオイルフロー結果による模型表面流れパターン(スケッチ ($2m \times 2m$ 風洞模型) および、迎角 12° と 14° における煙の可視化写真 ($0.6m \times 0.6m$ 風洞模型) を示す。図7(a), (c)から、 12° では外翼で外翼渦が翼面から浮き始めることで翼端側に剥離領域が形成されていることがわかる。このことは翼後方に位置する外翼上で発生していた揚力が減少することを意味し、翼の頭下げモーメントを減少させることに繋がっている。そして図7(b), (d)より、迎角 14° から 16° では、外翼渦が更に大きく浮き上がり、かつ内翼渦が翼端方向へ近づき、渦崩壊を起こしている事がわかる。この渦崩壊に伴う翼後方部の揚力減少により、更に強い非線形性(頭下げモーメントの減少)が示されたことがわかる。

このように C_m 非線形性は、内翼および外翼上の流れの変化によって引き起こされている。すなわち、比較的低迎角における外翼上での前縁からの剥離(上記(i))ならびに、ある程度高い迎角における内翼上での前縁剥離渦の渦崩壊(上記(ii))が、 C_m 非線形性特性の原因になっている。

一方、本章の最初で述べたように、迎角を上げていくと内翼渦と外翼渦が接近し、お互いに干渉し合って二つの渦構造が変化することがある。すなわち渦崩壊位置の変化ならびに外翼渦が翼面から浮き上がる現象である。この内翼と外翼渦の渦干渉に起因して C_m に非線形特性が観察されることは文献10)のダブルデルタ翼の結果で述べられている。ただし、本稿でのクランクトアロー翼の場合は、翼平面形の違いにより、この渦干渉の影響よりは、前記した(i)外翼前縁での大規模剥離と(ii)内翼上での前縁剥離渦の崩壊の2点が C_m 非線形性の発生に強い影響を与えたと筆者らは考えている。

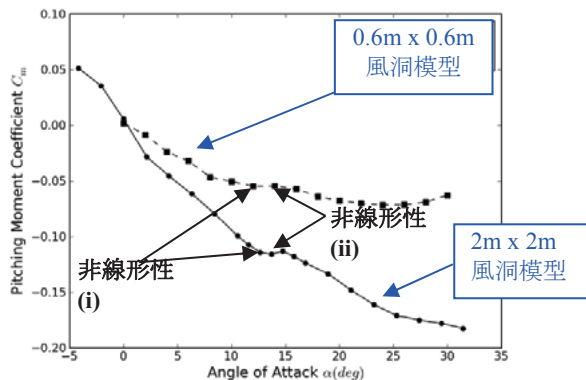


図5 C_m - α ($2m \times 2m$ 風洞模型 vs $0.6m \times 0.6m$ 風洞模型)³⁾

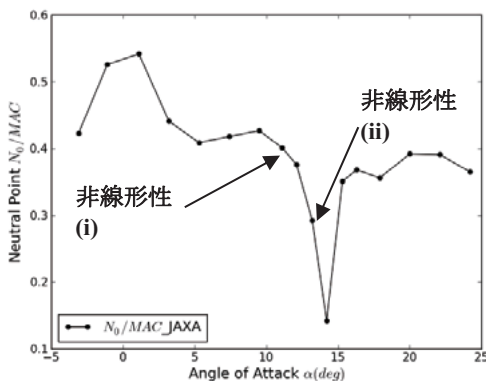


図6 N_0/MAC ($2m \times 2m$ 風洞模型)³⁾

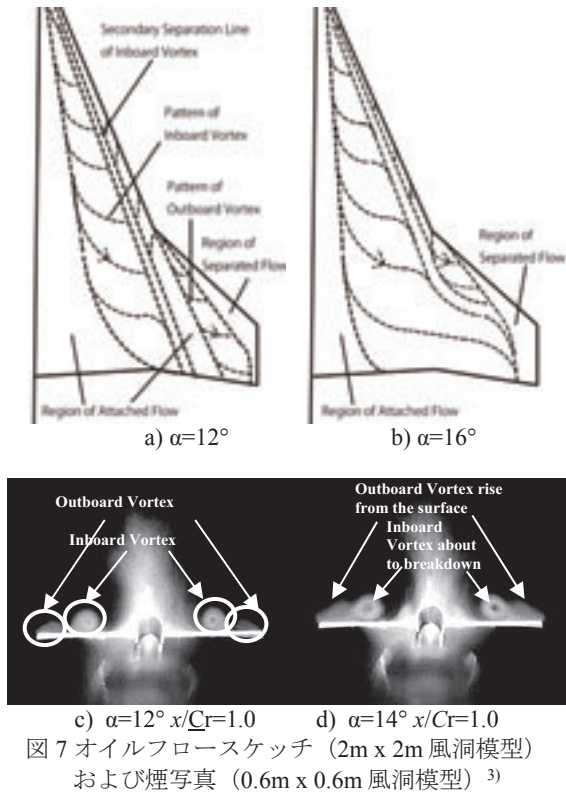


図7 オイルフロースケッチ (2m x 2m 風洞模型) および煙写真 (0.6m x 0.6m 風洞模型)³⁾

なお、文献 3)では、 C_m 非線形性を抑制するための空力デバイス各種の比較検討が行われ、非線形性と空力性能双方で評価した場合、前縁フラップが非線形性の抑制に最も効果的であると結論づけられている。

5. C_m 非線形性の推算モデルについて

5.1 推算モデルの概略

前章で示した C_m 非線形特性を推算するモデルの構築について筆者らは検討を行っている。推算モデルは、前出の QVLSA モデルに外翼剥離による揚力喪失を再現する APE(Aerodynamic Pitch up Estimation)モデル¹⁵⁾と内翼渦の崩壊による揚力喪失を推算する Traub のモデル(VBP: Vortex Breakdown Prediction)¹⁶⁾を組み合わせた推算モデル¹⁷⁾がベースになっている。ただし、APE モデルと VBP モデルが本来デルタ翼をもとに構築されたため、クランクトアロー翼では適切に推算されないことがあり、これらの点を考慮してモデルの再構築が行われた¹⁸⁾。更に、外翼剥離の発生迎角や非線形変化量について翼平面形の違いによる変化を適切に捉えること、ならびにフラップ操舵形態での空力性能推算を行えることの 2 点についても改良が行われた⁴⁾。ここではその結果について文献 4)の概要を引用して示す。

5.2 推算モデルの実験結果との比較

本節ではフラップを操舵しない二つの形態に関する結果を示す。

まず前出の NAL ジェット実験機第 01 次概念形状模型の実験結果¹⁹⁾ ($Re=9.45 \times 10^5$)との C_m に関する比較を図 8 に示す(第 3 章の模型と平面形は同じだが、翼断面は平板ではなくワープ設計された模型である。このため図 5 と図 8 の実験結果は異なる。第 3 章の模型(平板翼)のほうが非線形性が、より強く表れている)。実験データでは迎角 10° 程度で外翼剥離に、迎角 22° 程度で渦崩壊にそれぞれ起因すると思われる頭上げ方向への非線形的な変化が読み取れる。これに対して推算結果(図中の QVLSA+ APE+VBP、

水色の線)ではベースとなる QVLSA モデルに外翼剥離を再現する APE モデルを加える事で外翼剥離による非線形変化を再現し、さらに渦崩壊を再現する VBP モデルを加える事で渦崩壊による非線形変化も捉えることができおり、推算モデルがこれらの現象を適切に再現できていることがわかる。

図 9 は文献 20)の実験で用いられた F-16XL 模型であり、実験レイノルズ数は $Re=2.2 \times 10^6$ である。図は、迎角 25° 程度まで、今回の推算モデルによって、実験データの変化の傾向を捉えられている。

以上のように文献 4)では、平面形やレイノルズ数の異なる実験データと推算結果との比較検証を行い、再構築した推算モデルで迎角 25° 程度まで空力性能を推算できることがわかった。なお、文献 4)では、高揚力装置付きクランクトアロー翼への本推算モデルの適用妥当性を示しており、今後行う概念設計ツール構築の際に、離陸性能の見積りに使用される予定である。

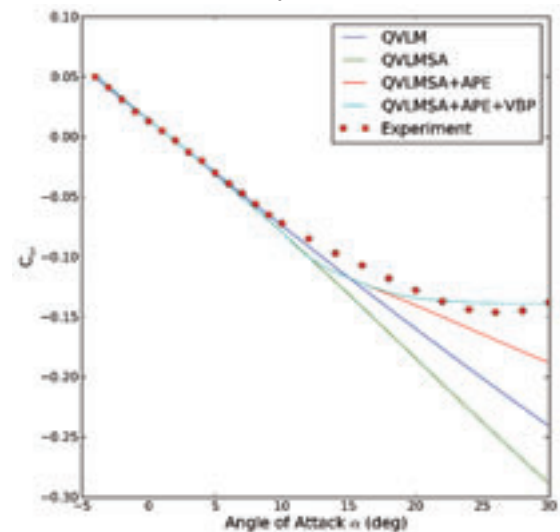


図 8 $C_m-\alpha$ 分布 (NAL Jet01 形態)⁴⁾

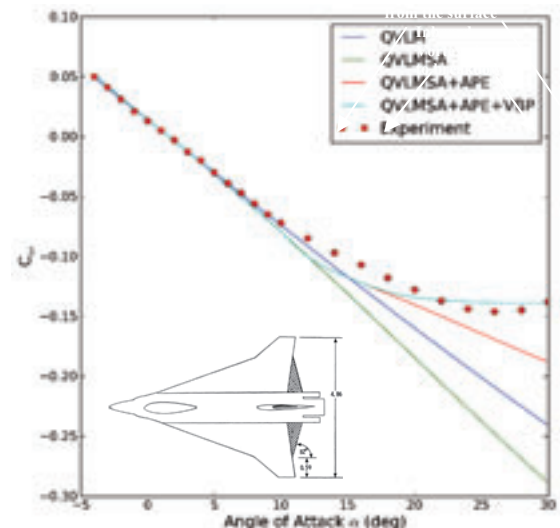


図 9 $C_m-\alpha$ 分布 (F-16XL 形態)⁴⁾

6. まとめ

本稿では、これまでに行ってきた離陸性能の最適化を考えた上で超音速航空機概念設計手法の構築を目指して行ってきた内容をまとめた。まず超音速の翼平面形最適化と低速の高揚力装置設計を統合した multi-point 設計法によって、巡航性能の良い機体が設計できることを紹介した。その上で、超音速航空機設計における離着陸時の低速空力特性の

重要性を整理した。低速飛行時に特に注意すべき非線形性を含んだ超音速機主翼のピッチングモーメント特性に着目し、その現象を把握するために行った風洞実験結果の一例も示した。その結果を受けて、超音速機主翼の非線形性も再現できる低速空力特性モデルを紹介した。

今後は、これらの各種設計手法の改良を更に継続し、それらを組み合わせることを考える。その際、超音速巡航飛行中の低ソニックブーム化も睨んだ上で、超音速機の離陸時騒音低減を実現するための離陸性能最適化を含む概念設計手法の確立を目指す。そのために、4.2節の末尾で述べたように前縁フラップを活用することで、ピッチングモーメントの非線形性緩和を実現するとともに離陸性能の向上をはかる予定である。

参考文献

- 1) 樋口謙太郎、雷忠、李家賢一、低速性能を考慮した主翼形状最適化を組み入れた超音速機概念設計について、日本航空宇宙学会第46回飛行機シンポジウム、2008年、pp.691-697.
- 2) 李家賢一、小川春陽、趙惟恒、郭東潤、クランクトアロー翼の C_m 非線形特性の緩和について、平成22年度航空宇宙空力班シンポジウム「航空宇宙工学における空気力学の挑戦2011」、P7、2011年.
- 3) 趙惟恒、郭東潤、李家賢一、クランクトアロー翼のピッチングモーメント非線形性改善に関する実験的研究第2報 改善効果の高い空力デバイスの詳細実験、第44回流体力学講演会、1A1、2012年.
- 4) 豊田広祐、李家賢一、郭東潤、クランクトアロー翼の低速空力性能推算モデルのフラップ操舵への適用について、日本航空宇宙学会第45期年会講演会、C06、2014年.
- 5) Lan, C. E., "A Quasi-Vortex-Lattice Method in Thin Wing Theory", *Journal of Aircraft*, Vol.11, No.9, pp. 518-527, 1974.
- 6) Polhamus, E. C., "A Concept of the Vortex Lift of Sharp-Edge Delta Wings Based on a Leading-Edge Suction Analogy", NASA TN D-3767, 1966.
- 7) Bertin, J. J., and Smith, M. L., *Aerodynamics for Engineers Second Edition*, Prentice Hall, 1989.
- 8) Carlson, H. W. and Miller, D. S., "Numerical Methods for the Design and Analysis of Wings at Supersonic Speeds," NASA TN D-7731, 1974.
- 9) 堀之内茂, 次世代超音速機の将来展望, *ながれ*, 25, 2006, pp. 337-344.
- 10) Brennenstuhl, U. and Hummel, D., "Vortex Formation over Double-Delta Wings," *ICAS Paper 82-6.6.3*, Seattle, USA, Aug. 1982, pp.1302-1309.
- 11) Rinoie, K., Miyata, K., Kwak, D.Y. and Noguchi, M., "Studies on Vortex Flaps with Rounded Leading-Edges for Supersonic Transport Configuration," *J. Aircraft*, Vol.41, No.4, pp.829-838, 2004.
- 12) Liu, M. J., Lu, Z. Y., Qiu, C. H., Su, W. H., Gao, X. K., Deng, X. Y. and Xiong, S. W.: Flow Patterns and Aerodynamic Characteristics of a Wing-Strake Configuration, *J. Aircraft*, Vol. 17, No.5, pp.332-338, 1980.
- 13) Verhaagen, N. G. and Maseland, J. E. J.: Investigation of the Vortex Flow over a 76/60-° Double Delta Wing at 20° Incidence, *AIAA-91-3208-CP*, pp.70-80, 1991.
- 14) Thompson, D. H.: A Visualization Study of the Vortex Flow around Double-Delta Wings, *ARL-AERO-R-165*, 1985.
- 15) Benoliel, A. M. and Mason, W. H., "Pitch-up Characteristics for HSCT Class Planforms: Survey and Estimation", *AIAA-1994-1819-CP*, 1994.
- 16) Traub, L. W., "Prediction of Vortex Breakdown and Longitudinal Characteristics of Swept Slender Planforms", *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No.3, pp 353-359, 1997.
- 17) 小川春陽, 李家賢一, "クランクトアロー翼を有する機体の低速飛行性推算について 第2報 C_m 非線形特性のモデル化", 第49回飛行機シンポジウム, 1G3, 2011年.
- 18) 趙惟恒, 李家賢一, 郭東潤, "クランクト・アロー翼の低速空力非線形性推算モデルに関する研究", 第50回飛行機シンポジウム, 1F16, 2012年.
- 19) 郭東潤, 宮田勝弘, 野口正芳, 砂田保人, 李家賢一, "超音速航空機(SST)形態の高揚力装置に関する実験的研究", 航空宇宙技術研究所報告 TR-1450, 2002.
- 20) Grafton, S. B., "Low-Speed Wind-Tunnel Study of the High-Angle-of-Attack Stability and Control Characteristics of a Cranked-Arrow-Wing Fighter Configuration", NASA TM-85776, 1984.