解説概要一覧に戻る

この解説概要に対するアンケートにご協力ください。
▶アンケート開始

29-7　新しい飛行機の形

１．はじめに

ライト兄弟が１９０３年に世界初の動力付き有人飛行機による離着陸飛行を成功させて以来、多くの飛行機が開発されてきた。飛行機の黎明期は、機体が主として木製であったために、構造強度上の制約から、飛行機の形としては、主翼を二枚有する「複葉機(Biplane)」が一般的であった。その後、薄肉構造設計技術の進展に伴い、全金属製の片持ち主翼一枚を持った「単葉機（Monoplane)」が飛行機の形の主流となり、今日まで続いている。

本稿では、飛行機の形を決定する構成要素について最初にまとめた上で、過去からこれまでに多く提案されてきている「新しい」飛行機の形について、その狙いや実現性、技術課題などについて整理してみたい。また現在米国 NASA で検討が進められている新しい X-plane 計画についてその概要を紹介する。

２．飛行機の形を決定する主な構成要素

飛行機の主な構成要素には、i) ペイロード（乗客と貨物）を収容する胴体、ii) 揚力を発生する主翼、iii) 機体安定に必要な尾翼、iv) 推進力を発生する推進装置（エンジン)、そして v) 離着陸に使用される降着装置（ランディング・ギア）の５種がある [1]。これらそれぞれについて、細かい形態や個数、配置位置の組み合わせで、飛行機のおおよその形が決まってくる。実際の航空機設計開発の際にも、設計者は、これらの主要な構成要素の形態や配置を考えることを最初に行っている。

現在の飛行機の主流である形は、円筒形の胴体の中央部に主翼を、胴体の後部に水平尾翼と垂直尾翼を配置した、いわゆる「Tube and Wing Aircraft」と呼ばれる飛行機の形である。初期の代表的な旅客機に 1930 年代に開発され世界的ベストセラー機になったダグラス DC-3 があるが、この機体もこの形を有している。現在では使用される材料の多くがアルミ合金から複合材料へ変化してきたが、最新型旅客機である Boeing 787 や Airbus A350 も、DC-3 と同様な「Tube and Wing Aircraft」型であり、この点では何ら変化がない。主翼に働く空気力、尾翼に働く空気力、エンジンが発生する推進力等の力は、機体中央に配置された胴体にすべて集約され、おのおのの力とモーメントが胴体において相殺されることで機体構造が保たれている。これによって「Tube and Wing Aircraft」は安全で安定した飛行を実現する合理的な形を実現している。また、運航面からも乗客の乗降、非常脱出、貨物の積み卸し、整備性といった点から、この形が支持されている。そのため、この「Tube and Wing Aircraft」型が長い間、飛行機の形の標準として用いられてきた。今後も当分の間は、この形が使われ続けていくと考えられる。

なお、本節の最初に挙げた５種の構成要素のうち、降着装置については、他の要素の配置が決まった後で、機体重心位置の関係で、その配置が定められる。このため、飛行機の形自体への影響は少ない。上述の DC-3 は主翼付近に設置される主脚と胴体後部に設置される尾輪の組み合わせで構成される尾輪式配置であったが、近年では、ほぼすべての機体が、尾輪の代わりに胴体前部に前輪を設置する前輪式配置となっている。

３．新しい飛行機の形

本節では、２章で述べた構成要素の視点（ただし降着装置は除く）から、これまで提案されてきた新しい飛行機の形について見ていく。主翼形態あるいは胴体形態を変化させた「Tube and Wing Aircraft」の派生型と、それ以外の全く新しい形について順次述べる。

３．１　「Tube and Wing Aircraft」の派生型（主翼形態の変化）

Tube 型の胴体形状を維持したままで、主に主翼の形態を変化させた形である。

（１）C-wing 機、Spiroid Winglet 機

主翼に働く誘導抵抗を低減し、燃料消費が下がることで「経済性」を向上させるために、現在多くの旅客機の主翼端に Winglet が取り付けられている。誘導抵抗をさらに低減させる目的で提案されたのが C-wing 機である [2]。これは機体前方から見て、左右の翼端を C 字形状に折り曲げたものである（図 1）。ただし、空気力学的な抵抗低減効果は得られるようであるが、翼端に Winglet よりも更に大型の構造体を設置することで構造力学と機体重量の面からのデメリットもあり、実現性はあまり高くないと考えられる。

同じく主翼翼端形状を変更し「経済性」向上をめざした翼端デバイスとして、Spiroid Winglet（螺旋状型ウィングレット）がある（図 2）[3]。比較的小型のビジネスジェット機向けに検討され、飛行試験も行われている。ただし実機適用のためには、C-wing 機同様に空力的メリットと構造・重量的デメリットの大小を慎重に検討する必要がある。

これらの機体は、主翼の一部の形状を変化させただけであり、新しい形とは呼びにくいが新たな機体の開発を行うことなく、既存機体の改修で実現できる利点がある。

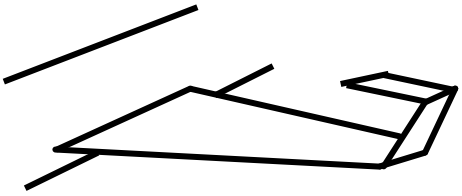

図 1　C-wing 機の主翼形状

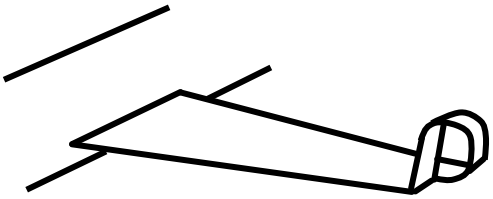

図 2　Spiroid Winglet を有した主翼形状

（２）Strut Braced Wing 機

遷音速飛行する際に発生する造波抵抗を減らすためには、主翼に用いられる翼型断面の形状を工夫する以外に、主翼の厚みを薄くする方法がある。しかし薄い翼では空気力によって翼に曲げや捩りの変形が加わったときに翼の強度が不足する。そこで胴体からストラットと呼ばれる補強部材を出して主翼と結合する形が発想された [4]。この機体形状を Strut Braced Wing 機（あるいは Truss Braced Wing 機）と呼ぶ（図 3）。ストラットを用いることで主翼のアスペクト比を増大させることができ、誘導抵抗の減少が期待される。主翼が薄いため後退角を通常の機体よりも小さくすることができ、それによって主翼構造重量を低減できる。このような抵抗低減と重量低減の効果によって、飛行に必要な燃料の減少が期待できる機体である。ただし、遷音速飛行時の主翼とストラット間の空力干渉に伴う抵抗増大が考えられ、実現にあたっては空力と構造の統合設計が必要である。米国におい

ては、次世代の環境適合型旅客機の一形態[5]として検討が進められている（4章参照)。

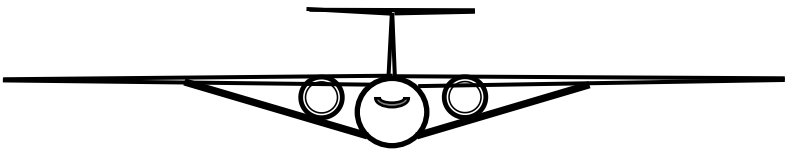

図 3　Strut Braced Wing 機

（3）前進翼機

通常は、主翼に後退角を持たせることで造波抵抗を低減させているが、前進翼は、逆に主翼に前進角をもたせる機体である（図 4)。後退角と前進角では、遷音速空力特性に違いはない。後退角を有する主翼は翼端失速を引き起こす可能性があるのに対して、前進翼には、その可能性が低く、低速飛行時の「安全性」が有利になる。しかしながら前進角を有する翼には、捩り剛性の問題があり、その実現は困難であった。複合材料を用いて、この点を克服することが可能になり、前進翼機 X-29A が 1980 年代に開発され飛行試験が行われた[6]。しかしながら、後退角が持つ特性である上反角効果を持たず（前進翼では負の上反角効果になる)、飛行制御の必要があることもあり、それ以降に前進翼機の開発はほとんど行われていない。

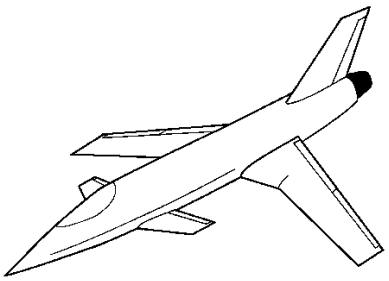

図 4　前進翼機

（4）斜め翼機

斜め翼（Oblique wing）機は、可変後退翼を有する機体と同様に、飛行速度に応じて主翼の後退角を変化させる機体であり片側の翼は前進角を持つ翼になる[7]。これによって飛行速度に応じて適切な後退角を得ることができ、抵抗を低減することができる。種類としては、胴体にピボットを設けて、その点を中心として主翼を回転させるタイプ（図 5）と、胴体を持たない全翼機タイプ（図 6）の 2 種類がある。一般の可変後退翼機が左右の翼に対して計 2 箇所のピボットが必要であるのに対して、前者のタイプの斜め翼機では 1 箇所のピボットで良いために、可変後退翼機に比べて機体重量を軽くできる利点がある。また機軸方向の断面積分布は遷音速飛行時の抵抗と関わりがあり、斜め翼機の場合は、この断面積分布が滑らかになるために、抵抗低減につながる。ただし、後退角を変化させる機構の複雑さ、ピボットの前方に位置する前進翼側の捩り剛性の問題（前項、前進翼機参照）や、飛行安定性の問題があり、実用化は進んでいない。

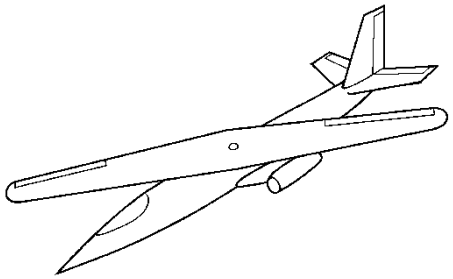

図 5　斜め翼機（主翼回転タイプ）

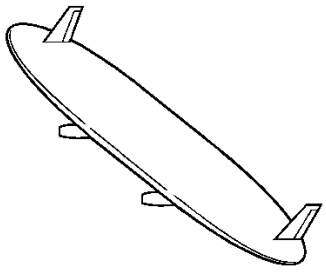

図 6　斜め翼機（全翼機タイプ）

３．２　「Tube and Wing Aircraft」の派生型（胴体形態の変化）

胴体形状を Tube 型以外に変化させた形あるいは胴体の数を変化させた機体である。なお、そもそも Tube 型（円筒断面型）の胴体をほとんどの航空機が使用している理由は、高高度飛行時に客室内を与圧する必要があるためである。球形状を除けば構造力学的に与圧に対して一番合理的な形態である Tube 型断面を採用しないことで、本節で紹介する機体は、構造上のペナルティを負うことになる。

（１）ダブルバブル（Double bubble）型広胴機

客席が円筒形であることは、構造の観点からは望ましいが、収納人数ということでは断面が円形であるため、制約が多い。それを改善するために広胴型の胴体が発想された（図 7)。円筒を横に 2 個つなぎ、客席スペースを拡大させることで、胴体の縦の長さを増すこと無しに、定員を大幅に増やすことができる。超大型旅客機である Airbus A380 の初期検討の段階でも、この広胴型が検討された [8]。後述の全翼機の客席もこの広胴型の一種である。２つの円筒をつないで与圧することによる構造疲労強度の点が一番の問題である。また胴体断面積が拡大することによる空気抵抗増大にも注意を要する。

なお､胴体幅が広くなることを活用して､エンジンを胴体後部の上面に設置することで、エンジンのファン騒音を胴体で遮蔽し、離着陸時の騒音低減を目指す構想もある。水平尾翼をエンジンの両脇に設置することで、更なる騒音遮蔽が可能になる。米国で検討されている Aurora D8 機 [9]も、広胴型胴体と胴体後部上面へのエンジン配置を利用している。ただし、胴体上面に発達する乱流境界層がエンジン推力に悪影響を及ぼさないようにする必要がある。

（２）双胴機

２つの胴体を主翼を介して結合して飛行させる機体が双胴機である [10]。すでに開発済みの機体の胴体を活用することで、比較的低コストで乗客数を倍増することができる機体として発想された（図 8)。ただし、２つの胴体と翼との結合部位に応力が集中する可能性が高く､構造設計に十分な注意を払う必要がある。なお､現在の空港施設を利用する限りは、右側胴体への乗客の乗降に難があり、運用面でも課題がある。大型旅客機の需要増が今後見込まれるようになったときに、改めて検討される可能性がある機体である。

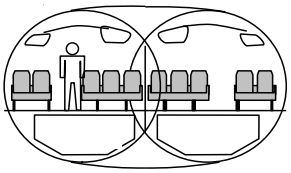

図 7　ダブルバブル型広胴機の胴体断面例

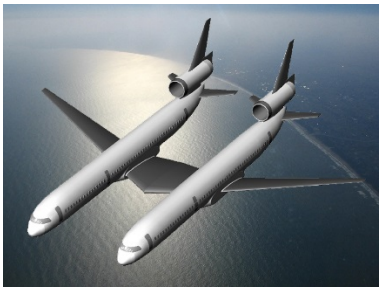

図 8　双胴機 [1)]

３．３　その他の形

ここでは、「Tube and Wing Aircraft」の派生型以外の機体の形についてまとめる。

（１）全翼機、Blended Wing Body 機

胴体はペイロードを搭載するための部位であり飛行機には胴体が必要であるという固定観念から脱却して、胴体と水平尾翼を持たずに主翼のみで機体が構成される全翼（All Wing、Flying Wing）機が発想された。代表例として 1940 年代に飛行した Northrop N-1M が挙げられる。この機体は胴体を持たないため、抵抗の減少と揚抗比の増大ならびに機体総重量の低減が可能となった。しかし通常の水平尾翼方式に比べて飛行安定性が低いために、実用的な機体として定着するには至らなかった。近年になって全翼機の一種として、胴体と主翼を一体化して大量の乗客（400～800 名程度）や貨物を積載する Blended Wing Body 機（BWB 機）の研究 [11)]が進められてきた（図 9）。揚抗比の改善に伴う燃費の向上によって、将来の超大型旅客機の一形態になると期待されたが、前述の全翼機の欠点に加えて、主翼の中に埋もれた幅広の客室からの非常脱出が困難である点や、ダブルバブル型広胴旅客機同様に円筒形ではない客室断面の与圧構造の困難さにより、旅客機として成立するためには多くの研究課題があることも判明している。そのため BWB 機は超大型貨物機あるいは燃料補給機としてまずは使用することが考えられている。なお、最近では米国 NASA を中心として BWB 機は Hybrid Wing Body 機(HWB 機)とも呼ばれている。



図 9　BWB 機 [1)]

（２）結合翼機

結合翼（Joined Wing）機は、後退角を持った主翼と前進角を持たせた水平尾翼を翼端で結合させた機体（図 10）であり、翼端渦の発生を抑えることで機体に働く誘導抵抗を低減することを目的としている [12)]。前述の Strut Braced Wing 機と同様に構造強度の向上により翼厚を薄くすることが可能である。ただし水平尾翼が大型化することによる機体重量

の増大や抵抗の増大の恐れがある。また主翼と尾翼の結合部分での構造設計に注意を払う必要がある。

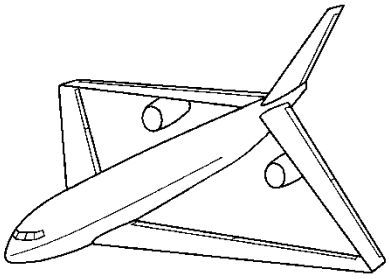

図 10　結合翼機

（3）電動化飛行機

現在、推進機として電動ファンのみを用いる完全電動化飛行機、あるいは従来からの推進機（ジェットエンジン）と電動ファンを組み合わせるハイブリッド型電動化飛行機の検討が盛んに行われている[13]。電動化飛行機の実用化のためには、バッテリーや電動モーターの効率化が必要であり、今しばらく時間はかかると思われる。なお、電動化したといっても飛行機の形自体が大きく変化することはない。推力の確保のために電動ファン（あるいは電気モーターとプロペラの組み合わせ）の個数を増やして、主翼上に配置した機体（Distributed propulsion 方式、図 11）も提案されているが、機体の形としては、推進機の数と配置の違い程度となる。ただし電動化飛行機は、環境適合性向上（地球温暖化防止）を目的としているために、誘導抵抗の低減や揚抗比の向上を実現できる機体形態と組み合わせて提案されることが多く、電動化飛行機は斬新な形状であるというイメージがあることも確かである。

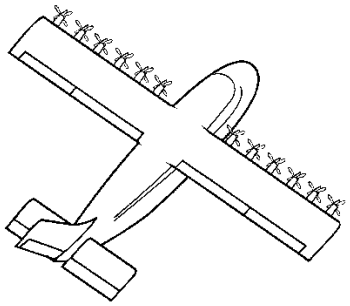

図 11　電動化飛行機（Distributed propulsion 方式）

（4）モーフィング飛行機

モーフィング（Morphing）飛行機とは、鳥の羽のように自由に形状を変化させることのできる飛行機を指している[14]。モーフィング技術は、現在は構造材料面から基礎研究が主に行われている。今のところ翼型断面のような二次元形状を自由に変形させる技術の研究が行われている段階である。将来的には、例えばモーフィング技術を用いて自由に後退角を変化できる主翼の開発が期待されている。可変後退翼機は、後退角変更箇所にピボット機構が用いられているが、その部分の構造力学的課題から民間航空機への適用は考えら

れにくい。一方、このモーフィング技術が実用化すれば、自由に後退角を変化できる主翼が民間機へ適用される可能性がある（図 12)。ただし、現在のところ技術開発の見通しは立っておらず、モーフィング飛行機は、まさに未来の飛行機の形である。

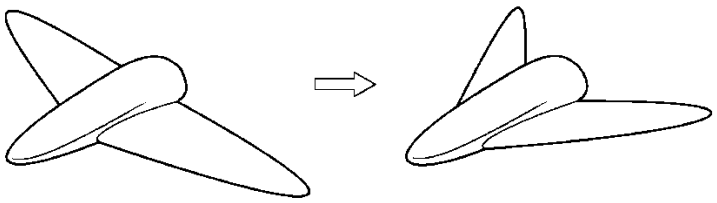

図 12　自由に後退角を変化できるモーフィング飛行機のイメージ図

４．NASA の新しい X-Plane 構想

今後 2050 年代までに旅客数が 3 倍になると予想されていることに対応し、また将来の飛行機からの排出ガスの総量を半減することを目標として、NASA は New Aviation Horizons (NAH)計画を推進している [15]。この中で新たな X-Plane 構想が打ち立てられているので、それについて本章にまとめる。X-Plane では革新的技術やシステムを有した機体を飛行試験することを目的としている。現在の計画では、今後 10 年間で５機の試験機を開発し飛行させることになっている。

そのうちの３機は、亜音速機であり、燃料消費、排出ガス、騒音の全てを低減することを目標としている。それらを実現する機体として、Truss Braced Wing 機（３．１（２）節参照)、ダブルバブル型広胴機（３．２（１）節)、HWB 機（２．３（１）節）が候補に挙がっている。

飛行試験機の４機目は、ハイブリッド型電動化飛行機（３．３（３）節）である。機体の形としては「Tube and Wing Aircraft」が想定されている。この機体の開発に先立って、ジェネラルアビエーション機程度の大きさの完全電動化プロペラ飛行機の飛行試験が近年中に予定されている。

５機目は低騒音型超音速機（Quiet Supersonic Technology (QueSST) 機）である。本稿では超音速機の形については取り上げてこなかったが、超音速飛行時の衝撃波の発生に伴って Sonic Boom と呼ばれる衝撃音が地上に伝播するため、この Sonic Boom を低減することが超音速機開発の最重要課題となっている。QueSST 機は機体形状を工夫することで、低 Boom 化を目指している。なお、我が国では JAXA が D-SEND（低ソニックブーム設計概念実証）プロジェクト [16]として、胴体形状に特に着目して低 Boom 飛行が可能な機体を設計開発し飛行試験に成功しており、低 Boom 化に関して世界の最先端を行く技術を JAXA は獲得している。

NASA が X-Plane として計画している飛行試験機の多くは、本稿で紹介してきた新しい飛行機の形のいずれかに該当している。NAH 計画によって、新しい飛行機の形が持っている様々な技術課題が解決されていく可能性がある。

５．おわりに

本稿では、新しい飛行機の形と題して、これまで提案されてきた種々の形について紹介した。本文で述べてきたように現在の飛行機の主流は「Tube and Wing Aircraft」である。エアラインによる運航の観点からは、一番効率の良い形であると言ってよい。しかしながら、今後、燃料費削減、排出ガス削減（地球温暖化防止）、騒音低減といった社会的要求や諸規制が更に強まっていったときに、この「Tube and Wing Aircraft」では要求や規制を満たすことが出来なくなる可能性がある。そのときには、本稿で取り上げた新しい飛行機の形を持った機体が数多く飛行していることになるであろう。

参考文献

1) 李家賢一、航空機設計法－軽飛行機から超音速旅客機の概念設計まで－、コロナ社、2011.
2) Morris, S. J., Advanced Aerodynamic Configurations and Their Integration into the Airport Environment, NASA TM 109154, 1994.
3) Solyani, M. R., Ghorbanian, K., and Nazarinia, M., Flow Analysis Over and Behind a Wing with Different Winglets Shapes, AIAA paper 2004-723, 2004.
4) Pfenninger, W., Design Considerations of Large Global Range High Subsonic Speed LFC Transport Airplanes, AGARD-R-654, pp.3-63 - 3-75, 1977.
5) Bradley, M. K. and Droney, C. K., Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report, NASA CR–2011-216847, 2011.
6) Putnam, T. W., X-29 Flight-Research Program, NASA-TM-86025, 1984.
7) Boeing Commercial Airplane Company Preliminary Design Department, Oblique Wing Transonic Transport Configuration Development, NASA-CR-151928, 1977.
8) Champion, C., The A380 Programme, ICAS-2006-0.6, 2006.
9) Yutko, B., et. al, Conceptual Design of a D8 Commercial Aircraft, AIAA paper 2017-3590, 2017.
10) Moore, J. W., et. al, Multibody Aircraft Study, Volume 1, NASA-CR-165829-VOL-1, 1979.
11) Liebeck, R. H., Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport, J. Aircraft, Vol. 41, No. 1, 2004, pp.10-25.
12) Wolkovitch, J., The Joined Wing - An Overview, J. Aircraft, Vol. 23, No. 3, 1986, pp. 161-178.
13) 小島孝之、西沢啓、田口秀之、岡井敬一、小林弘明、原田賢哉、水素社会に適応する航空機システムの概念検討、特集 脱化石燃料・水素・電動航空機技術 第 2 回、日本航空宇宙学会誌, Vol. 65, No.4, 2017, pp. 89-95.
14) 玉山雅人、モーフィングに関する動向、日本流体力学会誌ながれ、Vol. 28, 2009, pp. 277-284.
15) NASA, New Aviation Horizons Initiative and Complementary Investments, 2016, https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa-aero-10-yr-plan-508-reduced.pdf.

解説概要一覧に戻る

この解説概要に対するアンケートにご協力ください。
▶アンケート開始

16) 吉田憲司、本田雅久、D-SEND プロジェクトの全体概要、特集 低ソニックブーム設計概念実証プロジェクト第 2 フェーズ飛行試験（D-SEND#2）第 1 回、日本航空宇宙学会誌、Vol. 64, No. 1, 2016, pp.3-8.