

エンジン翼形態系の可能性開拓

The possibility development of form system of engined wing

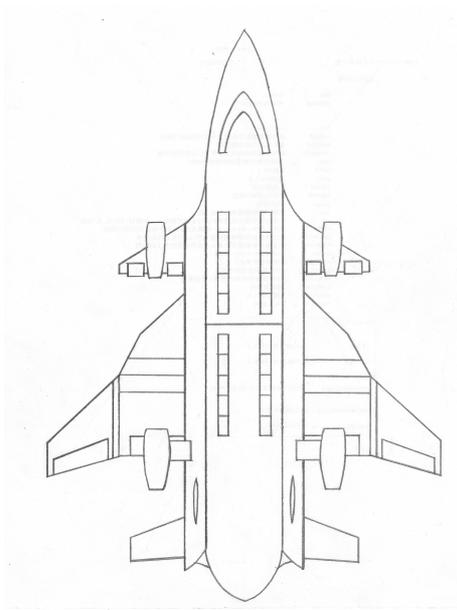
○衣川 撰哉
Setsuya Kinugawa

Abstract:For development of engined wing by unmanned vehicle,that dominates the operational productivity of general transport used for unlimited operation,the basic construction of engined wing with wing system having jointed lattice structure is shown and the structure is expressed parametrically to give an impetus to the advance of study of the effective form changing process of the structure.

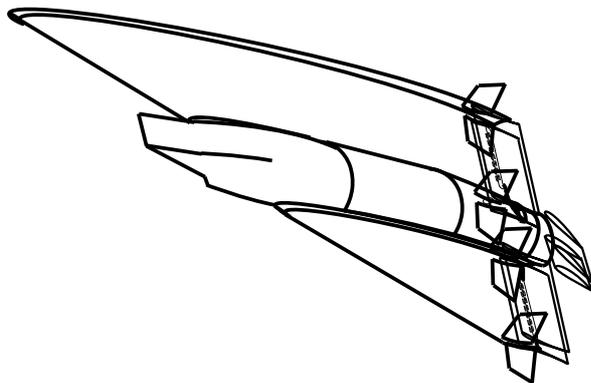
Key Words:Aircraft,Wing,Exhaust,Flap,Structure

1.序

非限定運用に供する汎用輸送機(第1図参照)の運用生産性を支配するエンジン翼(第2図参照)を無人機にて開拓する際、構成探索の第1段階で形態系の設定を行う。このため、広範囲な非限定飛行系において低燃費で高い加速度の任意性が求められるエンジン翼の基本構成と作動効果の狙いを明確化する。そして、基本構成の翼体系の骨格を成す関節格子機構を具体化する。



第1図 SKR-2 平面図



第2図 エンジン翼の外観

2.基本構成

第3図、第4図に示す通り、翼根を形成する翼根基部が胴体側面に取付角可変に回転支持される。翼根基部の後端部上、下にはオーギュメンターフラップを支持する端板が取付けられる。端板にはオーギュメンターフラップの端部を迎角可変に回転支持しスパン方向に垂直な面内で位置を変更できる回転支持機構が設けられる。

翼根基部に支持体が結合され、内翼が支持体を内包して支持体の翼根側と翼端側で支持体に固定される。そして全体構成を保持する保持体が支持体の翼端側に結合される。更に保持体の翼端側に外翼が結合される。

内翼は、エンジンの側方排気を後方へ導く内翼排気ノズルと、外気をインテークに導く内翼吸気ダクトを有する。

内翼排気ノズルは内翼の後縁に沿った排出口を有する。そして、内翼吸気ダクトを内翼ノズル外面と共に形成する内翼整流覆が内翼ノズルを覆う。内翼整流覆は内翼ノズルの排出口に沿って接合するノズル接合部を有し、ノズル接合部上、下には外気を内翼吸気ダクト内に導くダクトスリットが設けられる。更に、内翼表面を形成する内翼外皮が内翼整流覆を覆う。内翼外皮は内翼整流覆のノズル接合部に沿って接合する内翼後縁部を有し、内翼後縁部上、下にはノズル接合部のダクトスリットと重なり外気をダクトスリットに導く内翼スリットが設けられる。

外翼は、エンジンの側方排気を後方へ導く外翼ノズルと、外気をインテークに導く外翼吸気ダクトを有する。

外翼ノズルは外翼の後縁に沿った排出口を有する。そして、外翼吸気ダクトを外翼ノズル外面と共に形成する外翼整流覆が外翼ノズルを覆う。外翼整流覆は外翼ノズルの排出口に沿って接合するノズル接合部を有し、ノズル接合部上、下には外気を外翼吸気ダクト内に導くダクトスリットが設けられる。更に、外翼表面を形成する外翼外皮が外翼整流覆を覆う。外翼外皮は外翼整流覆のノズル接合部に沿って接合する外翼後縁部を有し、外翼後縁部上、下にはノズル接合部のダクトスリットと重なり外気をダクトスリットに導く外翼スリットが設けられる。外翼の翼端部上、下には、オーギュメンターフラップを支持する端板が取付けられる。端板にはオーギュメンターフラップの端部を迎角可変に回転支持しスパン方向に垂直な面内で位置を変更できる回転支持機構が設けられる。

保持体は内、外側各結合盤を中央結合部材が結合してなる。内、外側各結合盤は後方吸気ダクトの出口と接

合し外気を導く吸入口が開く。内、外側各結合盤の後端部上、下には、オーギュメンターフラップを支持する端板が取付けられる。端版にはオーギュメンターフラップの端部を迎角可変に回転支持しスパン方向に垂直な面内で位置を変更できる回転支持機構が設けられる。

内側結合盤に支持体の翼端側が結合される。外側結合盤に外翼が結合される。

保持体の中央結合部材にはガスタービンエンジンが装着され、ガスタービンエンジンの前部に結合するインテークとガスタービンエンジンの後部に結合する排気部とガスタービンエンジンの上下を整流する上、下整流覆が夫々内、外側結合盤に固定される。

上、下整流覆は後縁付近に外気吸入用の整流覆スリットが開く。そして上、下整流覆の内面と内、外側結合盤の内面がガスタービンエンジンの外面との間に外気をインテークに導く吸気風路を形成する。

インテークは前方と側方の両方から外気を吸入でき、前方、側方共吸入気流を調整できる。

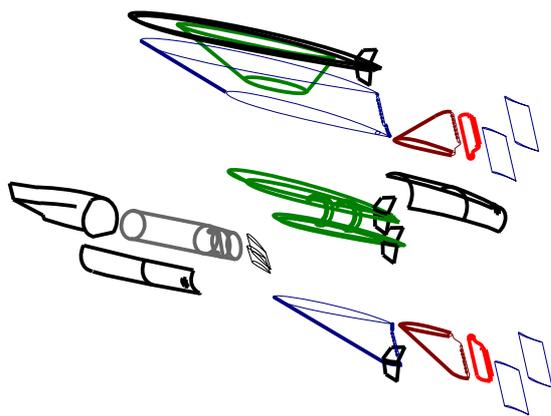
排気部は、排気方向を後方と側方で切替える切替部にテールパイプが接続し、テールパイプに取付角可変の2次元ノズルが装着される。

第1 オーギュメンターフラップが、翼根基部と内側結合盤の上方端板の回転支持機構で左右を支持されて内翼上方に配される。

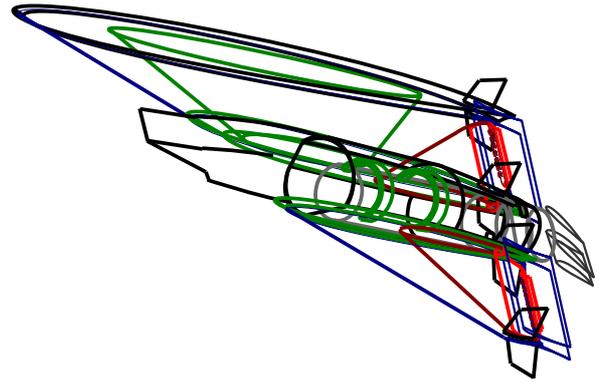
第2 オーギュメンターフラップが、翼根基部と内側結合盤の下方端板の回転支持機構で左右を支持されて内翼下方に配される。

第3 オーギュメンターフラップが、外側結合盤と外翼端の上方端板の回転支持機構で左右を支持されて外翼上方に配される。

第4 オーギュメンターフラップが、外側結合盤と外翼端の下方端板の回転支持機構で左右を支持されて外翼下方に配される。



第3図 エンジン翼の展開図



第4図 エンジン翼の全体透視図

3. 吸排気の作用効果

第5図に示す通り、エンジン作動中、内、外翼の各スリットから吸入された外気は後方吸気ダクトから吸気風路を通過してインテーク側方からエンジンに吸入される。そして内翼上面の気流はスリットへの吸入によって加速され、揚力増大、高迎角剥離の遅延化の効果を生じる。

上、下整流覆の各スリットから吸入された外気は吸気風路を通過してインテーク側方からエンジンに吸入される。そして上、下整流覆の後部表面における気流が加速され乱流の発生が低減される。

エンジン排気の後方／側方は速度、高度に応じて切替選択する。

エンジン排気方向を側方を選択する場合

エンジン排気は翼内ノズルにより速度調節され後方に排出される。その際排気熱が翼内ノズル内面から後方吸気ダクト内の吸気に伝達される。エンジン排気から熱を得た後方吸気は高温高压となり、後方吸気ダクトおよび吸気風路の壁面との摩擦により推力を加勢しつつインテーク側方よりエンジンに供給され、燃費を低減する。

一方、エンジン排気は内翼、外翼表面の流れを後縁において加速してオーギュメンターフラップに対する2次流れを生成する。オーギュメンターフラップは2次流れの中で推力、揚力を増大する。

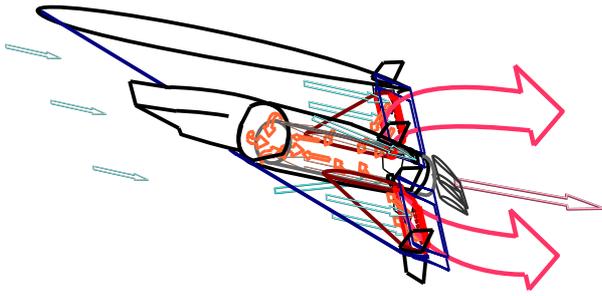
内翼、外翼表面の流れが大きくなりエンジン排気が加速できなくなればエンジン排気を後方に切替える。

エンジン排気方向を後方を選択する場合

エンジン排気はテールパイプを通過して直接後方に排出される。その際排気熱がテールパイプ内面から吸気風路内の吸気に伝達される。エンジン排気から熱を得た後方吸気は高温高压となり、吸気風路の壁面との摩擦により推力を加勢しつつインテーク側方よりエンジンに供給され、燃費を低減する。

2次元ノズルは排気を速度調節すると共に上下方向に偏向する。

第1、第2 オーギュメンターフラップ、第3、第4 オーギュメンターフラップは夫々内翼、外翼の後部で操縦翼面として機能する。



第5図 吸排気作用図

4. エンジン翼の空力制御

エンジン翼の空気力は、胴体への取付角、エンジン出力、インテーク開度、排気切替、2次元ノズルの角度、翼体系の操作により制御される。その際、2次元ノズルと翼体系(内翼、外翼、オーギュメンターフラップ群を総称する)が連携して弾性変形が制御され、燃費の増大を抑えつつ空力合力の任意性を高める。

5. 形態系の設定

構成探索の第1段階である形態系の設定を行う。そのため基本構成においてインテークの吸入調整、2次元ノズルの操作と連携して形態変形する翼体系を具体化する。

翼体系は固定形態としてのオーギュメンターフラップの迎角と位置の操作だけでなく、全体的で精細な形態過程を可能とすることにより低燃費で空力制御能力を高めることを狙う可変表面力物体の系である。

次の3種類からなる翼体系の形態過程を考慮して具体化する。

1. 基準形態(翼型分布)の最適化
2. 空力弾性現象への対応
3. 空気合力による加速度の変更(操縦操作の反映)

内翼、外翼、オーギュメンターフラップ群はいずれも骨組を可変形成する関節格子機構を可撓スキンの覆って形成される。

関節格子機構は第6図に示すように、コード方向部材を連結して翼型を形成した複数の翼型機構(第6図下)と、スパン方向部材および支持部材を連結して形成した複数のスパン断面機構とを連結して形成される。

コード方向部材は伸縮可能であり両端に他のコード方向部材と連結し翼型の面内で回転可能な関節を有する。そして、コード方向部材には後端側関節の回転角保持機構。伸縮機構、配線その他が内蔵される(第6図左上)。

スパン方向部材は伸縮可能であり両端に翼型機構のコード方向部材と連結し上下方向に回転可能な関節を有する。そして、スパン方向部材には両端の関節の回転角保持機構。伸縮機構、配線その他が内蔵される

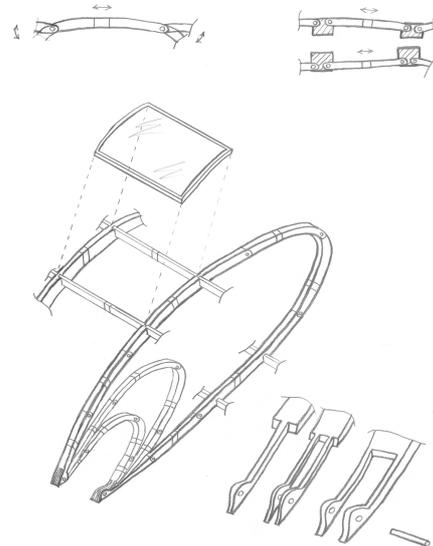
(第6図右上)。

可撓スキンはスパン方向およびコード方向部材と接合し、関節格子機構の動きに従って表面の形状を変化させる(第6図中)。

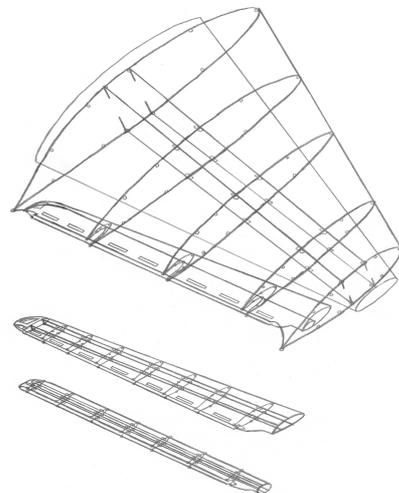
内翼は、関節格子機構(第7図)が支持体のスパン方向両端で上下方向の支持部材により両端支持される。そして可撓スキンにより翼内ノズル、ダクト形成覆、内翼表面が形成される。

外翼は、関節格子機構(第8図)が外側結合盤で上下方向の支持部材により片持支持される。そして可撓スキンにより翼内ノズル、ダクト形成覆、外翼表面が形成される。

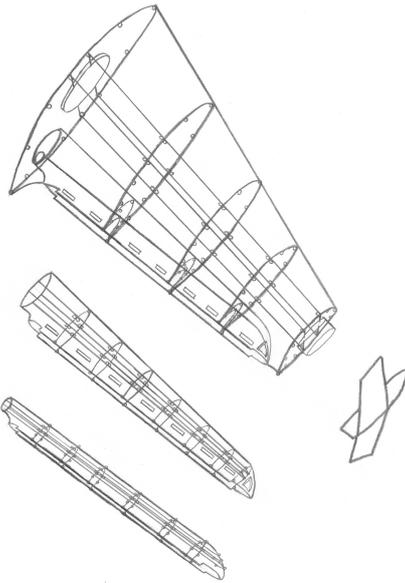
各オーギュメンターフラップは、関節格子機構(第9図)がスパン方向両端の上下方向の支持部材により端版の回転支持機構に両端支持される。そして可撓スキンにより翼表面が形成される。



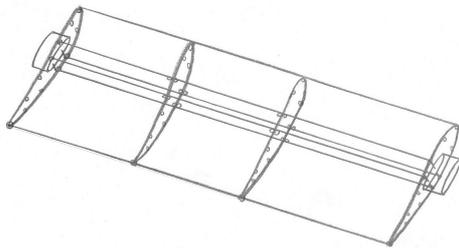
第6図 関節格子機構の細部



第7図 内翼の関節格子機構



第8図 外翼の関節格子機構



第9図 オーギュメンターフラップの関節格子機構

関節格子機構の量的表現

翼面曲線の付与

コード方向部材は翼表面側が翼型形状の部分曲線を有する. 部分曲線は伸縮範囲を有する.

スパン方向部材は翼表面側がスパン方向部材の連結方向に沿った翼の断面形状の部分曲線を有する. 部分曲線は伸縮範囲を有する.

上下方向の支持部材は直線形状を有し, 上下方向の伸縮範囲を有する.

パラメータ群の導入

添字 p は, 内翼 I , 外翼 O , 第1, 2, 3, 4 オーギュメンターフラップ 1, 2, 3, 4 である.

翼型機構の数 M_p

翼型機構番号 $j=1 \sim M_p$

第 j 番目の翼型機構のコード方向部材数 $N_{p,j}$

各翼型機構のコード方向部材番号 i

コード方向部材の部分曲線 $f_{p,i,j}$

コード方向部材の後端側関節の回転角 $\theta_{p,i,j}$

スパン断面機構の数 K_p

スパン断面機構番号 $k=1 \sim K_p$

各スパン断面機構の
スパン方向部材番号 $l = 1 \sim 2(M_p - 1)$

スパン方向部材の部分曲線 $g_{p,l,k}$

スパン方向部材の
両端の関節の回転角 $\varphi_{p1,l,k} \quad \varphi_{p2,l,k}$

各スパン断面機構の
支持部材番号 $m_p=1 \sim 4$

6. 結論

無人機によるエンジン翼の開拓の第一段階である形態系の設定を試み, 特に翼体系の関節格子機構を具体化し, 部分曲線とパラメータ群を導入した.

7. 今後の課題

関節格子機構のパラメータ群と翼体系の形態座標の関係を見出し, コードおよびスパン方向部材の本数が少なく形態過程の自由度の大きい関節格子機構の探求が必要である.

そしてパラメータ操作を効率化するための空力的基礎研究を実現していく必要がある.

8. 参考文献

1. 航空機研究室 (衣川撰哉 個人ホームページ)
<http://www5.ocn.ne.jp/~knkouken/>