

超音速機概念設計ツール CAPAS の開発

牧野好和

宇宙航空研究開発機構

牧本卓也

菱友システムズ

Development of CAPAS, Conceptual Design Tool for Supersonic Aircraft

by

Yoshikazu Makino(Japan Aerospace Exploration Agency)
and Takuya Makimoto(Ryoyu systems Co.,Ltd.)

ABSTRACT

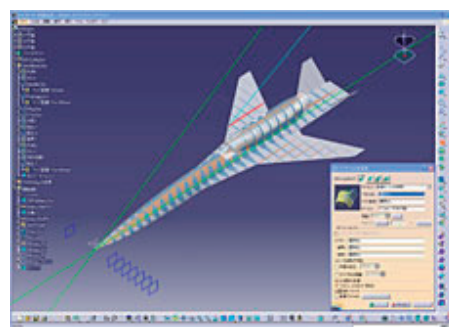
A new design system called CAPAS(CAD-based Automatic Panel Analysis System) has been developed for design automation in the S-cube (Silent SuperSonic) program at JAXA. CAPAS has a java-based GUI(Graphical User Interface) for designers to use it easily and effectively. The system comprises 4 design processes; geometry definition of airplane components, airplane CAD model generation, aerodynamic analysis, and sonic-boom analysis. The geometries of some airplane components defined by a designer are combined in a full airplane configuration automatically by CAD-based program that utilizes the geometry definition API(Application Programming Interface) of CATIA® V4/V5. The A502 Panair analysis is executed in this system after setting the analysis parameters such as Mach number or angles of attacks. The near-field pressure signatures calculated by A502 analysis as well as force data is extrapolated to the ground by the Thomas code based on a modified linear theory to estimate the sonic-boom.

1. はじめに

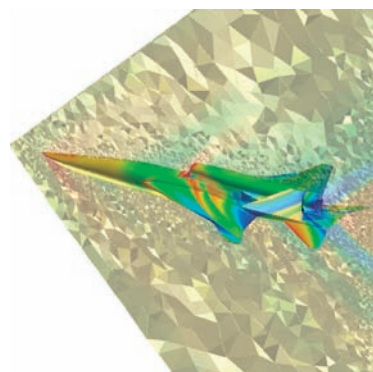
宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 超音速機チームでは超音速機のソニックブーム低減技術の飛行実証を第一の目的とする研究機プログラム「静粛超音速研究機¹⁾」の研究開発を進めている。本プログラムにおいては、「コンピュータによる多分野統合・多目的最適設計技術」が静かな超音速旅客機を実現する鍵となる技術と位置付けているが、その様な最適設計技術を活用する際には、図1に示す CAD 等を用いた機体形状定義や CFD 解析用の計算格子作成、あるいは構造解析用のモデル作成などの作業が必要となるため、これらの作業を含む「設計プロセスの自動化」が重要となる。なぜならば、この様な作業を手作業で行おうとすれば、そこで一旦最適設計サイクルを止める必要があるため人手も時間も要することになる上、ランダムサンプリングをベースとする遺伝的アルゴリズムや、勾配法であっても設計変数の多い最適化手法においては現実的には最適設計が困難となると考えられるためである。

そこで静粛超音速機プログラムにおいては、研究機概念設計ツールとして線形パネル法を利用した自動空力解析ツール「CAPAS」(CAD-based Automatic Panel Analysis System)の開発を行った。CAPAS は、胴体形状や主翼形状等の要素形状定義からパネル法解析に必要な機体表面パネルを作成する過程を、CAD ソフトウェア CATIA®の API を利用することにより自動化している。また JAVA をベースとした GUI により、機体要素形状定義作業を使いやすくするとともに、縦 3 分力データの自動表示や超音速機のソニックブーム解析等の空力解析後処理機能を組み込み、設計者が扱いやすいツールとすべくツール開発が行われている。

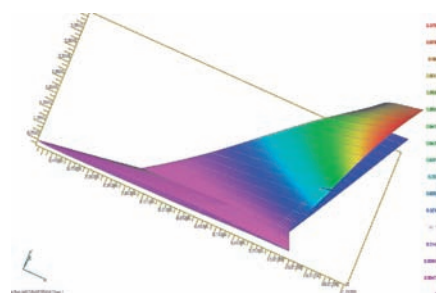
本論文では、CAPAS の構成と GUI、および CAPAS に組み込んだ CAD ベースの自動パネル生成プログラム PANAUTO の開発について述べる。特に PANAUTO の開発においては、Surface モデルを取り扱う CATIA V4 をベースとした PANAUTO V4 と、Solid モデルを取り扱う CATIA V5 をベースとして PANAUTO V5 の開発方針の違いについても述べる。



(a) CADモデル作成



(b) CFD 格子生成



(c) 構造モデル作成

図1 コンピュータによる最適設計に必要な作業例

2. CAPASの構成とGUI

今回開発した自動パネル法解析ツール CAPAS のシステム構成を図2に示す。本システムは機体要素（胴体・主翼・尾翼）を定義するプログラム GEOMETRY と各要素形状を組み合わせて全機形状定義（CAD モデル生成）と表面パネル作成を行う CAD ベースのプログラム PANAUTO、空力解析用線形パネル法プログラム及び後処理として超音速機のソニックブームを推算するプログラム BOOM から成っており、それらを統合し、設計者とのインターフェースを担う GUI（Graphical User Interface）が JAVA プログラムによって整備されている。

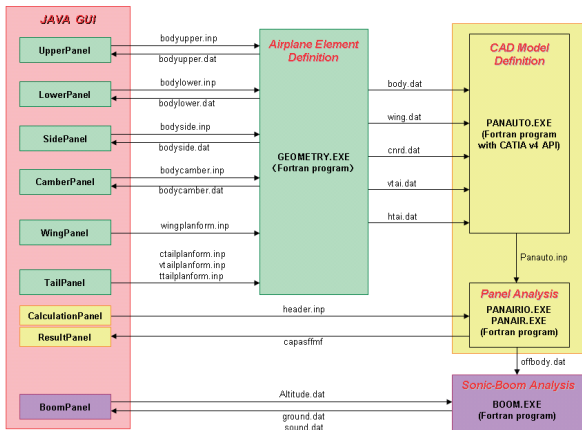
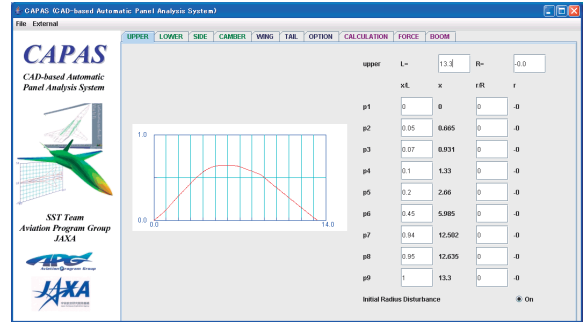
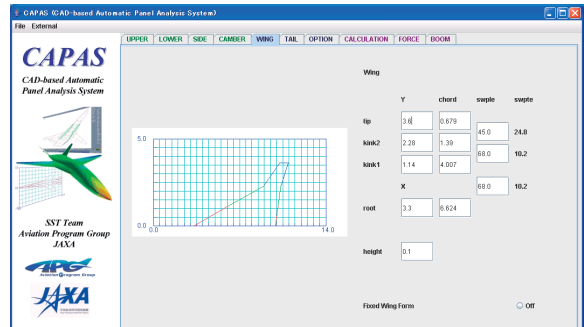


図2 CAPASの構成

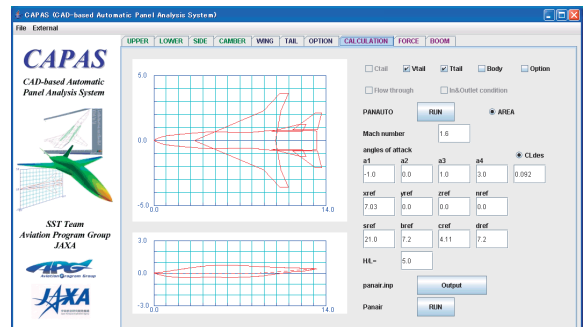
この GUI によって設計者は胴体形状や主翼平面形などの機体形状を定義し、パネル法解析及びブーム解析により空力性能及びソニックブーム強度評価をすることが可能となる。具体的な GUI を図3に示す。図3(a)に示す GUI は胴体形状定義パネルの一例で、胴体上面半径分布が表示されている。パネル上部のテキストボックスに胴体全長と胴体最大径を入力し、パネル中央部のテキストボックスに9点の制御点の座標 (X,R) を入力すると、そこから定義される Akima Spline 曲線²⁾によって半径分布が決められグラフに表示される。また、パネル下部に用意されている 'Initial Radius Distribution' と表示されたラジオボタンを選択することにより、設計者が事前に定義した半径分布曲線（テキストデータ）を読み込み、上記 Akima Spline 曲線との足し合わせで半径分布を定義することも可能である。上記「上面(Upper)」パネルと同様に「側面(Side)」「下面(Lower)」「胴体中央線(Camber)」のパネルが用意されており、各半径分布から胴体断面が上下半楕円で定義される。図3(b)に示す「主翼(Wing)」パネルでは11個のテキストボックスにコード長、スパン長、キंक位置等のパラメータを入力することにより、主翼平面形が2つのキंकを有するクランクアロー翼で定義される。また下部のテキストボックスに主翼取り付け高さを入力することで胴体との相対位置を制御するとともに、胴体パネル同様最下部に 'Fixed Wing Form' と表示されたラジオボタンが用意されており、設計者が事前に用意した主翼データ（翼断面のテキストデータ）を読み込むことも可能である。ただし現状の CAPAS では翼型や Warp³⁾（翼の捻り分布とキャンバ）定義は GUI 化されておらず、GEOMETRY プログラムの読み込みデータであるテキストデータを直接編集するか、事前に Warp 設計された主翼データを先程のラジオボタン選択で読み込むことで反映させる。「主翼」パネルに類似した「尾翼(Tail)」パネルも用意されており、水平・垂直尾翼の定義が可能である。



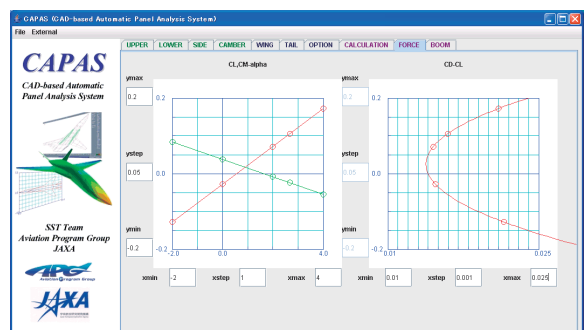
(a) 胴体形状定義パネル



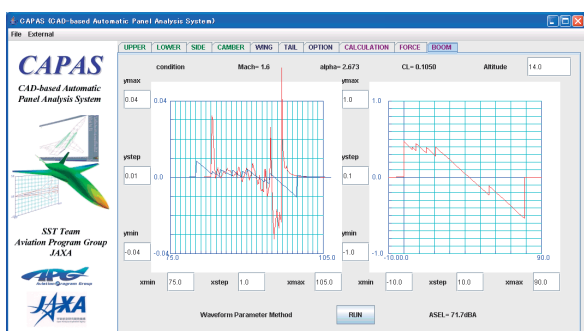
(b) 主翼平面形定義パネル



(c) 空力解析実行パネル



(d) 空力解析結果表示パネル



(e) ソニックブーム解析パネル

図3 CAPASのGUI

上述の胴体・主翼・尾翼パネルは図2中の GOEMETRY プログラムと連動しており、そこで定義された機体構成要素形状は図3(c)に示す「計算(Calculation)」パネル中で PANAUTO に送られて全機 CAD モデルが生成されることになるが、PANAUTO 実行ボタンの上部には機体構成要素がチェックボックススタイルで選択できる様になっており、胴体のみ、翼胴、翼胴尾翼の組み合わせで全機形状 CAD モデルが生成される。また、PANAUTO 実行ボタンの右には'Area'と表示されたラジオボタンが置かれ、これを選択することにより作成された全機 CAD モデルの機軸方向の相当回転体断面積分及びソニックブーム設計用のマッハ面切断断面積分が自動計算される。また、PANAUTO プログラムは全機 CAD モデル作成後に空力解析用のパネル作成も自動で行う。図4(a)に PANAUTO によって作成されたパネルの一例を示す。PANAUTO が終了したら、「計算」パネル中央部に用意されたテキストボックス群に、マッハ数、迎角(最大4ケース)等の空力解析条件や、基準面積、縦横基準長等の機体緒元、ソニックブーム解析用の機体近傍場圧力波形推算位置(H/L)を入力する。その後、線形パネル法解析ツール PANAIR⁴⁾用の入力ファイル作成ボタンをクリックすると、入力した解析条件や PANAUTO により作成された機体表面パネル、近傍場圧力波形を求める点群の座標値等が1つの入力ファイルにまとめられ、「計算」パネル最下部のボタンにより PANAIR による空力解析が実行される。図4(b)に PANAIR によって解析された機体表面 Cp 分布の一例を、図4(c)に近傍場圧力波形推算例示す。PANAIR 解析においては最大4ケースまでの迎角指定が可能であるが、CAPAS においては更に設計 CL 条件指定が可能となっており、「計算」パネル中央部の迎角指定テキストボックスの右に CL 指定 ON/OFF のラジオボタンと CL 指定テキストボックスが用意されている。設計 CL を指定すると通常の PANAIR 解析の後処理として指定された CL 時の迎角を推算してカデータの補間を行うとともに近傍場圧力波形についても設計 CL での波形を他の迎角における推算波形からの補間により求め、設計条件におけるソニックブーム波形を推算することが簡単にできるようになっている。図3(d)に示す空力解析結果表示パネルには PANAIR 解析出力データを読み込んで CL- α , Cm- α 及び Polar 曲線が示される様になっている。最後に「ソニックブーム解析(Boom)」パネルを図3(e)に示すが、本パネルには PANAIR により推算された近傍場圧力波形データ(機体直下)が左のグラフに表示されるが、線形理論に基づく線形パネル法 PANAIR では衝撃波本来の非線形性が考慮されていないため、ソニックブーム推算の前に非線形性を考慮した Aging 補正を行う必要がある。CAPAS では修正線形理論に基づく Whitham⁵⁾の方法に従って衝撃波の模擬を行っている。具体的には下記(1)式で定義される Whitham の F 関数を PANAIR 推算波形の Cp 値から求め、F 関数から(2)式で推算される波形の歪み量を求めて波形を修正する。結果として2値以上の値を有してしまった波形を等面積則に従って補正して衝撃波による不連続的圧力上昇を模擬している。

$$F(x) = \sqrt{\frac{\beta r}{2}} C_p \quad (1)$$

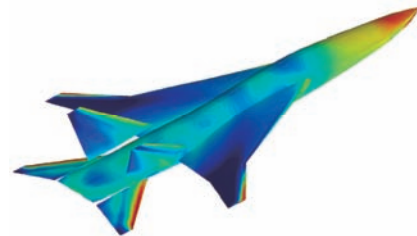
$$\Delta x = -\frac{(\gamma+1)}{\sqrt{2\beta^3}} \sqrt{r} F(x) \quad (2)$$

結果として得られた Aging 補正波形もパネル左のグラフに補正前の波形とともに表示される。続いてパネル右上

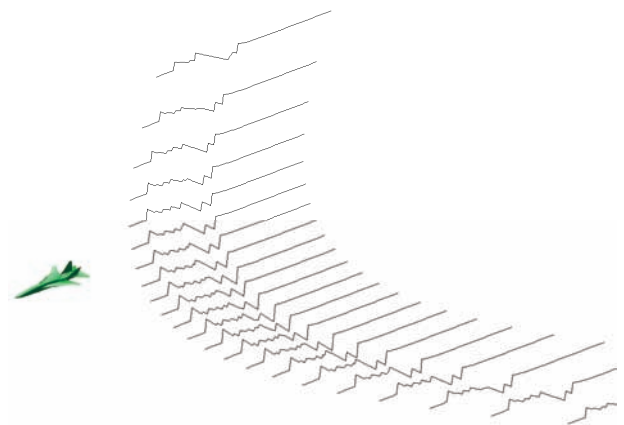
に用意されたテキストボックスに飛行高度を入力した後、パネル下部の Boom 解析ボタンをクリックすると Aging 後の近傍場圧力波形を入力波形として Thomas の波形パラメータ法⁶⁾によって地上におけるソニックブーム圧力波形が推算される。地上波形はパネル右側のグラフに時間を横軸、圧力値を縦軸に表示され、パネル下部には周波数解析により A 特性評価のデシベル値が表示される。



(a) 解析用パネル



(b) パネル法解析結果



(c) 近傍場波形(Aging補正後)解析例

図4 パネル法解析例(静粛超音速研究機)

3. 自動パネル作成ツール PANAUTO

CAPAS に組み込まれている CAD ベースのプログラム PANAUTO とは、点列(points)データとして与えられる胴体・主翼・尾翼等の形状データを CAD ソフトウェア CATIA に取り込み、CATIA の中で点列をつないで胴体断面や翼型等の曲線(curve)モデルを、さらにそれらの曲線をつないで Surface (曲面)モデルを作成し、各要素の曲面モデルを結合・トリミングした後パネル法用のパネルを曲面上に自動的に作成するプログラムである。ここで用いた CATIA には V4 と V5 があり、一般的に CATIA V4 の場合は UNIX 環境、CATIA V5 の場合は Windows 環境で用いられ、それらの API(Application Programming Interface)も異なっていることから PANAUTO も V4 版と V5 版を別々に開発した。

3. 1 PANAUTO V4

CATIA V4はSurfaceモデルをベースとしたCADソフトウェアであり、CATGEO⁷⁾と呼ばれるAPIを備えている。CATGEOはFortranプログラムから呼び出すことが可能な形状定義ライブラリ集であり、CAD操作者がCATIA V4で行う作業のほとんどをプログラムで記述することが可能であり、PANAUTOはCAD操作者が与えられた形状データ(点列データ)からパネル法解析に必要なパネル作成を行う作業をCATGEOにより自動化したプログラムである。その作業内容は上述の通り点列(cst)データから各要素のSurfaceモデルを生成し、要素同士の結合線の抽出・トリミング処理を行った後に、各要素上に指定された間隔で表面パネルを作成してPANAIRの入力フォーマットで出力するものである。図5にPANAUTO V4の作業イメージを、付録1にプログラムソースの例を示す。プログラム中太字で表示されているサブルーチンがCATGEOのライブラリ呼び出し部であり、(x,y,z)の座標値からCADの中に点を作成するgiwptや、その逆にCADの点の座標値を取得するgirmat、平面と曲面の交線を求めるgscxpsなどの機能を組み合わせて作業の自動化が行われる。CATGEOに用意されているライブラリに関しては文献7)が詳しい。

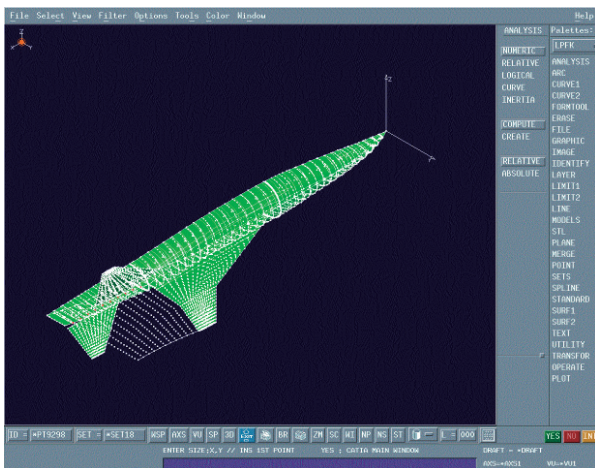


図5 PANAUTO V4 作業イメージ

3. 2 PANAUTO V5

CATIA V5は、Windows上で多く使用されており、そのAPIはVB(Visual Basic)からも扱うことができる。PANAUTO V5はそのAPIを介して外部からCATIA操作を自動的に行うプログラムであり、基本的な作業はPANAUTO V4と同様である。CATIA V5はSolid(固体)モデルを取り扱えるのでPANAUTO V5においてはV4同様に作成されたSurfaceモデルからSolidモデルを作成し、断面計算等に利用している。図6にCATIA V5画面におけるPANAUTO V5の作業イメージを、付録2にプログラムソースの例を示す。プログラム中太字で表示されているものがCATIA V5のAPIであり、V4のCATGEOに相当する形状定義ライブラリがクラスとして用意されている。例えば**Part**はパーツに対するクラスでありCADモデルの更新等に用いられる。また**HybridBody**は形状セットに相当するクラスであり、そのメソッドである**AppendHybridShape**を用いることで形状セットにSurfaceオブジェクト等を登録することができる。具体的な点や曲線や曲面を作るメソッドが用意されているクラスは**HybridShapeFactory**であり、**AddNewPointCoord**, **AddNewSpline**, **AddNewLoft**等のメソッドによってそれぞれ点オブジェクト、曲線オブジェクト、Surfaceオブジェクト等を作成できる。CATIA V5のAPIについては文献8)に詳細が載っている。

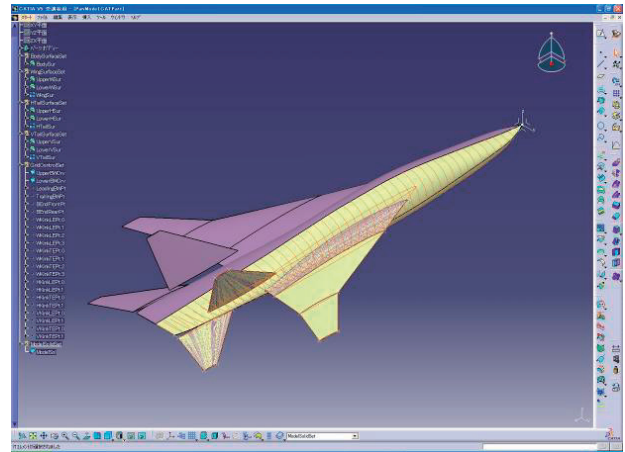


図6 PANAUTO V5 作業イメージ

4. まとめ

CADソフトウェアCATIA V4/V5のAPIを活用した自動CADモデル/空力解析用パネル作成プログラムPANAUTO V4/V5を開発し、線形パネル法PANAIRやソニックブーム推算手法等のプログラムとともにJAVAのGUIに組み込んだ超音速機概念設計ツールCAPASを開発した。本ツールにより、空力解析を専門としない設計者にも機体形状を自由に変更して空力性能やソニックブーム強度を評価することが可能となるとともに、空力解析の前処理・後処理の自動化によって空力解析ツールを最適設計へ適用することが容易となった。

今後はフルポテンシャル解析ツールやEuler CFD解析ツール等のHi-fidelityツールへの拡張を進める予定である。

参考文献

- 1) A. Murakami: Silent Supersonic Technology Demonstrator Program. 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006-1.4.2, 2006.
- 2) Akima, H., "A Method of Univariate Interpolation that has the Accuracy of a Third Degree of Polynomial," ACM Transaction on Mathematical Software, Vol. 17, No. 3, 1991, pp. 341-366.
- 3) Carlson, H.W. and Middleton, W.D., "A Numerical Method for the Design of Camber Surface of Supersonic Wings with Arbitrary Planform," NASA TN D-2341, 1964.
- 4) R. I. Carmichael and L. I. Erickson: PANAIR - A Higher Order Panel Method for Predicting Subsonic or Supersonic Linear Potential Flows about Arbitrary Configurations. AIAA Paper 81-1255, 1981.
- 5) G. B. Whitham: The Flow Pattern of a Supersonic Projectile. Communications in Pure and Applied Mathematics, Vol.5, 1952, pp.301-348.
- 6) C. L. Thomas: Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method. NASA TN D-6832, 1972.
- 7) CATIA.3D Wireframe Version 4 Application Programming Interface Reference Manual Publication No.SH52-0619-14, Dassault Systems, 1995.
- 8) CATIA V5 日本語マニュアル,SK3T-4124-18, http://www-06.ibm.com/jp/manufacturing/prod/catia/v5/v5manual_cd.html#syouga

付録1 : PANAUTO V4 プログラムソース例

主翼面上のパネル作成

```

do j=nint(real(mnwg(i+1))/2.),1,-1
  coord(1)=xwg(i+1,j,1)
  coord(2)=ywg(i+1,j,1)
  coord(3)=zwg(i+1,j,1)
  call giwpt(mnum,coord,jpt(1),ier,*9999)
  call gspopo(mnum,jpt(1),xpln,jpl(1),ier,*9999)
  iedg=0
  call gscxps(mnum,jpl(1),sbdm,iedg,ncv,jcv,ier,*9999)
  call gsoicl(mnum,jcv,jpt(2),jpt(3),ier,*9999)
  nbpt=nnbd(1)+nnbd(2)-1+nnbd(3)-1
  dist=0.
  call pbptpart(jcv,jpt(1),jpt(2),nbpt,dist,points)
  call girmat(mnum,points(nnbd(1)+nnbd(2)-1),lmat,coord,ier,*9999)
  xconf(i,nconf(i-1)+nint(real(mnwg(i-1))/2.)+nint(real(mnwg(i+1))/2.)-j+1)=coord(1)
  yconf(i,nconf(i-1)+nint(real(mnwg(i-1))/2.)+nint(real(mnwg(i+1))/2.)-j+1)=coord(2)
  zconf(i,nconf(i-1)+nint(real(mnwg(i-1))/2.)+nint(real(mnwg(i+1))/2.)-j+1)=coord(3)
end do

```

: 翼面上の点の座標値を定義
 : 座標値からCAD上に点を作成
 : 点を通りある平面に平行な平面を作成
 : 平面と胴体曲面の交線（胴体断面）を求める
 : 交線の両端の点を定義
 : 主翼上の胴体分割点の合計
 : 指定した2点間に等間隔に点を配置
 : 点の座標値を取得
 : 点をコントロールポイントに追加

付録2 : PANAUTO V5 プログラムソース例

点列 → 曲線 → 曲面 作成

```

For i = 0 To (SecNum - 1)
  For j = 0 To (SecPtNum(i) - 1)
  SecPt(i)(j) = HybridShapeFactory.AddNewPointCoord(PtCoord(i)(j, 0), _
    PtCoord(i)(j, 1), PtCoord(i)(j, 2))
  SecPt(i)(j).Name = "BSecPt." & i & "." & j
  Next j
  SecFrame(i) = HybridShapeFactory.AddNewSpline()
  SecFrame(i).Name = "BFrame." & i
  For j = 0 To (SecPtNum(i) - 1)
  SecFrame(i).AddPoint(SecPt(i)(j))
  Next j
  Next i
  Sur = HybridShapeFactory.AddNewLoft()
  With Sur
    .Name = "BodySur"
    .Relimitation = 4
    For i = 0 To (SecNum - 1)
    .AddSectionToLoft(SecFrame(i), 1, Nothing)
    Next i
  End With
  HybridBody.AppendHybridShape(Sur)
  Part.Update()

```

: 座標値から点群を作成(点オブジェクト定義)
 : 点のCATIA上の名前を定義
 : 断面曲線(スプライン)オブジェクトを定義
 : 曲線のCATIA上の名前を定義
 : 曲線の通過点を定義
 : サーフェスオブジェクトを定義
 : サーフェスのCATIA上の名前を定義
 : サーフェスの境界条件定義
 : サーフェスのセクションを定義
 : サーフェスオブジェクトをCATIAに登録
 : CATIAの更新(オブジェクトの表示)