

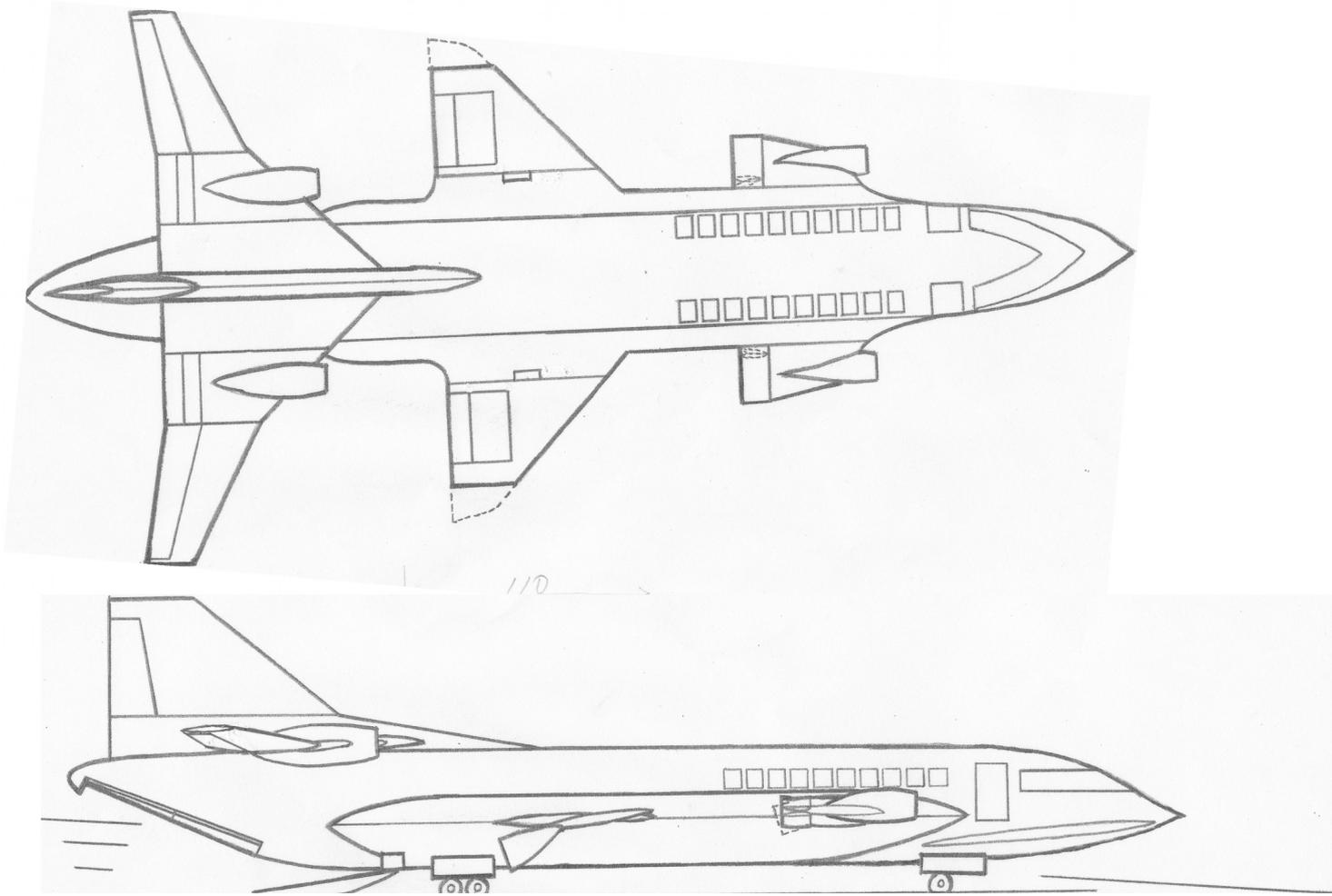
C08 エンジン翼の関節格子機構が空 力弾性現象下で可能な形態過程 自由度の解明のための研究

2019年11月30日

衣川 摂哉

1. 研究の背景

エンジン翼クオッド型機動翼付汎用輸送機の場合の概念例

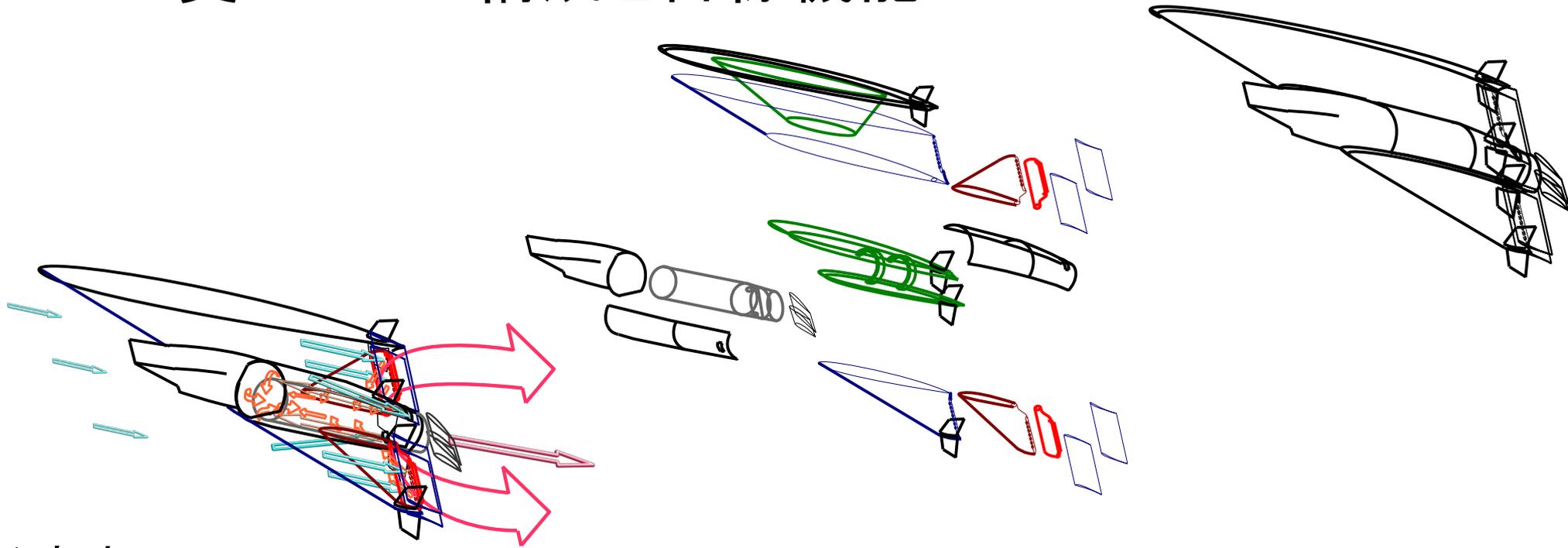


V/STOL, 高速巡航, 地面効果を低燃費で実現する設計を可能とし, 公共チャーター運用における高い運用生産性を目指す.

公共チャーター運用に適した汎用輸送機
の運用生産性を高める要素技術

後方吸気—排熱回生機能を有するエンジン翼EW-2

エンジン翼EW-2の構成と目標機能



低速時

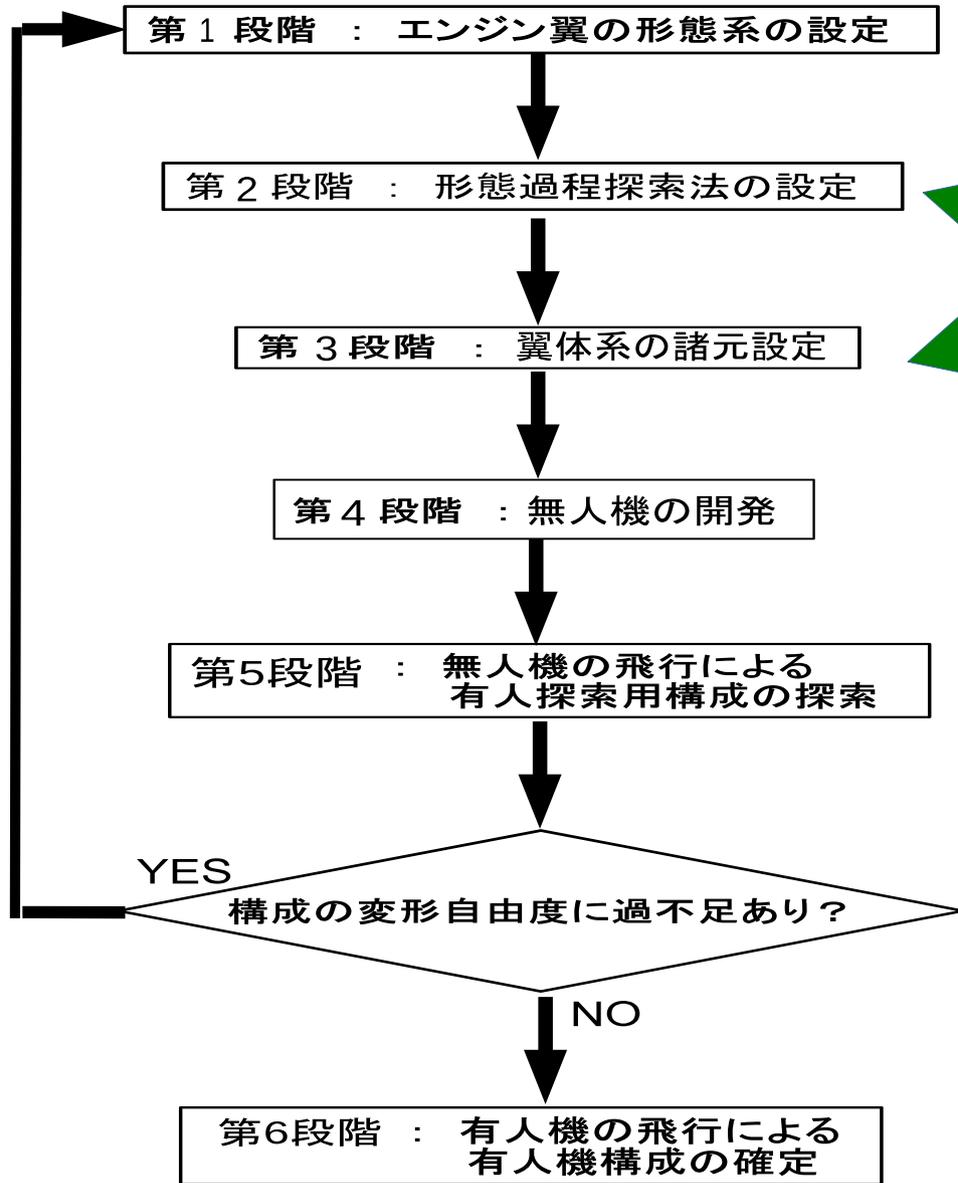
エンジン排気を内外翼後縁部のノズルに導き、ノズルを覆う吸気ダクトにより後縁部からの吸気に排気熱を伝達し、加熱吸気をエンジン前部へ導く。後方吸気により内外翼表面の気流を加速し後縁部のオーグメントフラップと共に推力、揚力を増大する。

高速時

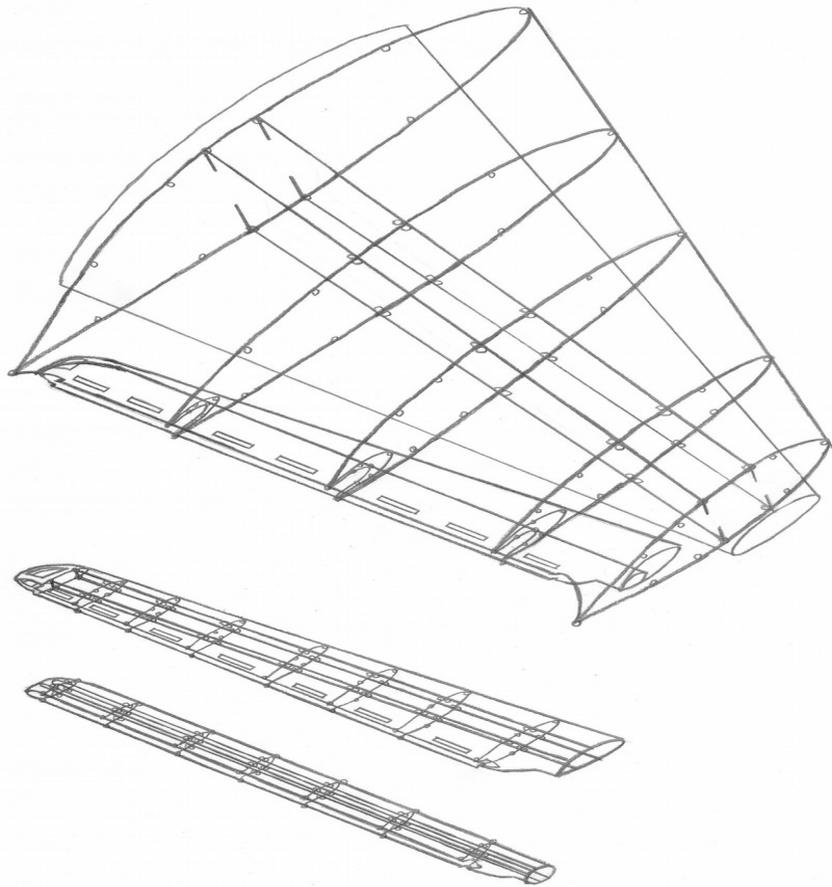
エンジン排気を直接エンジン後部の2次元ノズルより放出し、2次元ノズル付近からの後方吸気に排気熱を伝達し、加熱吸気をエンジン前部へ導く。オーグメントフラップは内外翼後縁部で閉じ操縦翼面となる。

広範囲の速度において加速度ベクトルの任意性と低燃費を目指す。

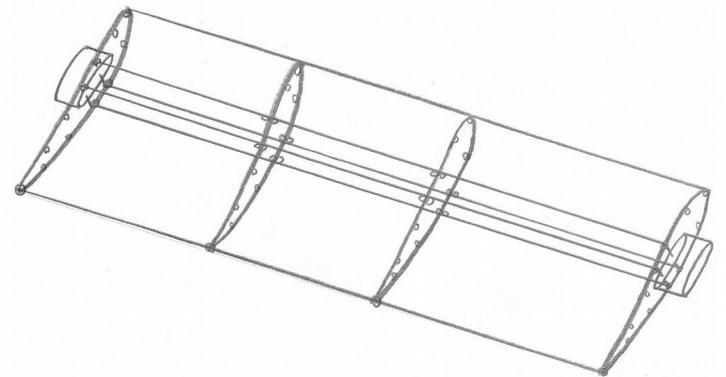
エンジン翼の開発法



広い速度範囲で空力弾性現象下での形態過程自由度が高い構成を求める



第 図 内翼の関節格子機構

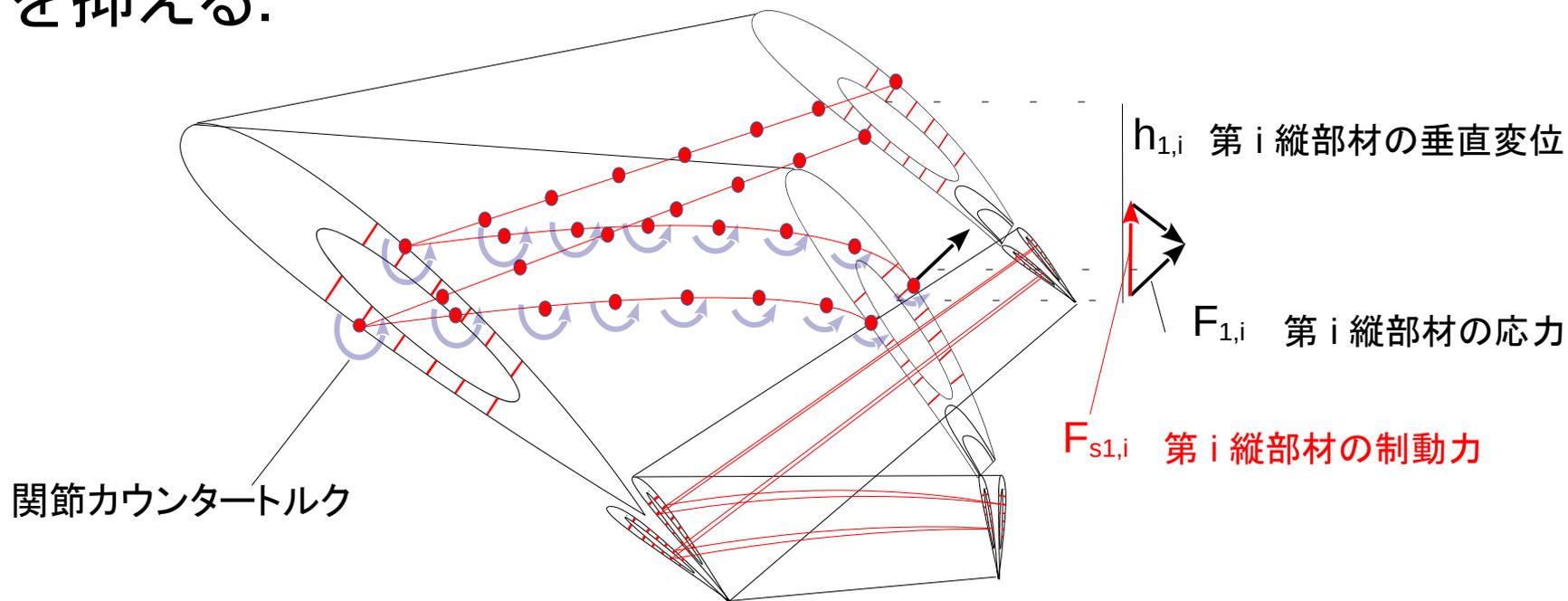


第 図 オーグメントフラップの関節格子機構

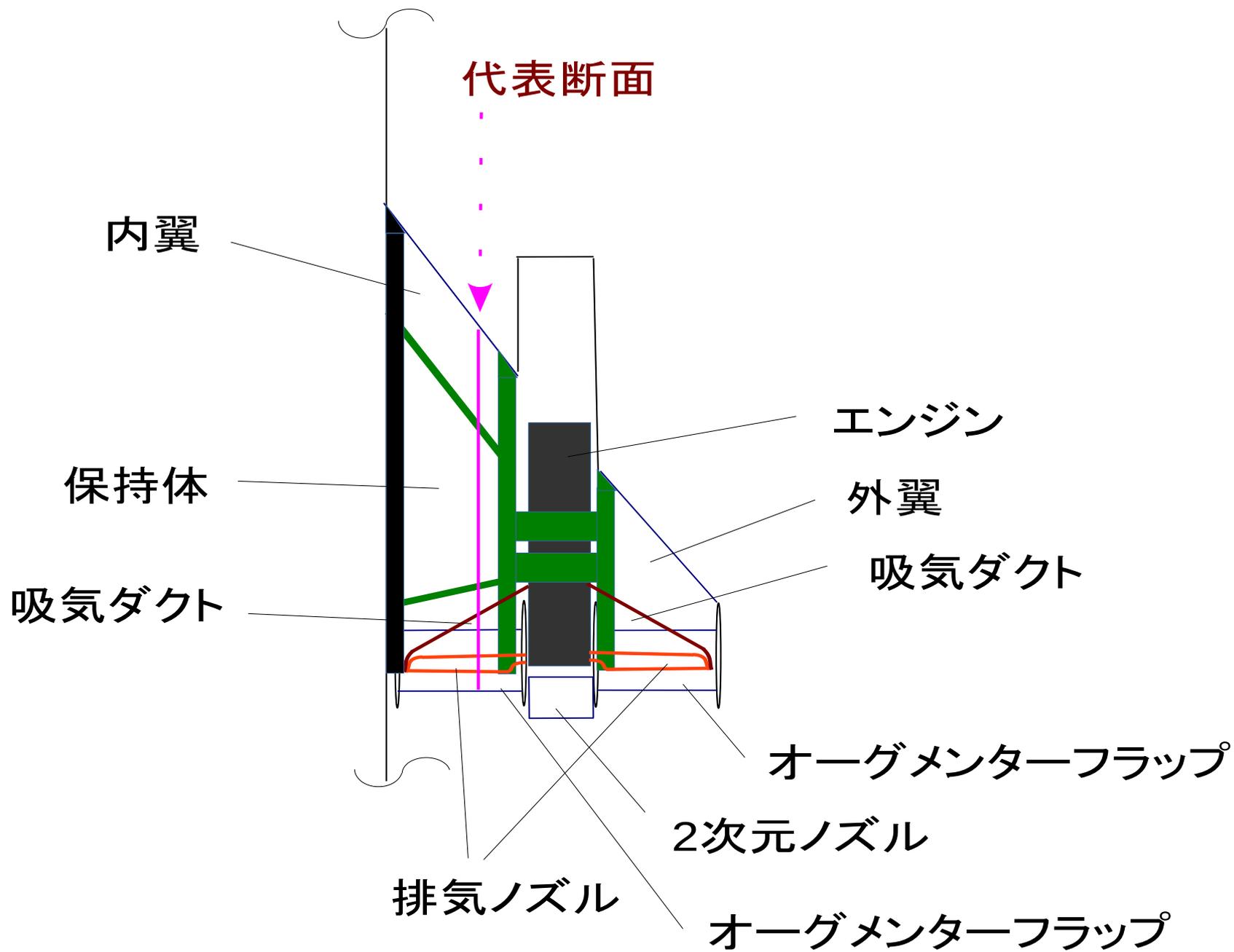
高速飛行状態

高速飛行状態ではエンジン排気は直接後方より排出され、内、外翼の各後方で夫々上下オーグメントフラップが閉じた状態で一体的に回転支持される。

エンジン翼の曲げ、捩りに伴って横断面機構の関節にカウンタートルクを発生させることによって翼端側縦部材に制動力が生じ、曲げ、捩りの振幅及び中立位置付近での速度を抑える。

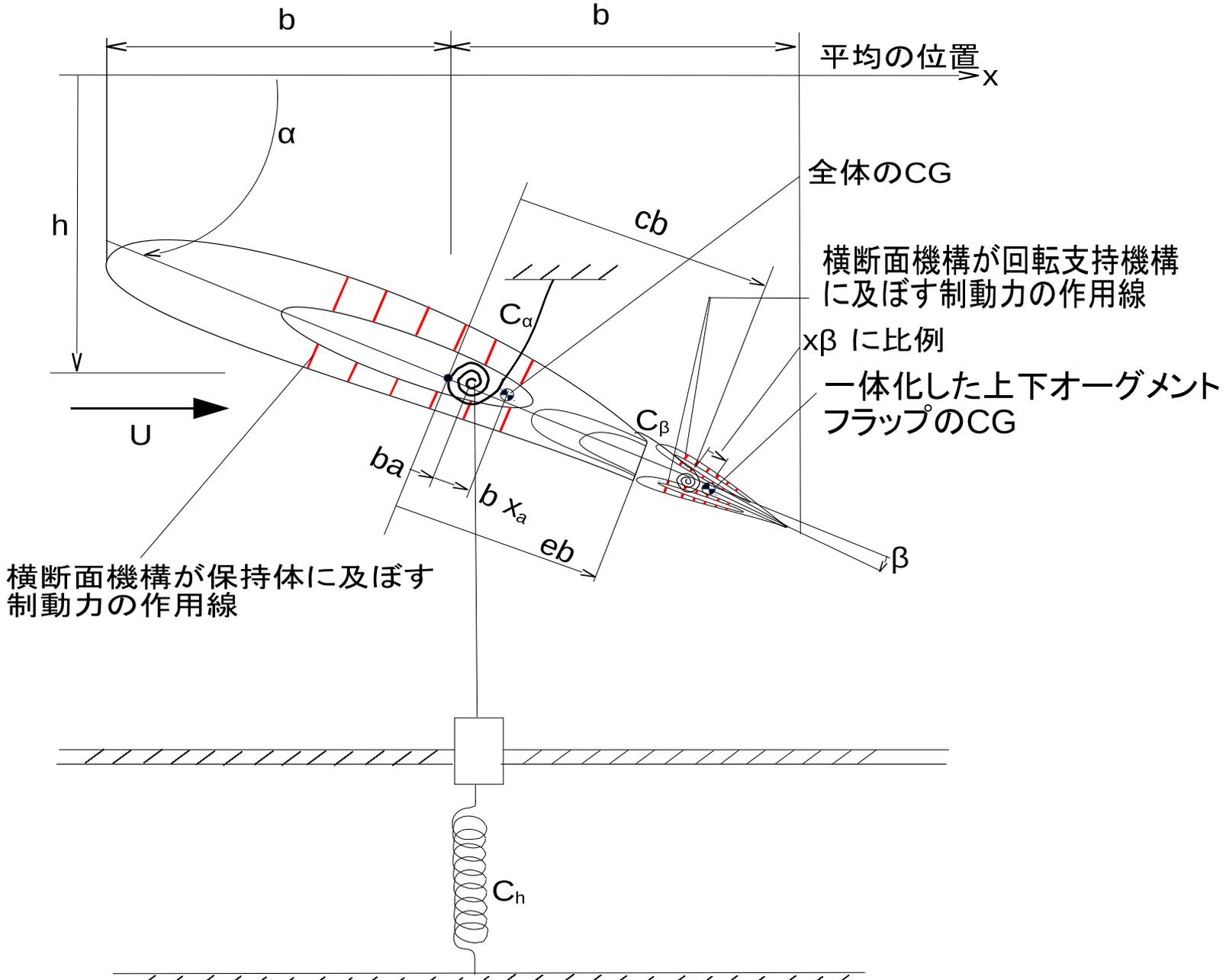


第 図 内翼の制動力発生の説明図



エンジン翼EW-2の平面概略透視図と代表断面位置

代表断面位置の単位スパンについて関節フリー状態で弾性軸に関し弾性特性を与える。



フラッタ解析に断面位置の単についての数学

2.研究の本題

関節格子機構の形態過程は、

最適の巡航形態を実現する基準化過程に対し、
空力弾性現象を抑える空力弾性対応過程が重ね合わされ、

更に目標加速度ベクトルを実現するための操作過程が重ね合わされる。

そして、空力弾性現象に受動的に反応する空力弾性対応過程である受動過程と、

操縦により能動的に基準化過程及び操作過程を生成する能動過程

が相互に影響して合成される。

受動過程の想定の下に可能な能動過程の自由度の把握・解明を試みる。

横関節の関節角

j : 横関節番号($1 < j < J$)

$\varphi_j(t)$: 時刻 t における横関節角

$D^0 \varphi_j (\varphi_j^I < \varphi_j < \varphi_j^O)$: 横関節角可動範囲

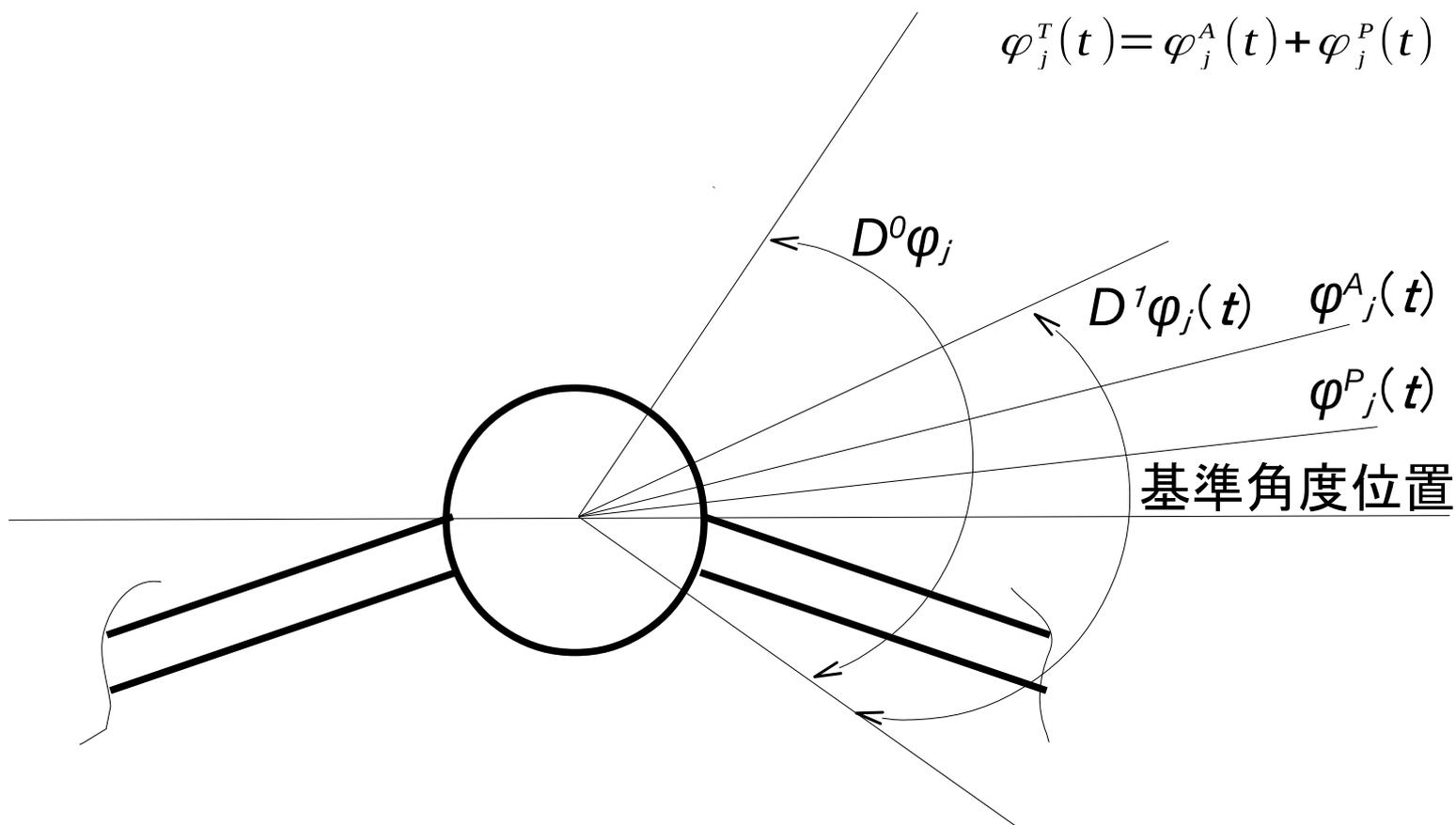
$\varphi_j^P(t)$: 時刻 t における目標受動横関節角

TQ_j : トルク限界

$D^1 \varphi_j(t)$: $\varphi_j^P(t)$ の許容範囲

$\varphi_j^A(t)$: 時刻 t における目標能動横関節角

$\varphi_j^T(t) = \varphi_j^A(t) + \varphi_j^P(t)$: 目標合成横関節角



無人機に適用するエンジン翼をフラッタを回避できる構成とし、
広い速度範囲で空力弾性現象下において形態過程の自由度を高める。

エンジン翼の保持体の曲げ、捩りを抑制する効果は縦断面機構よりも横断面機構において支配的である。



横断面機構が保持体の曲げ、捩りを抑制する受動操作に重ね合わせる能動操作による形態過程の自由度の解明を試みる。

飛行中の横断面機構の関節作動方法

$\varphi_j(t)$:時刻 t における横関節角

$D^0\varphi_j(\varphi_j^l < \varphi_j < \varphi_j^o)$:横関節角可動範囲

$\varphi_j^p(t)$:時刻 t における目標受動横関節角

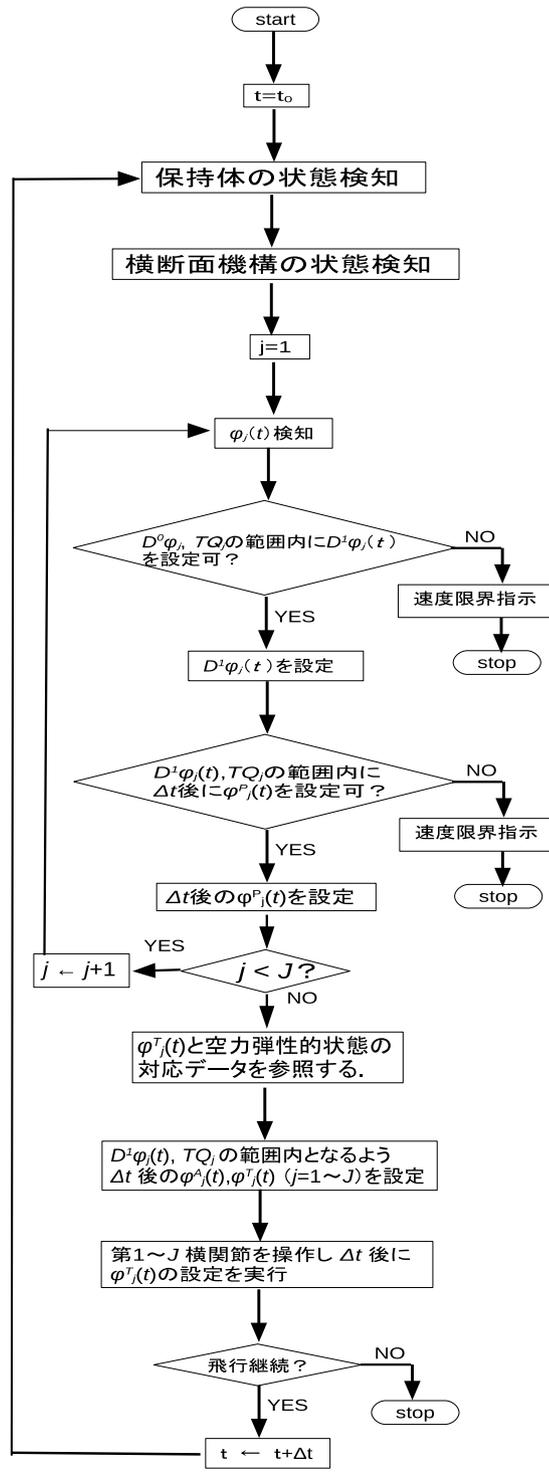
TQ_j :トルク限界

$D^1\varphi_j(t)$: $\varphi_j^p(t)$ の許容範囲

$\varphi_j^A(t)$:時刻 t における目標能動横関節角

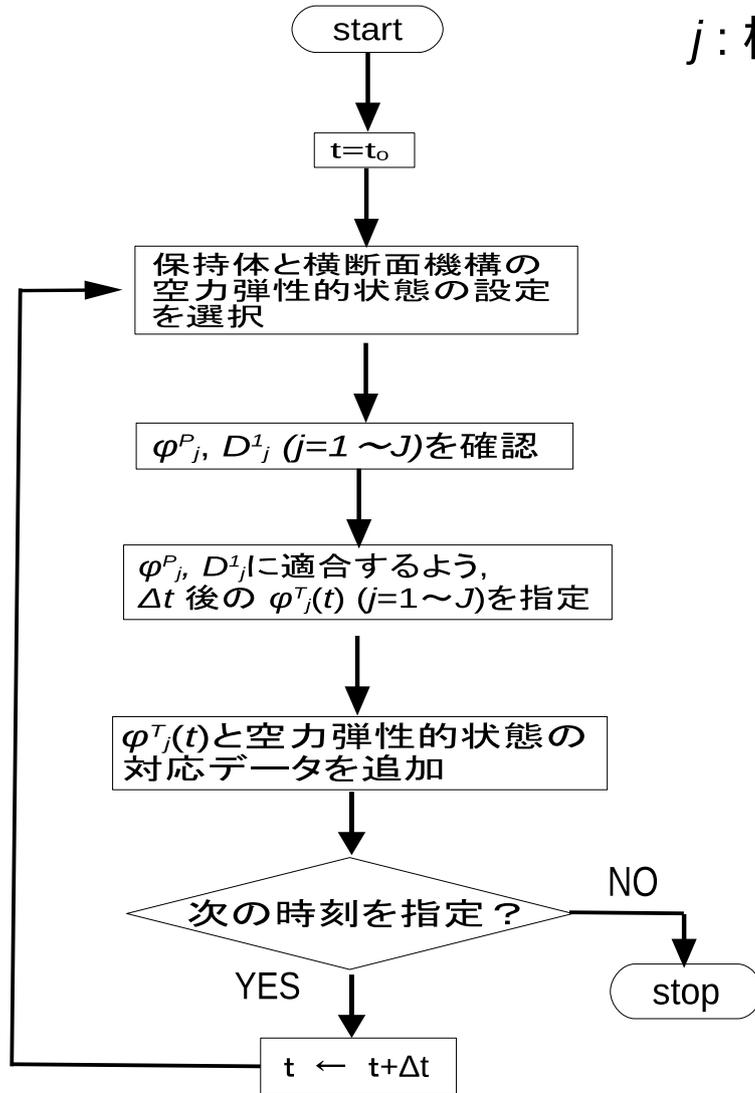
$\varphi_j^T(t) = \varphi_j^A(t) + \varphi_j^p(t)$:目標合成横関節角

j : 横関節番号 ($1 < j < J$)



$\varphi_j^T(t)$ と空力弾性的状態の対応データの集積

j : 横関節番号($1 < j < J$)



$\varphi_j(t)$:時刻 t における横関節角

$D^0 \varphi_j(\varphi_j^l < \varphi_j < \varphi_j^o)$:横関節角可動範囲

$\varphi_j^p(t)$:時刻 t における目標受動横関節角

TQ_j :トルク限界

$D^1 \varphi_j(t)$: $\varphi_j^p(t)$ の許容範囲

$\varphi_j^A(t)$:時刻 t における目標能動横関節角

$\varphi_j^T(t) = \varphi_j^A(t) + \varphi_j^p(t)$:目標合成横関節角

3.結論

エンジン翼の保持体の曲げ, 捩りを支配的に抑制する横断面機構について

飛行中, 受動操作に重ね合わせる能動操作を実現するため

横断面機構の関節作動方法の概略アルゴリズムを考案した.

4. 今後の課題

保持体及び機構の空力弾性的状態に対応した D_j^1 と TQ_j を解明する.

エンジン翼に適用する形態過程探索法の更なる解明へのステップを得る.

広い速度範囲の空力弾性現象下での形態過程の自由度と高いフラッタ速度を両立するエンジン翼解明へのステップを得る.