

平成 30 年 6 月 19 日現在

機関番号：82645

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2016～2017

課題番号：16K18315

研究課題名(和文)遷音速Junction Flowの有害抵抗発生メカニズム解明とコード断面設計法

研究課題名(英文)An Investigation of parasite drag due to transonic junction flow and the low-drag design method.

研究代表者

湯原 達規 (Yuhara, Tatsunori)

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究開発員

研究者番号：90769895

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,100,000円

研究成果の概要(和文)：本研究は、遷音速旅客機の主翼翼端のWingletとMain Wingの接続部で生じるJunction Flowの有害抵抗発生メカニズムを解明すること、その有害抵抗を抑制するためのコード断面設計法を検討することを目的とした。WingletとMain Wingの接続部形状のCant角、R面を流れた狭窄する方向に設定することで、プロファイル抵抗が増加するが、それは断面圧力分布におけるスラストループ面積の減少が主な要因であることを明らかにした。加えて、スラストループ面積の増加を狙った逆問題設計手法を実施した。

研究成果の概要(英文)：This study investigates parasite drag due to junction flow occurring at the intersection of main wing and winglet and a design method to reduce the parasite drag. Cant angle and curved surface have higher sensitivity to profile drag at the intersection. Further investigation revealed that the reduction of thrust loop of section pressure distribution is an important factor. An inversed design method was applied to the intersection shape to increase the thrust loop.

研究分野：空力設計

キーワード：遷音速 空力設計 航空機設計

### 1. 研究開始当初の背景

航空機においては、主翼と胴体、主翼とナセルといった接合部の至る所で Junction Flow と呼ばれる 3 次元的で複雑な流れ場が形成され、そこで意図しない有害抵抗が発生する。本研究は、遷音速旅客機の主翼翼端の Winglet と Main Wing の接続部で生じる Junction Flow に着目し(図 1)、そこでの有害抵抗の発生メカニズムを解明し、有害抵抗を抑制する接続部のコード断面の圧力分布の設定方法を考え、その圧力分布を用いた形状設計を目指す。本研究の特色は、誘導抵抗低減を目指した新規コンセプトが共通に有する Junction Flow という課題に対して、解決法を与える基礎的な研究である。そのため、本研究は誘導抵抗を低減させる“理想的な形状”を、有害抵抗をも同時に低減させる“現実的な形状”に洗練し、航空機の燃費低減に貢献すると期待できる。

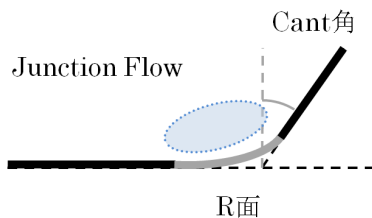


図 1. Junction flow

### 2. 研究の目的

航空機の全抵抗は有害抵抗と誘導抵抗に分割でき、おおよそ 1 対 1 の割合である。誘導抵抗とは、揚力発生の際となる揚力線が誘起する速度、いわゆるダウンウォッシュ、によって生じる抵抗である。揚力線理論から求められる理想形状として、これまで多くの Winglet コンセプトが提案されてきた。例えば、C Wing は Planar Wing に対して誘導抵抗を約 20%、すなわち全抵抗の約 10% を低減するコンセプトである。しかしながら、2015 年現在までにメーカーは C Wing のような翼端形状を導入していない。それは、誘導抵抗低減のベネフィットに対して、その他ペナルティが大きいとためと考えられる。そのペナルティのひとつは構造重量が増大すること、もうひとつは有害抵抗が増大することが考えられる。有害抵抗は粘性による摩擦抵抗と剥離抵抗、衝撃波による造波抵抗等が含まれており、主翼翼端の Winglet と Main Wing の接続部で生じる 3 次元的で複雑な Junction Flow においては、その有害抵抗が増大しがちである。

こうした背景のもとで、本研究は二つの目的を達成することで航空機の性能改善に貢

献する。

【目的 1】Winglet の遷音速 Junction Flow における流れ場を解明すること

【目的 2】Winglet の接続部コード断面設計法を確立すること

### 3. 研究の方法

【目的 1】に対しては、スパン方向形状のパラメータ (Cant 角および R 面) に対して数値計算によるパラメトリックスタディを平成 28 年度までに実施し、風洞試験を平成 29 年度以降に実施する。最終的には、Cant 角、R 面、コード断面と Junction flow における流れ場の関係を整理し、新たな知見獲得を目指す。

【目的 2】に対しては、逆問題設計環境を平成 28 年度上期までに整え、そして簡単な形状モデルによる検討を平成 28 年度までに実施し、それ以降に実践的な問題を設定し逆問題設計法による等圧線設計を実施し、コード断面設計法として確立する

### 4. 研究成果

【目的 1】Winglet 形状の Cant 角および R 面のパラメトリックスタディを数値解析で実施した(図 2)。ここで機体の全抵抗を評価する手法は 2 通りあって、機体表面の物理量に基づく近傍場手法(図 3A)と、機体検査体積を通過する運動量に基づく遠方場手法(図 3B)である。近傍場手法では圧力抵抗と粘性抵抗が、遠方場手法からは誘導抵抗とプロファイル抵抗が求められる(図 4)。理論的に、圧力抵抗と粘性抵抗の和は誘導抵抗とプロファイル抵抗の和と等しくなる。本研究では、上記二つの手法を使って両面から Winglet 形状を分析することにした。その結果、以下のことが明らかとなった。

(1) Cant 角を増加するとき、スパン長一定の場合には誘導抵抗が低減することを確認した。誘導抵抗とは、遠方場手法から求められる抵抗であって、主流に対して垂直方向の運動量変化(たとえば縦渦、図 3B 参照)に起因する抵抗である。つまり、Cant 角を増加するとき主流に対して垂直方向の運動量変化が最小となることを意味する。

(2) R 面と誘導抵抗との相関は確認できなかった。つまり、R 面の曲率が変化したところで主流に対して垂直方向の運動量変化は殆どないということを確認した。

(3) Cant 角・R 面が狭窄する方向に設定するとプロファイル抵抗が増加することを確認した。プロファイル抵抗とは、遠方場手法から求められる抵抗であって、主流に

対して平行方向の運動量変化に起因する抵抗である。つまり、WingletとMain Wingの接続部が狭窄すると主流に対して平行方向の運動量変化（たとえば境界層による速度欠損，図 3B 参照）が大きくなることを意味する。

(4) Cant 角・R 面が狭窄する方向に設定すると圧力抵抗が増加することを確認したが，それは接続部断面の表面圧力分布においてスラストループ面積の減少によることを発見した(図 5)．圧力抵抗とは，近傍場手法から求められる抵抗であって，形状とその表面圧力分布に起因する抵抗である．一般的に粘性の或る空気中の形状に作用する圧力抵抗は負にならない(ダランベールのパラドックス)しかしながら，局所的には負の抵抗つまり推力が生じることはある．翼型の抵抗が比較的小さくなる理由は前縁推力の存在であり，前縁推力が大きいほど表面圧力分布のスラストループ面積が大きくなる．さて，Winglet 形状に戻ると，Cant 角・R 面が狭窄する方向に設定すると接続部断面において前縁推力が小さくなってしまい，それが理由で圧力抵抗が増加することを示す結果を得た．

なお，以上の結果は数値解析手法を基にしたが，風洞試験により妥当性を検証した．

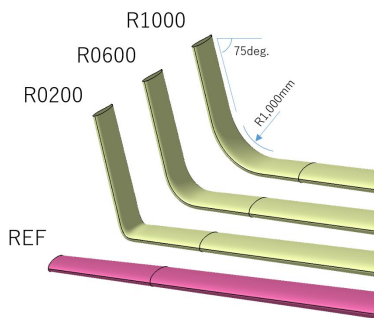


図 2. パラメトリックスタディ

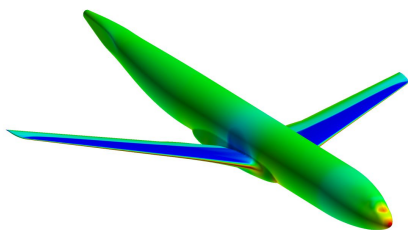


図 3A. 近傍場手法

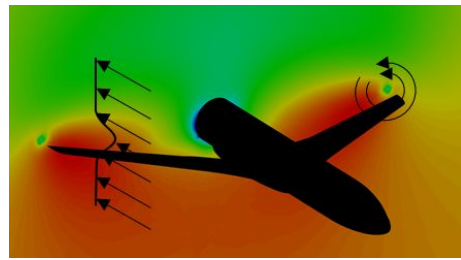
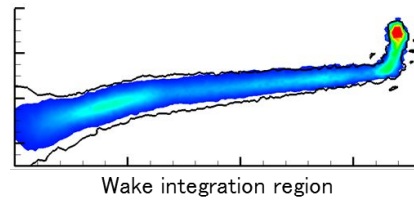


図 3B. 遠方場手法



$$D_{induced} = \frac{\rho_{\infty}}{2} \iint \psi \zeta^2 dS_{wake}$$

$$D_{profile} = \rho_{\infty} \iint \ln \frac{p_{T\infty}}{p_T} dS_{wake}$$

図 4. 後流積分法（遠方場手法）

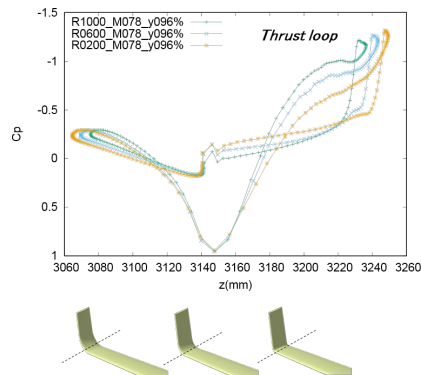


図 5. 接続部の圧力分布とスラストループ（近傍場手法）

### 【目的 2】コード断面設計法

目的 1 の結果から Junction flow における抵抗を低減するためには，スラストループ面積の増加がキーとなることが分かった．目的 2 においてはスラストループ面積を増加するような形状を創出する空力設計手法を検討した．空力設計手法は主に二通りあって，順問題と逆問題である．実現したい表面圧力分布を設定することが出来る場合には逆問題が有効である．逆問題とは，目標圧力分布と現状の圧力分布の差分を埋めるように形状修正を行っていく設計法である．当初予定していた高梨の方法[1]ではなく，Cambell の方法[2]を参考に曲率に基づ

くコード断面設計環境を構築した。スラストルーブ面積の増加を狙った圧力分布を設定し、設計作業を現在継続している。

- [1] Takanashi, S., Iterative Three-Dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations, Journal of Aircraft, VOL. 22, NO. 8, 1985.  
[2] Campbell, R. L., An Approach to Constrained Aerodynamic Design With Application to Airfoils, NASA TP 3260, 1992.

#### 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕(計 1 件)

- [1] 小田祐樹、湯原達規、李家賢一、"渦格子法を用いたスパン方向揚力分布の最適設計手法の検証", 日本航空宇宙学会論文集 66(1) 31-38 2018年2月

〔学会発表〕(計 6 件)

- [1] 小田祐樹、湯原達規、李家賢一、"空力構造を考慮した翼端形状の変化に伴う主翼荷重分布の考察", 日本航空宇宙学会 第47期年会講演会 ,2C8 ,東京 ,2016年4月15日  
[2] 田畑宗一郎、山崎涉、湯原達規、"TRA2012A への実装に向けた Split Tip Winglet の最適設計と重量評価", 日本航空宇宙学会 第54回飛行機シンポジウム, 3G03, 富山国際会議場, 2016年10月26日  
[3] 小田祐樹、湯原達規、李家賢一、"空力と構造を考慮した新規翼端形状の探索と評価", 日本航空宇宙学会 第54回飛行機シンポジウム, 3G04, 富山国際会議場, 2016年10月26日  
[4] 小田祐樹、湯原達規、李家賢一、"翼端形状における上反角と後退角の効果に関する考察", 日本航空宇宙学会 第55回飛行機シンポジウム, 1D05, 島根県民会館, 2017年11月20日  
[5] Oda, Y., Rinoie, K., and Yuhara, T., "Studies on Wingtip Geometries by Optimum Spanwise Lift Distribution Design Method", AIAA 2017-1657, AIAA SciTech 55nd Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, USA, 12 Jan. 2017  
[6] Yuhara, T., Kubota, K., and Rinoie, K., "Drag-Divergence Characteristics of Winglets", AIAA 2018-0046, AIAA SciTech 56nd Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, USA, 8 Jan. 2018

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

出願状況(計 0 件)

名称：  
発明者：  
権利者：  
種類：  
番号：  
出願年月日：  
国内外の別：

取得状況(計 0 件)

名称：  
発明者：  
権利者：  
種類：  
番号：  
出願年月日：  
取得年月日：  
国内外の別：

〔その他〕

特記事項なし

#### 6. 研究組織

(1) 研究代表者

湯原 達規 (YUHARA, Tatsunori)

宇宙航空研究開発機構・航空技術部門・研究開発員

研究者番号：90769895