

2D04 ランプ上流に設置したボルテックスジェネレータによる 超音速インテークの性能改善

○二村錬（東京農工大・院），三木肇，赤塚純一，渡辺安（JAXA），亀田正治（東京農工大）

Performance Improvement of Supersonic Intake by Vortex Generators Installed Upstream of Compression Ramp
Ren Nimura (TUAT), Hajime Miki, Junichi Akatsuka, Yasushi Watanabe (JAXA), Masaharu Kameda (TUAT)

Key Words : Supersonic flow, Boundary Layer, Vortex

Abstract

Supersonic intake which mounted directly on an airframe ingests a thick boundary layer developed on wing or fuselage surface. A flow separation within intake due to the boundary layer ingestion causes a significant reduction in propulsive performance. The purpose of this study is to establish design guidelines for a Vortex Generator (VG) installed upstream of the ramp for improving intake performance. A wind tunnel test was conducted to evaluate the effect of space between a pair of VGs on total pressure recovery. A CFD analysis was performed to a simplified model for examining the boundary layer flow around the VGs and ramp. The results showed that the total pressure recovery can be improved by giving some wider space to the VGs. The boundary layer distributes on center of ramp is thinned due to the side flow caused by the VGs and spanwise pressure gradients on ramp surface. The wider space VGs, which reduces mass flow of boundary layer, improves total pressure recovery more than the narrower space VGs, which causes locally large reduction of boundary layer height.

1. はじめに

近年，航空機の主な特徴である高速性を一層高める試みとして，超音速旅客機（Supersonic Transport : SST）の研究開発が世界各国の研究機関やメーカーにおいて進められている（図1）．特にコンコルドが商業的な成功を収めることはできなかった原因の1つである，経済性は解決すべき課題として認識されている^[1]．

超音速旅客機の推進系の重要な構成要素の1つにエンジンに空気を取り込むための開口部，すなわち超音速インテークがある．図2に示すように超音速インテークには，超音速の流れをランプと呼ばれる傾斜壁上で生じる複数の衝撃波と亜音速ディフューザに通過させることでエンジンが要求する亜音速にまで効率よく減速させることが求められる．

機体と推進系の統合設計を行う際に，インテークを胴体や主翼等の機体表面に直接設置すると機体表面上で発達した境界層がインテークに流入する．これはインテーク内での流れ剥離を引き起こし，推進効率が大幅に低下する原因となる．また，インテーク内の流れが不均一となり，エンジンの停止などの重大な問題が発生する恐れがある．そのため，超音速旅客機の機体/推進系統合設計では一般的に，インテークへの境界層の流入を防止するための対策が取られる．その方法として，流れの転向により境界層を排除

する方法や，渦のはたらきによって境界層の悪影響を抑える方法が存在する．



図1 超音速旅客機のイメージ^[2]

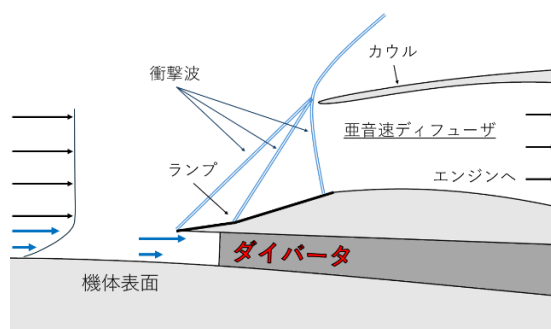


図2 超音速インテークとダイバータの概要

機体/推進系統合設計において、前者を実現する1つの方法がダイバータと呼ばれる機体構造である。超音速インテークとダイバータの概要図を図2に示す。ダイバータとは、機体とインテークの間に設けられた隙間と、これを構成する構造の総称であり、この隙間部分に境界層を導くことによって境界層を排除する。しかし、ダイバータはインテークを支える構造物でもあるため、機体重量を増加させる。

その他の方法としてはランプをバンブと呼ばれる機体構造に置き換える方法がある。バンブはインテーク上流のなだらかな隆起として設計される。超音速流を減速する衝撃波を発生しつつ、その表面上に形成されるスパン方向の圧力勾配によって流れを転向し、境界層を排除する。ただし、それと同時に捕獲した主流の一部を排出するため空力抵抗が増大する。

本研究では、後者の「渦のはたらきによって境界層の悪影響を抑える方法」を実現する機体構造の1つとして、Vortex Generator (VG) に着目した。VGは境界層厚さ程度の大きさを持つ小さな突起であり、この突起を起点に渦が発生する。この渦の流れによって、機体表面付近へ境界層外の健全な流れを導くことで、境界層を排除、あるいは境界層内の速度分布を改善する。

VGは小さく軽量であるため、簡単な改造で既存の航空機に設置可能というメリットがある。最近、Heberlingは超音速実験機のインテーク周り流れに対するVGの効果をCFDにより解析し、インテークの推進性能や流れの不均一性を改良できることを示している^[3]。しかし、この研究はバンブにより薄くなった境界層が流入するインテークを対象としている。従来のランプを有するインテークへ厚い境界層が流入する場合に、VGを適用し悪影響を抑えることが可能かという評価はほとんど行われていない。

流入する厚い境界層に対処するためランプ面上に高いVGを配置すると圧力損失が大幅に増大する恐れがある。そこで、ランプ上流の機体表面上にVGを設置しインテーク性能を改善することを試みた。

本研究では、ランプ上流に設置したVGの設計方針を明らかにするため、風洞試験を実施し、VGの間隔がインテーク性能に与える影響について調べた。また、風洞試験を簡素化したCFD解析を実施し、VGによるランプ周りの境界層流れの変化を詳しく調査した。

2. VGの設計

本研究ではインテーク性能の向上を目指し、機体から流入する境界層が少なくなるようにVGの形状と設置場所について検討した。

VG渦には境界層の厚さ分布を歪める効果がある^[4]。

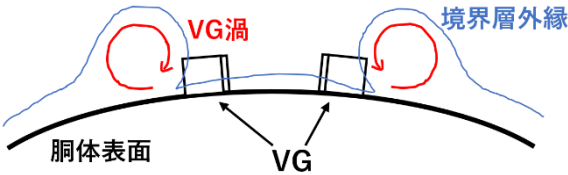


図3 VG渦による境界層排除イメージ

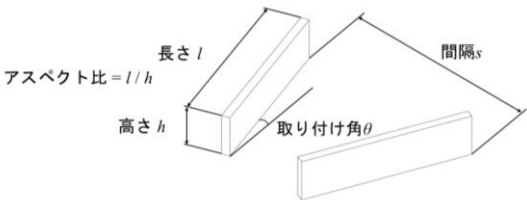


図4 VGパラメタの定義

表1 VGパラメタ

VG名称	wide	narrow	V-shape
高さ h/δ	1	1	1
間隔 s/W	0.45	0.33	0.21
取り付け角 θ	20°	20°	20°
アスペクト比 l/h	4	4	4

VGが発生する渦を主流方向から覗いたとき、渦には下降流部分と上昇流部分が存在する。このとき、VG渦の下降流部分では境界層外から運動量が供給され、境界層は薄くなる。反対側の上昇流部分では境界層が寄せ集められ、その厚みが増す。

この効果を用いて、インテークへ流入する境界層を薄くするためには、図3に示すように機体上流から見て逆ハの字型に1対のVGを設置すればよいと考えた。VGから発生する回転方向が異なる2つの渦の働きによってVGの間に分布する境界層がスパン方向に排除され薄くなることが期待される。

また、図4のように複数あるVGの形状パラメタの中で本研究では特にVG同士の間隔に注目した。その間隔に応じて、インテークの幅に対する相対的な渦発生位置が変化し、インテークに対する境界層排除効果に大きな違いが出ると予想した。

なお、本研究ではVane-Type VGsと呼ばれるVGを対象とした。このVGは、アスペクト比の小さい平板翼形状に迎え角をつけた突起物であり、方向性の強い渦を発生することができる。このVGは構造が単純であるため、定義が簡単であり、パラメタと実際の物理現象を結びつけやすいと考えた。

設計したVGの間の距離が異なる3種類のVGの名

称とパラメタを表1に示す。また、それらの外観を図5に示す。以下でパラメタの設定理由について述べる。なお、VGの各寸法は、次節で述べる風洞試験で用いたインテーク模型に合わせて設定した。代表寸法であるインテークの出口直径は70 mmである。

VG設計において最も重要なパラメタはVG高さであり、一般的に境界層厚さとの比で表される。Heberlingの研究では、VG高さが境界層厚さの1.0倍の場合に最も良い結果を得た^[3]。その際に基準とした境界層厚さは、パンプの頂点部分における境界層厚さであった。

本研究では、風洞試験においてVGによる境界層厚さの変化を確実に引き起こすため、VG高さを先行研究よりも高めに設定することとした。風洞模型がダイバータを有する形態の場合のダイバータの設計高さは出口直径の約7%であり、十分に境界層を排除しインテーク性能を維持できる。そこで、そのダイバータ高さを境界層厚さと見なし、この厚さにより無次元化されたVG高さ h/δ を1.0に設定した。

次に、本研究で注目するVG間隔 s は、ランプ幅 W で無次元化した2つのVGの後端間距離として定義し、風洞模型に取り付け可能な範囲で変化させた。VG間隔が狭いときは、渦が影響を及ぼす範囲が狭くなるとともに、隣り合う渦同士の干渉が強くなると予想し、VG間隔が広いときは、渦が影響を及ぼす範囲が広がる一方で、VG間の中央部分に渦が影響を及ぼさない範囲ができると予想した。なお、風洞模型のランプ幅は出口直径とほぼ等しい。

VG取り付け角度 θ は、先行研究において最も良い結果を得ている 20° とした^[3]。なお、遷音速三次元翼における先行研究でも 30° 以上の角度は避けることが望ましいとされている^[5]。

VGの長さ l と高さ h の比であるアスペクト比 l/h は4から6の間に望ましいとされている^[5]。本研究では、風洞模型の制約のなかでVG間隔を可能な限り大きな値にまで設定できるように、アスペクト比を4とした。

VGから発生する渦による誘起速度は、主流速度と比べて遅い。VGの効果によって十分に薄くなった境界層をインテークに流入させるために、VGは風洞模型による制約のなかでできる限りランプから上流方向に離して設置した。VG先端からランプ先端までの距離はVG高さの23倍である。

ここまで平面上へのVGの設置を想定し形状パラメタを設定してきた。本研究の風洞試験では胴体曲面上にVGを設置するため、図6に示すように設計方法を一部変更した。この変更は、VGを設置する表面とVGの位置関係ができるだけ変化しないように行った。まず、真上から見た際に流れ方向に直行する直

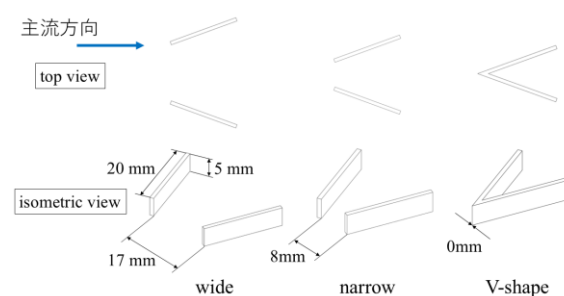


図5 VGの外観

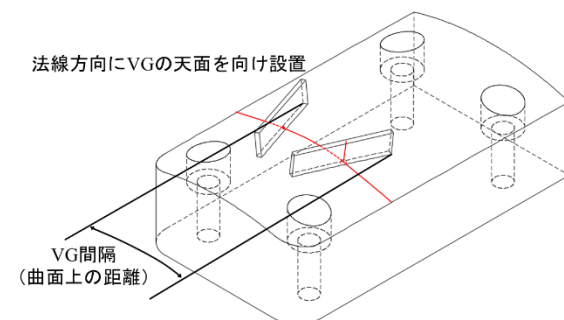


図6 曲面上へのVG設置方法

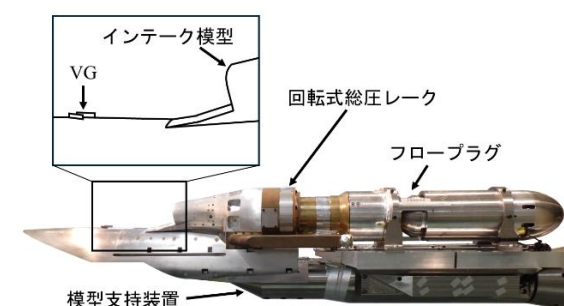


図7 風洞試験模型の概要

線となるように、胴体に線を引き、VGを設置する経路を定めた。VGの基準点はVG天面の重心から、天面に垂直で長さがVG高さの線分を伸ばした先の点とした。最後に、VG基準点がVG設置経路上に並ぶように、胴体表面の法線方向にVGの天面を向けて設置した。

3. 風洞試験概要

前節で設計したVGをランプ上流に設置しインテーク性能を向上することができるか、また、VG間の間隔がインテーク性能に与える影響を調査するため、風洞試験を実施した。本試験は、JAXA所有の $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞を用いて実施した。気流条件は、主流マッハ数 1.6、総圧170 kPaである。

本試験の供試模型を図7に示す。供試模型は主に、インテーク模型、回転式総圧レーク、流量調整プラグおよび模型支持装置から構成される。

インテーク模型は宇宙航空研究開発機構（JAXA）で設計が行われた静粛超音速研究機第3.5次形状の縮尺模型である¹⁶⁾。設計マッハ数は1.6であり、2段ランプを有する外部圧縮型インテークである。インテークは胴体上部に搭載されており、ランプは胴体に沿って湾曲している。なお、試験制約による短縮化のため胴体の一部は切断・省略されている。

設計状態においてはダイバータが適用されるが、本研究では胴体からインテークに境界層が流入する条件下でVGの効果を調べるために、ランプ先端が胴体表面に接地するダイバータレス形態で試験を行った。

インテーク模型を上流側から撮影した写真を図8に示す。インテーク上流の胴体の一部をVGが付いた胴体と交換できる。これによってVGが無いnominal, VGが配置されたwide, narrow, V-shapeの計4ケースを設定した。

なお、インテーク模型のスロート部のランプ壁面には、多孔壁を用いた抽気機構を備える。抽気流量を調整する抽気出口面積とインテーク捕獲面積との比の設計状態は8%であるが、本研究では境界層流入により性能が低下している条件でVGの効果を調べるため、抽気出口面積比が4%と0%（以降、抽気4%と0%）の条件で試験を行った。

インテーク出口には、回転式総圧レークおよび流量調整プラグが接続されている。回転式総圧レークは、図9のように出口面積を等分割する37点のピトープローブを十字型に並べたものである。本試験では、同一流量につき45度刻みで、合計73点のデータを取得し、総圧回復率を算出した。

流量調整プラグは円管への円錐形状のフロープラグの差し込み量を変化させることでインテークの捕獲流量を調整できる。本研究では超臨界作動状態から亜臨界作動状態までの広い流量範囲で試験を行った。フロープラグ直前の断面には4点の総圧プローブが設置されており、フロープラグでの流れのチョークを仮定し、ここで計測した総圧を用いて流量を算出した。

本試験で用いた圧力計測システムは、主にPSI社製の圧力スキャンシステムOptimusと圧力スキャナESP-64 HD-DTCから構成される。

4. 風洞試験結果と考察

図10に抽気4%と0%における、各VGを設置した場合と設置していない場合のインテークの流量比と総圧回復率との関係を示す。グラフには入口直前に最終衝撃波が発生しインテークが設計状態、いわゆる臨界作動状態となるエンジン作動線も一緒に載せている。なお、低流量域で衝撃波の振動現象が発

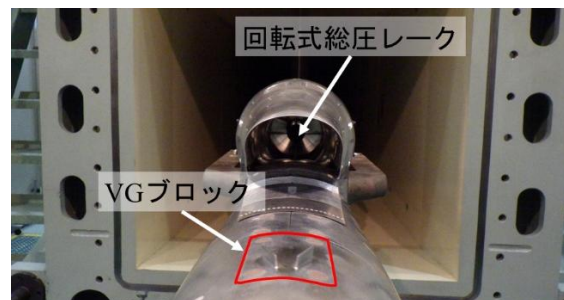


図8 胴体へのVG設置方法

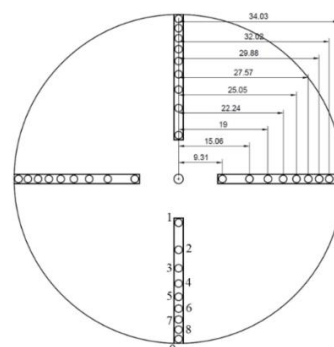
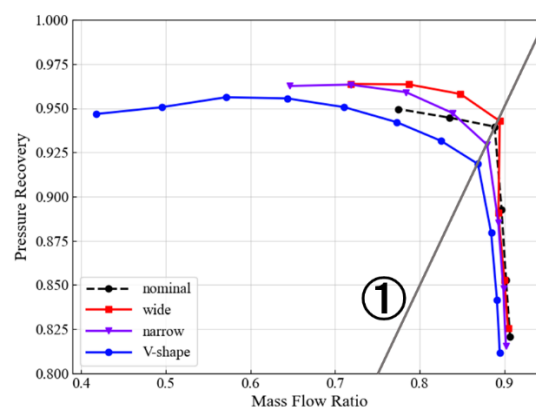
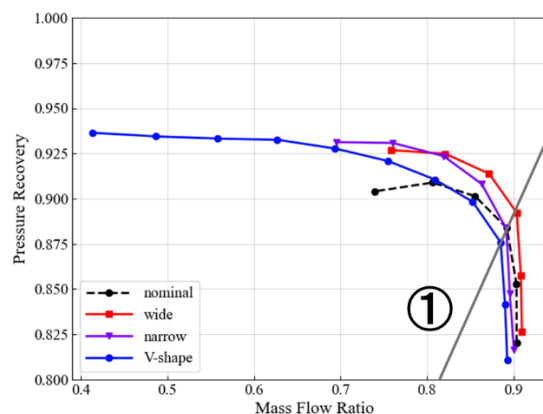


図9 回転式総圧レークのピトープローブ配置



(a) 抽気 4%



(b) 抽気 0%

図10 流量と総圧比の関係

生した際のデータ点は掲載していない。

この図から、VG間隔が広いほど臨界作動状態（エンジン作動線①上）における総圧回復率が高くなっていることがわかる。図11に、臨界作動状態におけるインテーク出口の総圧比分布を示す。図の上側がカウル側、下側がランプ側である。wideに注目すると、他のケースと比較してランプ側中央に分布する低総圧領域が小さく、この差によって総圧回復率が上回ったといえる。

また、図10より、臨界作動状態とそれよりも小さい流量域において、VG間隔が最も広いwideはVGが無いnominalよりも総圧回復率が高いことがわかる。一方でVG間隔が狭いnarrowとV-shapeの場合には総圧回復率がnominalより低い流量域がある。したがって、ランプ上流に設置したVGの間隔は重要な形状パラメタであり、それをある程度以上広く設計すればインテークの総圧回復率を改善できるといえる。

5. 数値解析手法

風洞試験より、ランプ上流に設置したVGの間隔を適切に設計することによってインテークの総圧回復率が改善することが明らかになった。しかし、インテーク出口における総圧分布等の限られた計測データだけでは、その改善に至るメカニズムの考察が難しい。そこで、風洞試験の結果を補足し、総圧回復率改善のメカニズムを明らかにするため、風洞試験を簡素化したCFD解析を行った。

数値計算には、JAXAが開発を行っている流体解析ソルバであるFaSTAR^[7]とJAXAの所有するスーパーコンピュータであるJSS3を使用した。主流条件は風洞試験に合わせて設定し、乱流モデルにはSpalart-Allmarasモデルを用いた。

図12に計算格子の全体図とVG周辺の拡大図を示す。主流はx軸正の方向に流れる。平板上にVGとランプを設置し、風洞試験におけるインテーク入口よりも上流領域を模擬した。総格子点数は1700万点である。なお、図中の赤色のVG部分と、それ以外の緑色部分が滑りなし断熱壁であり、その上流の青い部分が滑り壁による助走区間である。

6. 数値計算結果と考察

図13にランプ直前（ランプ先端より上流へVG高さの6倍離れた位置）における流れ直行方向（スパン方向）の境界層厚さ δ^*/h の分布を示す。ここでは境界層厚さとして排除厚さを採用し、その算出において主流は、境界層厚さ方向の速度変化が一定以下となる領域として定義した。横軸は平板上における流れ直行方向座標 y/W であり、原点がランプの中心線上である。これらの図より、VG後方の、特に対称面付近

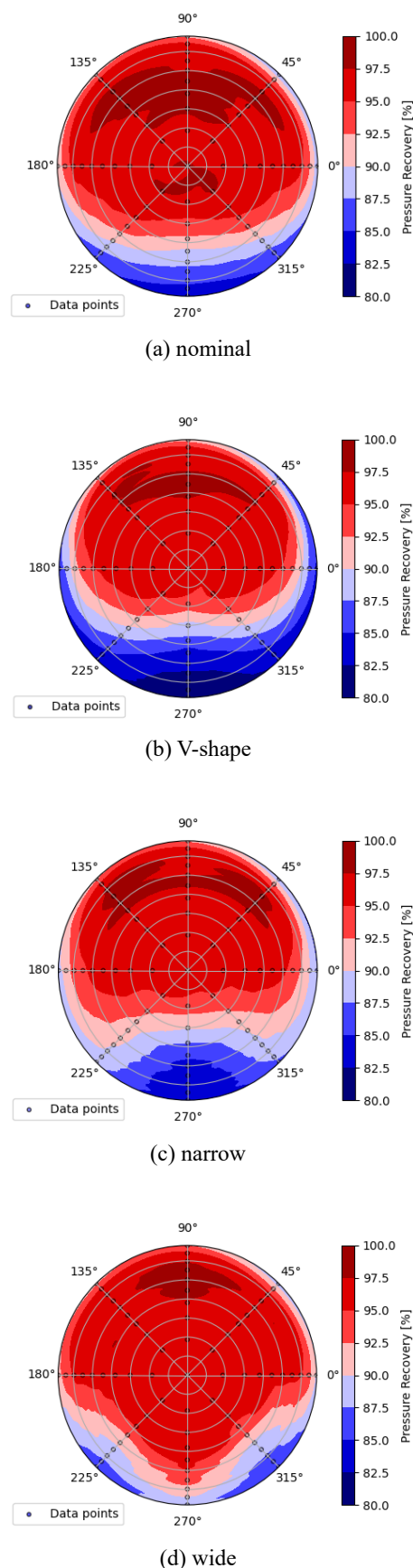


図 11 インテーク出口断面の総圧比分布
(抽気 4%，臨界作動状態)

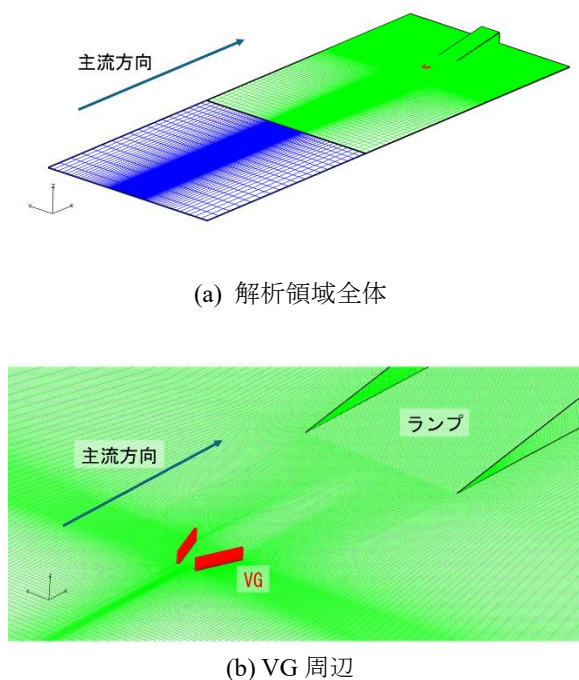


図 12 数値解析に用いた計算格子

に分布する境界層が薄くなることわかる。

図14に流れ方向の渦度の等値面と，VG先端を通る流線を示す．この図より，平板上に設置したVGが発生した渦によって，VG先端を通る流線が対象面から遠ざかり，VG後端付近まで曲がることわかる．したがって，図13で見たランプ直前においては，VGによる誘起速度によって対称面付近の境界層が薄くなったと考えられる．

次に，図15に風洞試験でのインテーク入口に相当するx断面位置におけるランプ面上の排除厚さの分布を示す．再掲するランプ直前における境界層厚さの分布（赤点線）と，インテーク入口における境界層厚さの分布（黒実線）の差に注目すると，VGを設置した場合のほうが，ランプ面上での境界層厚さの最大減少量が大きいことがわかる．

この理由について考察するため，図16にランプ面上の静圧分布を示す．ランプで発生した斜め衝撃波下流の圧力分布に注目すると，ランプ端角部から入射する膨張波の影響で対称面から外側に向かう圧力勾配が生じている．また，VGを設置した場合のほうが，設置しない場合に比べて，対称面付近の圧力が高く，スパン方向の圧力勾配も大きい．この圧力勾配の増大によって，ランプ面上の境界層がランプの外側へ排除され易くなり，境界層厚さの減少量が大きくなったと考えられる．なお，図13で見たように，VGによって対称面付近の境界層は薄くなる．それによってランプ先端に到達する流れの平均マッハ数が境

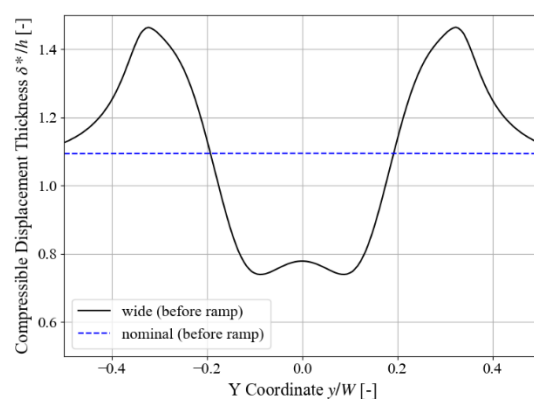
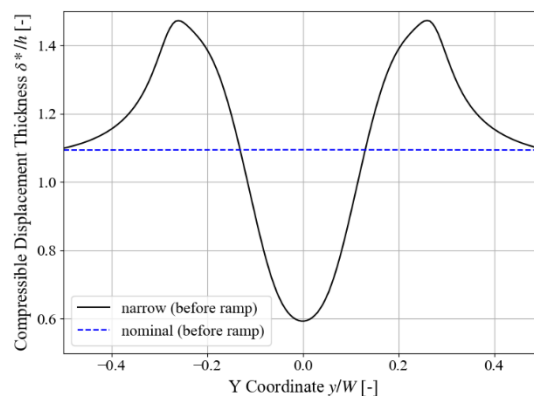
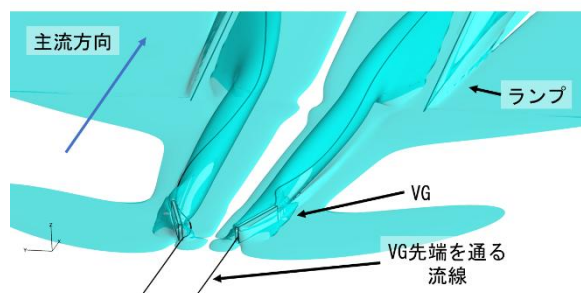
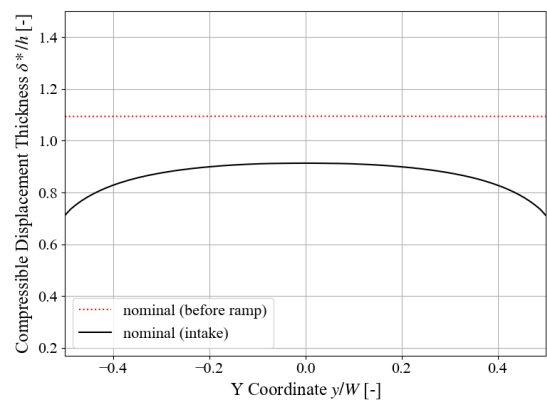


図 13 ランプ直前の境界層厚さ分布

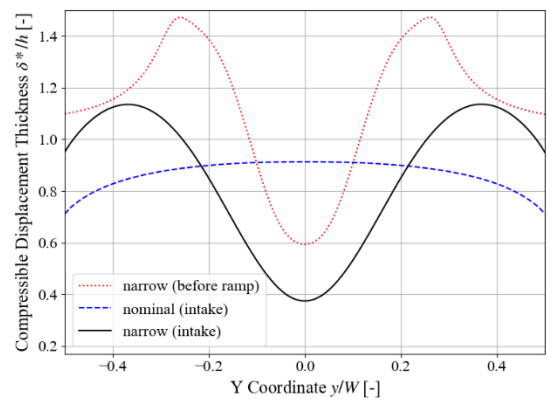


界層の厚い断面と比べて高くなり，より強い斜め衝撃波が発生するようになったため，対称面付近の圧力やランプ面上の圧力勾配は大きくなったと考えられる．

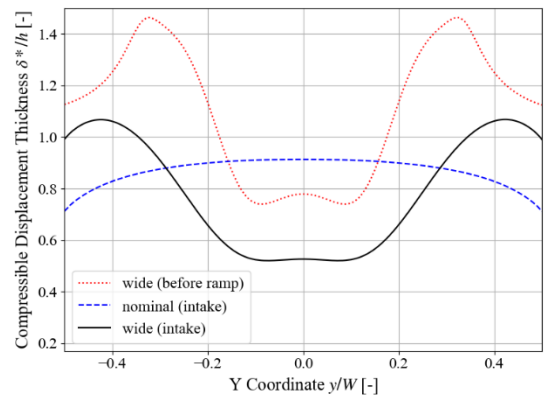
これらの結果から，ランプ上流に設置したVGによりインテークへ流入する境界層が薄くなるメカニズムとして，以下のように2種類の現象が寄与しているとまとめられる．



(a) nominal



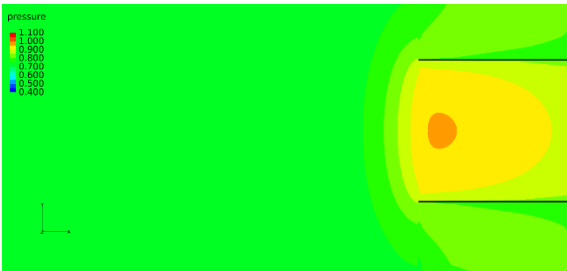
(b) narrow



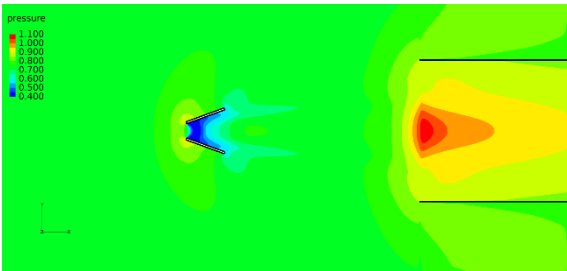
(c) wide

図 15 インテーク入口の境界層厚さ分布

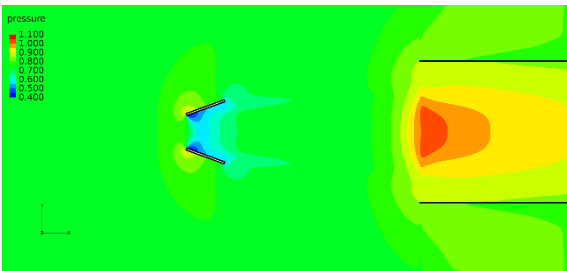
まず1つ目が、VGの誘起速度による境界層内への運動量の供給である。上流側から見て逆ハの字型に設置したVGは、ハの字の中央で下降流、外側で上昇流となるような渦を発生させる。この渦によって、VG下流の中央部分では境界層が薄くなるようにゆがめられ、外側では厚くなるように歪められる。



(a) nominal



(b) narrow



(c) wide

図 15 ランプ上の圧力分布

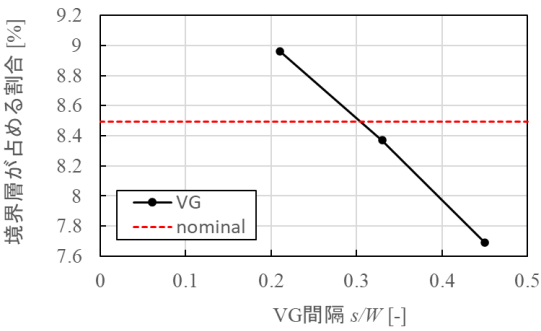


図 16 境界層がインテーク捕獲面積に占める割合と VG 間隔の関係

2つ目が、ランプ上の圧力勾配を強くする効果である。1つ目の現象により、VG下流において、ランプに到達する境界層は薄くなる。これによって、ランプから発生する斜め衝撃波背後の圧力上昇が大きくなる。そして増大した圧力勾配によって、VGを設置しない場合と比べてランプ上における境界層排除効果が大きくなる。

これら2つの現象の複合効果によって、インテークに流入する境界層がVGを設置しない場合よりも薄くなったと考えられる。

最後に、VG間隔による総圧回復率の改善効果について考察する。図14の対称面 ($y/W=0$) 付近において nominalからの境界層厚さ変化に注目すると、wideよりもnarrowのほうが境界層を薄くすることが分かる。ここでさらに、インテークにおける圧力損失や剥離の発生に強く影響を及ぼす境界層流入量について調べる。そのために、インテーク相当位置におけるランプ上の境界層の排除厚さをランプ幅方向に積分し、風洞試験のインテーク捕獲面積に占める割合を算出した。

インテーク捕獲面積に境界層が占める割合とVG間隔の関係を図16に示す。本研究で扱ったVG間隔の範囲 ($0.21 \leq s/W \leq 0.45$) においては、VG間隔を広くするほど境界層流入量が少なくなることがわかる。そして、narrow ($s/W=0.33$) はVGが無いnominalと境界層流入がほぼ等しく、wide ($s/W=0.45$) はnominalよりも少ない。一方で、風洞試験結果の図10で見たように、臨界作動状態の総圧回復率は、narrowでは抽気4%の場合にnominalより低く、wideでは抽気設定に寄らずnominalより高い。

したがって、narrowのように間隔が狭いVGによって局所的に境界層を薄くするよりも、wideのように適度に広いVGによって境界層流入量を少なくするほうが、総圧回復率の改善効果は大きいといえる。

7. まとめ

本研究では、超音速旅客機の経済性向上のため、軽量で簡単な構造であるボルテックスジェネレータ (VG) によるインテーク性能の向上について検討した。ランプ上流に設置したVGによる境界層排除効果とVG間隔の關係に着目し、風洞試験を行うことでその感度を調査した。さらに、CFD解析によって、VGによるインテーク性能改善のメカニズムを考察した。得られた知見は以下のようにまとめられる。

- VG間隔は重要な形状パラメタであり、それをある程度以上広く設計することによって、インテークの総圧回復率を改善できる。
- ランプ上流に設置したVGによって誘起される速度と、増大するランプ面上の圧力勾配の2つの横流れ効果によってランプ外側への境界層排除が促進され、ランプ中央からインテークに流入する境界層は薄くなる。
- 間隔が狭いVGによって局所的に境界層を薄くするよりも、適度に広いVGによって境界層流入量を少なくするほうが総圧回復率の改善効果は大きい。

参考文献

- [1] JSR (Japan Supersonic Research) 協議会, “JSR 協議会技術ロードマップ”, https://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/pdf/jsr_roadmap.pdf, (参照日 2025 年 5 月 30 日).
- [2] JAXA, “超音速機設計技術の研究開発”, <https://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/>, (参照日 2025年5月30)
- [3] Brian C. Heberling, “Inlet Vortex Generator Design for the X-59 Low Boom Flight Demonstrator”, AIAA-2020-2757 (2020).
- [4] 小池俊輔, 伊藤靖, 楠瀬一洋, 中島努, 佐藤衛, 神田宏, 村山光宏, 中北和之, 山本一臣, “遷音速二次元翼に対する Vortex Generator 効果”, JAXA-RR-14-002 (2014).
- [5] [8] 小池俊輔, 伊藤靖, 楠瀬一洋, 村山光宏, 中北和之, 山本一臣, “遷音速三次元翼に対する Vortex Generator 効果”, JAXA-RR-17-013 (2018).
- [6] 渡辺安, “静粛超音速研究機 (S3TD) 第 3.5 次形状インテークの空力設計”, JAXA-RM-08-019 (2009).
- [7] Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami, Takashi Aoyama, Keiichi Ishiko, Manabu Hishida, Masahide Sakashita, Paulus Lahur, “Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR'”, AIAA2012-1075 (2012).