

翼端に加工した溝が圧縮機直線翼列の失速特性と流れ場に及ぼす影響

Effect of Blade Tip Grooving on Stall Characteristics and Flow Field of Linear Compressor Cascade

航空宇宙工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1255033 佐藤 拓

1. 緒言

ジェットエンジンに安全性は必須であり、その構成要素の一つである圧縮機には良好な失速特性が求められる。一方で、世界的な環境への取り組み強化や燃料価格高騰への対応を背景に、ジェットエンジンには燃料消費率の改善による環境適合性や経済性の向上も要求されている⁽¹⁾。燃料消費率の改善には圧力比が寄与しており、圧縮機には良好な失速特性だけでなく圧力比および効率の向上も求められている⁽²⁾。

失速特性を向上させる手法の一つにケーシングトリートメント⁽³⁾がある。これは動翼を覆うケーシング内壁に溝加工を施すことで、動翼の翼端とケーシング間の翼端隙間を、動翼の正圧面側から負圧面側に流れる翼端漏れ流れの挙動を制御し失速特性の改善を実現するものであるが、溝の存在により翼端隙間が増加するため圧力比や圧縮機効率を低下させてしまう。

本研究では、ケーシングではなく動翼の翼端に溝を加工することで、ケーシングトリートメントよりも翼端隙間を減らし、且つ翼端漏れ流れの挙動の制御の自由度を上げることで、圧力比や圧縮機効率の低下を最小限に抑え失速特性の改善を実現することを目指す。

2. 研究方法

本研究では、数値計算により動翼の翼端に加工した溝が圧縮機翼列の翼列性能と流れ場に及ぼす影響を調査した。

ジェットエンジンには軸流圧縮機が多く用いられており、動翼列は環状に並んでいる。本研究では図1に示すように、環状翼列の環直径が動翼のスパン方向長さとは比べて十分大きいと仮定した直線翼列を対象とする。直線翼列を対象とすることで、曲率やボス比等の要因に加え、遠心力やコリオリ力の影響を排除し現象を単純化できるので、翼端漏れ流れが失速特性と流れ場に及ぼす影響に着目できる。一方で、環状翼列では動翼が回転するため、動翼の翼端とケーシングの間には相対的な運動が生じる。この相対的な運動を翼が固定されている直線翼列で再現するために、翼端側の壁面を翼列方向に運動させることとした。

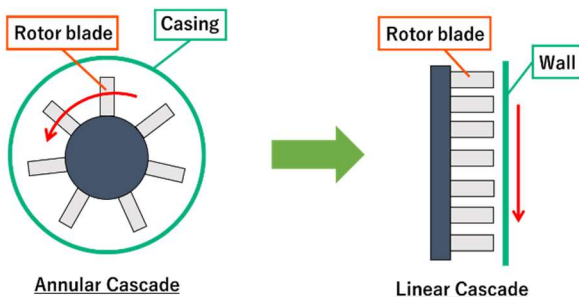


Fig. 1 Annular cascade and linear cascade.

3. 数値計算法

数値計算には JAXA が開発中の三次元圧縮性流れソルバーである UPACS⁽⁴⁾を使用した。UPACS は複雑形状や歪みの大きな形状への対応として計算精度や信頼性が高いマルチブロック構造格子法を採用したセル中心型有限体積法による三次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式ソルバーで、MPI を用いて並列化されている。

3.1 数値計算手法

支配方程式であるレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式の慣性項の離散化に MUSCL 法を用いて 3 次精度で高精度化した Roe スキーム、粘性項の離散化には 2 次精度中心差分を用いた。主流速度が 40[m/s] と低マッハ数流れであるため、空間精度を維持するために制限関数は用いていない。時間積分法には MFGS 法による陰解法を用い、物理時間刻み幅一定として計算を行った。乱流モデルには Spalart-Allmaras⁽⁴⁾を用いた。

3.2 計算対象・条件

計算対象は図2に示すように直線翼列の一流路をモデル化したもので、モデル上下面を周期境界条件とすることで一流路のモデルで直線翼列内の流れを再現した。翼型には翼弦 80[mm]、翼幅 180[mm] の NACA65-810 翼型を用い、主流速度は 40[m/s] とした。翼列の軸方向と翼弦方向のなす角である翼の食違い角を 26.3[deg] とし、食違い角を固定し流入角を変化させることで翼に対する迎角を変化させ、失速特性を調査した。翼端と壁面との間の翼端隙間は 3.5[mm]、翼面及び壁面は滑りなし条件とし、翼端側の壁面の翼付近の領域については、実際のジェットエンジンの回転する動翼とケーシング間の相対運動を翼が固定されている直線翼列で再現するために、壁面を翼列方向に式(1)の速度で運動する条件とした。

$$U = V \sin \beta \quad (1)$$

U : 壁面運動速度, V : 流入速度, β : 流入角

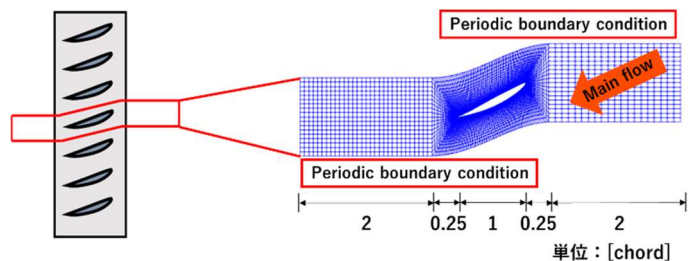


Fig. 2 Calculation target.

3.3 評価方法

翼列性能を揚力係数⁽⁵⁾と全圧損失によって評価した。直線翼列における揚力と全圧損失は、圧縮機における圧力比と効率に相当する。揚力係数 Cl は、式(2)によって翼面の圧力係数 C_p を求め、圧力係数 C_p を翼弦に対して垂直方向成分 C_{ph} と水平方向成分 C_{pf} に分解し、式(3)、(4)により翼弦に垂直な力の成分 C_n と水平な力の成分 C_c を求め、式(5)により導出した。

翼全体の揚力係数 C_L は、翼スパンにおける揚力係数 Cl を翼スパン方向に足し合わせ、翼スパン長で除すことで求めた。全圧損失 ξ は式(6)によって求めた。

$$C_p = \frac{P - p_l}{q} \quad (2)$$

P : 流入全圧, p_l : 翼面圧力, q : 流入動圧

$$C_n = \int \frac{\Delta C_{ph} dx}{c} \quad (3)$$

$$C_c = \int \frac{\Delta C_{pf} dy}{c} \quad (4)$$

dx : x 方向格子間隔, dy : y 方向格子間隔, c : 翼弦長

$$Cl = C_n \cos \alpha - C_c \sin \alpha \quad (5)$$

α : 食違い角

$$\xi = \frac{P_{total.in} - P_{total.out}}{q} \quad (6)$$

$P_{total.in}$: 流入側全圧, $P_{total.out}$: 流出側全圧

4. 計算結果・考察

ケーシングトリートメントについて、ミッドコード位置より前縁側に施した周方向溝が失速特性の改善に効果的であるという報告⁽⁶⁾⁽⁷⁾がある。これを参考に翼端に周方向溝を施し、翼列性能と流れ場に及ぼす影響を調査した。そしてその結果を基に新たな溝形状を提案し、翼列性能と流れ場に及ぼす影響を調査した。

4.1 周方向溝が翼列性能と流れ場に及ぼす影響

図3に示すようにミッドコード位置と20% chord位置に幅13.5% chord、深さ27% chordの周方向溝を施した。

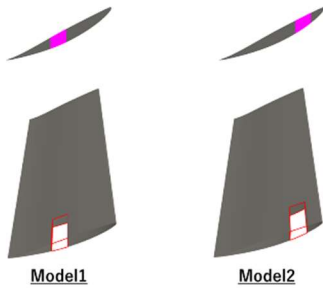


Fig. 3 Groove models.

4.1.1 周方向溝が失速特性に及ぼす影響

失速特性の変化を図4に示す。溝を施したモデルでも流入角 51[deg]から 52[deg]にかけて揚力係数が大きく減少しており、溝により失速の発生を遅らせることはできていないが、前縁側に溝を施した Model2 において、流入角 50[deg]から 51[deg]にかけての揚力係数の減少を抑えられており、失速特性の改善傾向が確認できる。図5に翼端から 15% span 位置、図6に翼端から 50% span 位置における失速特性の変化を示す。翼端から 15% span 位置では溝を施すことで揚力係数が大幅に減少するが、翼端から 50% span 位置では Model1,2ともに揚力係数の減少が抑えられ、また流入角 50[deg]から 51[deg]にかけての揚力係数の減少の傾きが小さくなっており、失速特性の改善傾向が確認できる。また Model2 においては溝を施していないモデルよりも揚力係数の値が大きくなっている。

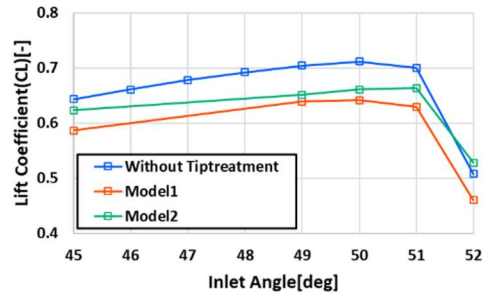


Fig. 4 Variation in stall characteristics with respect to circumferential grooves.

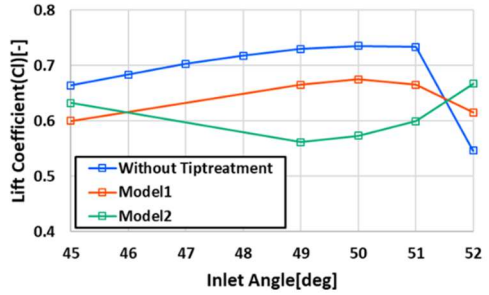


Fig. 5 Variation in stall characteristics with respect to circumferential grooves. (15% span from tip)

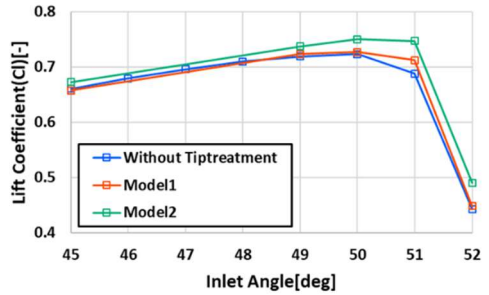


Fig. 6 Variation in stall characteristics with respect to circumferential grooves. (50% span from tip)

4.1.2 周方向溝が流れ場に及ぼす影響

図7に失速直前である流入角 51[deg]における翼負圧面側の流れの変化を示す。溝を施すことで溝付近の流れは乱れるが、翼端から離れた領域の剥離の成長を抑制できていることが確認できる。また前縁側に施した溝の方が翼端から離れた領域の剥離の成長を抑制できている。図8に溝内を通る流れを示す。前縁側に溝を施した Model2 の方が溝内を通った流体が翼根方向に導かれており、翼端から離れた領域にまで影響を及ぼしていることが確認できる。これによって Model2 の方が翼端から離れた領域の剥離の成長を抑制でき、失速特性の改善傾向につながったと考える。

図9に流入角 51[deg]における翼端から 15% span 位置の翼周りの速度の z 方向成分の変化を示す。溝の翼負圧面側で翼根側に向かう流れが強くなっており、前縁側に溝を施した Model2 の方がその流れが強くと表れていることが確認できる。図10に流入角 51[deg]における翼負圧面の圧力分布を示す。溝内で圧力が高くなる領域が生成されることがわかる。図11に溝のスペン中央位置における圧力分布と速度分布を示す。溝内と溝出口部分で流れが乱れ主流の抵抗となる領域が生成されるが、溝出口部分で圧力が高くなる領域が生成されることが確認できる。溝内で剥離領域が生成されることで流路が縮小し溝内で流体が加速されるが、溝出口に向かって流路が拡大し溝出口部分で流体が減速することで圧力が高くな

ったと考える。そして溝出口部分で圧力が高くなることで翼根側との圧力差が生成され、その圧力差によって溝内を通った流体が翼根方向に導かれたと考える。また翼負圧面側では前縁側の方が圧力が低くなるので、前縁側に施した溝の方が溝出口部分と翼根側との圧力差が大きくなり、溝を通った流体をより翼根方向に導くことができたと考える。

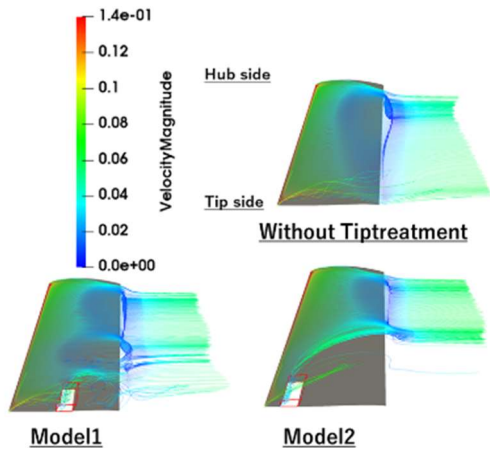


Fig. 7 Flow variation near suction surface with respect to circumferential grooves.

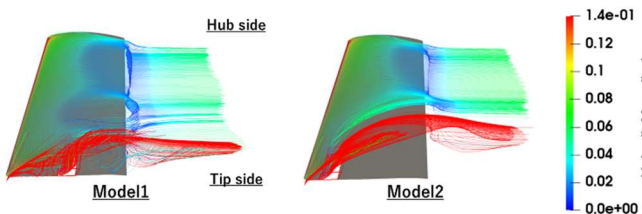


Fig. 8 Flow variation near suction surface with respect to circumferential grooves. (With streamlines in grooves)

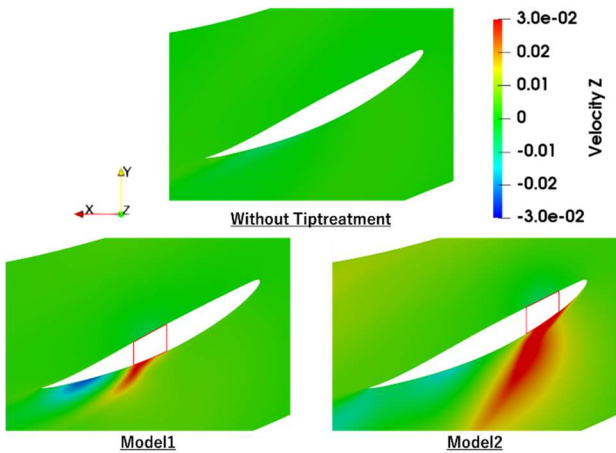


Fig. 9 Variation in z component of velocity with respect to circumferential grooves. (15% span from tip)

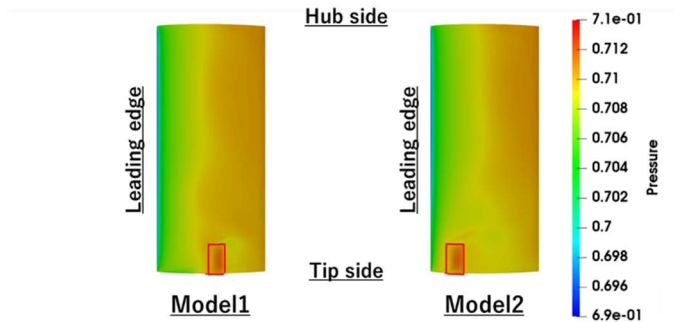


Fig. 10 Pressure distribution on the suction surface of the blade with circumferential grooves.

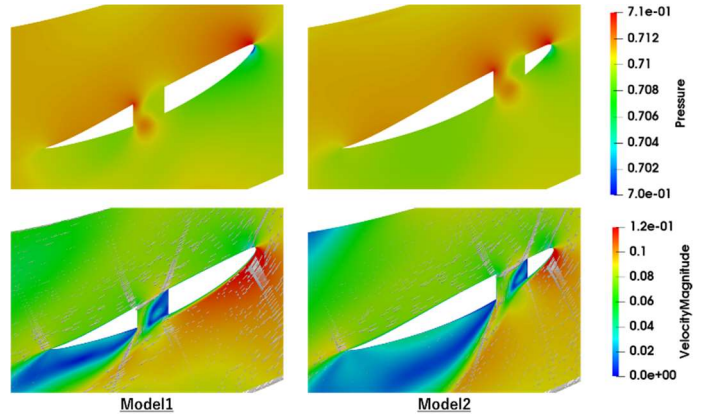


Fig. 11 Pressure distribution and velocity distribution around blade with circumferential grooves.

4. 1. 3 周方向溝が全圧損失に及ぼす影響

図 12 に周方向溝による全圧損失の変化を示す。溝を施したモデルの方が失速前の全圧損失の値が大きくなっている。溝によって溝付近の流れが乱れ、主流の抵抗となったことで全圧損失の悪化につながったと考える。

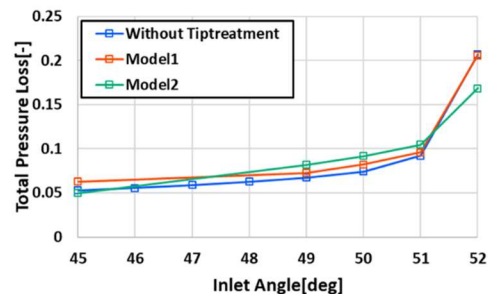


Fig. 12 Variation in total pressure loss with respect to circumferential grooves.

4. 2 溝による流れの乱れを抑制した溝が翼列性能と流れ場に及ぼす影響

翼端に周方向溝を施すと、翼端から離れた領域の剥離の成長を抑制できるが、溝付近の流れが乱れることがわかったので、溝による流れの乱れをできるだけ少なくすることを目的とし、図 13 に示す 20% chord 位置からミッドコード位置にかけて溝を施した Model3、20% chord 位置から 70% chord 位置にかけて溝を施した Model4 を作成し、翼列性能と流れ場に及ぼす影響を調査した。Model3, 4 の溝の深さは Model1, 2 と等しく、溝内で流れが乱れる領域を少なくするために、溝の入り口部分と出口部分の幅は Model1, 2 の半分の大きさとした。

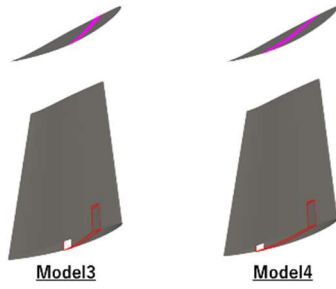


Fig. 13 Proposed groove models.

4.2.1 溝による流れの乱れを抑制した溝が失速特性に及ぼす影響

図 14 に失速特性の変化を示す。Model3, 4 の方が流入角 50[deg]から 51[deg]にかけての揚力係数の減少の傾きが大きくなっており失速特性が悪化しているが、Model1, 2 よりも失速前の揚力係数の減少を低減できていることが確認できる。図 15 に翼端から 15% span 位置、図 16 に翼端から 50% span 位置における失速特性の変化を示す。翼端から 15% span 位置では溝を施したモデルの方が流入角 50[deg]から 51[deg]にかけての揚力係数の減少を抑制できており、失速特性の改善傾向が確認できる。しかし翼端から 50% span 位置では流入角 50[deg]から 51[deg]にかけての揚力係数の減少の傾きが大きくなっており失速特性が悪化している。

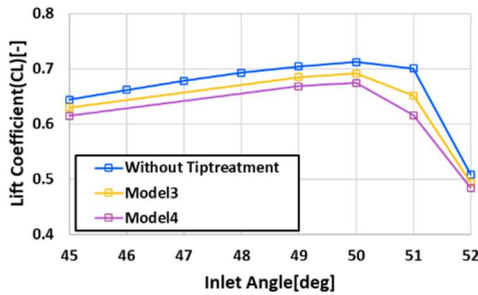


Fig. 14 Variation in stall characteristics with respect to proposed groove models.

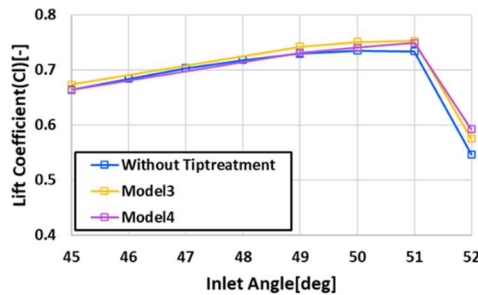


Fig. 15 Variation in stall characteristics with respect to proposed groove models. (15% span from tip)

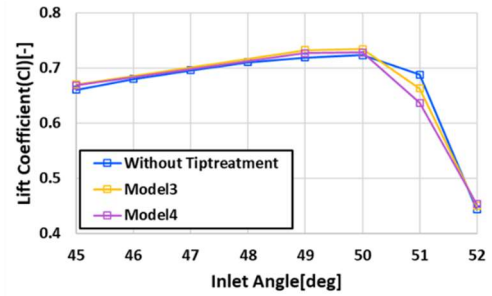


Fig. 16 Variation in stall characteristics with respect to proposed groove models. (50% span from tip)

4.2.2 溝による流れの乱れを抑制した溝が流れ場に及ぼす影響

図 17 に流入角 51[deg]における翼負圧面側の流れの変化を示す。溝を施すことで翼端付近の剥離の成長を抑制できているが、翼端から離れた領域では剥離の成長を促進していることがわかる。図 18 に溝内を通る流れを示す。溝内を通った流体を翼に沿って流すことができているが、翼端から離れた領域に導いていないことがわかる。溝内を通った流体を翼に沿って流すことができたことで翼端付近では剥離の成長を抑制し失速特性の改善傾向につながったが、翼根方向に導くことができなかったことで翼端から離れた領域の剥離の成長を促進し、失速特性の悪化につながったと考える。

図 19 に流入角 51[deg]における翼周りの速度の z 方向成分の変化を示す。Model1, 2 では溝の翼負圧面側で翼根側に向かう流れが確認できたが Model3, 4 ではこの流れが見られない。図 20 に流入角 51[deg]における翼負圧面の圧力分布を示す。Model1, 2 で見られた溝内で圧力が高くなる領域が見られない。図 21 に溝のスパン中央位置における圧力分布と速度分布を示す。溝を通った流体が翼に沿って流れており、溝内部で流れが乱れる領域の生成を抑制できているが、溝出口部分で圧力の高くなる領域が生成されないことがわかる。溝による流れの乱れを抑制したことで、溝内で剥離領域が生成されず、この剥離領域に起因する溝出口部分の圧力が高くなる領域が生成されなかったことで、溝出口部分と翼根側との圧力差を生成できず、溝内を通った流体を翼根方向に導くことができなかったと考える。

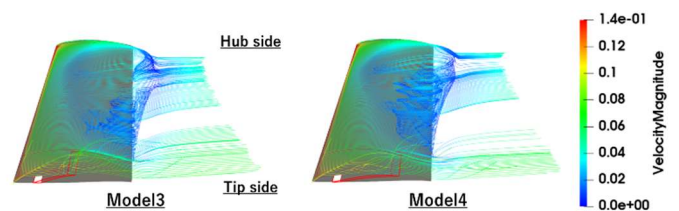


Fig. 17 Flow variation near suction surface with respect to proposed groove models.

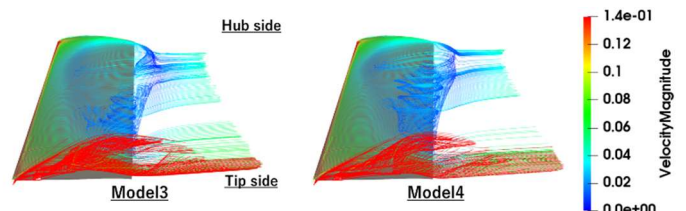


Fig. 18 Flow variation near suction surface with respect to proposed groove models. (With streamlines in grooves)

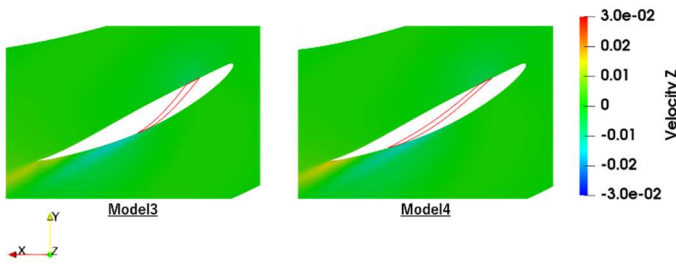


Fig. 19 Variation in z component of velocity with respect to proposed groove models. (15% span from tip)

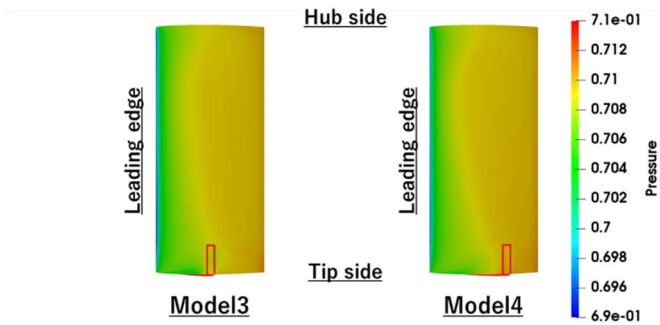


Fig. 20 Pressure distribution on the suction surface of the blade with proposed grooves.

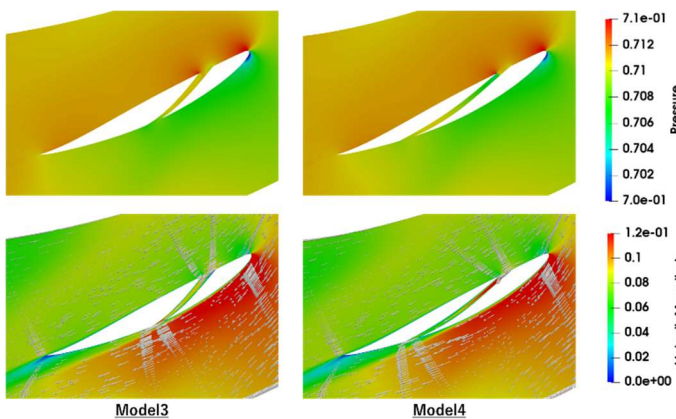


Fig. 21 Pressure distribution and velocity distribution around blade with proposed grooves.

4. 2. 3 溝による流れの乱れを抑制した溝が全圧損失に及ぼす影響

図 22 に提案した溝による全圧損失の変化を示す。溝を施したモデルの方が全圧損失の値が小さくなっている。溝によって翼端付近の流れを主流方向に導くことができ、翼端付近の剥離の成長を抑制し主流の抵抗を低減できたことで、全圧損失の改善につながったと考える。

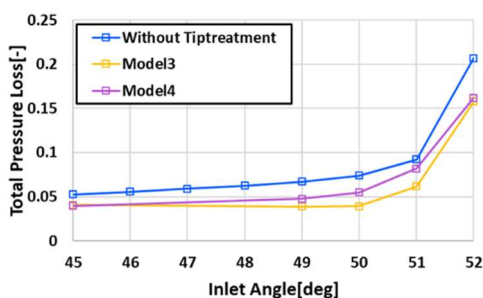


Fig. 22 Variation in total pressure loss with respect to proposed groove models.

5. 結論

本研究では直線翼列を対象とした数値計算により、翼端に加工した溝が翼列性能と流れ場に及ぼす影響を調査した結果、以下の知見が得られた。

- ・翼端に周方向溝を施すことで溝内で剥離領域が生成され、この剥離領域に起因して溝出口部分で圧力が高くなる領域が生成されることで溝出口部分と翼根側とで圧力差が生じる。そしてこの圧力差によって溝内を通った流体を翼根方向に導くことができ、翼端から離れた領域の剥離の成長を抑制し、より圧力差が大きくなる前縁側に施した溝では失速特性の改善傾向が見られる。

- ・溝による流れの乱れを抑制した溝では、溝内を通った流体を翼に沿って流すことができたことで、翼端付近で剥離の成長を抑制し失速特性の改善傾向が見られた。しかし、溝内の剥離領域に起因する溝出口部分で圧力が高くなる領域が生成されず、溝内を通った流体を翼根方向に導くことができなかつたため、翼端から離れた領域では剥離の成長を促進し失速特性は悪化する。

- ・全圧損失については、周方向溝では溝付近の流れが乱れ主流の抵抗となるため全圧損失が悪化し、溝による流れの乱れを抑制した溝では、翼端付近の流れを主流に沿わせることで翼端付近の剥離の成長を抑制することができ全圧損失は改善する。

以上の知見から、Model3, 4 の形状で溝出口部分を前縁側に設置し、溝の入口から出口に向かって流路が拡大する溝を施せば、溝による流れの乱れを抑えつつ溝出口部分で圧力が高くなる領域を生成でき、翼端溝によって全圧損失の低下を抑え失速特性の改善を実現できると考える。

謝辞

CFD コードの UPACS を使用させていただくにあたり JAXA の山本一臣氏と賀澤順一氏には貴重な御助言を頂戴した。ここに感謝の意を表する。

文献

- (1) 酒井祐輔他, “航空エンジンの高性能化に向けた要素技術の開発”, 川崎重工技報, No.179, 2018.
- (2) 山本誠他, “ガスタービン工学”, 日本ガスタービン学会, 2013.
- (3) 山本一臣他, “CFD 共通基盤プログラム UPACS の開発”, 第 14 回数値流体力学シンポジウム, D02-1, 2000.
- (4) 吉澤徹, 松尾裕一, “航空工学におけるレイノルズ平均乱流モデルの概観と時間スケールによる物理的意味の考察”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, 2015.
- (5) 谷一郎他, “流体力学実験法”, 岩波書店, 1980, pp.223-224.
- (6) 金子雅直, “Groove 型ケーシングトリートメントが圧縮機直線翼列内の翼端漏れ流れの挙動に及ぼす影響”, ターボ機械, Vol.48, No.6, 2019, pp.17-24.
- (7) Juan,D., Jichao,L., Lipeng,G., Feng,L., and Jingyi,C., “The Impact of Casing Grooves Location on Stall Margin and Tip Clearance Flow in a Low-Speed Axial Compressor”, ASME J Turbomach., Vol.138, No.12, 2016, p.121007.