

**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**ÇİT TASARIMI VE GÖVDE OLUK YAPILARININ EKSENEL VE  
TRANSONİK BİR TÜRBİNİN AERODİNAMİK PERFORMANSINA  
ETKİLERİNİN İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Didem Deniz KAYABAŞI**

**Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı**

**Savunma Teknolojileri Programı**

**HAZİRAN 2024**



**İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ**

**ÇİT TASARIMI VE GÖVDE OLUK YAPILARININ EKSENEL VE  
TRANSONİK BİR TÜRBİNİN AERODİNAMİK PERFORMANSINA  
ETKİLERİNİN İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Didem Deniz KAYABAŞI  
(514101012)**

**Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı**

**Savunma Teknolojileri Programı**

**Tez Danışmanı: Doç. Dr. Levent Ali KAVURMACIOĞLU**

**HAZİRAN 2024**



**ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL**

**INVESTIGATION OF THE EFFECTS OF SQUEALER TIP AND GROOVE  
CASING TREATMENT ON THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF AN  
AXIAL AND TRANSONIC TURBINE**

**M.Sc. THESIS**

**Didem Deniz KAYABAŞI  
(514101012)**

**Department of Defense Technologies**

**Defense Technologies Graduate Program**

**Thesis Advisor: Assoc. Prof. Levent Ali KAVURMACIOĞLU**

**JUNE 2024**



İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 514101012 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Didem Deniz KAYABAŞI, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “ÇİT TASARIMI VE GÖVDE OLUK YAPILARININ EKSENEL VE TRANSONİK BİR TÜRBİNİN AERODİNAMİK PERFORMANSINA ETKİLERİNİN İNCELENMESİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

**Tez Danışmanı :**      **Doç. Dr. Levent Ali KAVURMACIOĞLU** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :**      **Prof. Dr. Emre ALPMAN** .....  
Marmara Üniversitesi

**Doç. Dr. Murat ÇAKAN** .....  
İstanbul Teknik Üniversitesi

**Teslim Tarihi**            : 07 Haziran 2024  
**Savunma Tarihi**        : 27 Haziran 2024





*Aileme,*



## ÖNSÖZ

Yüksek lisans tez çalışmam süresince anlayışla ve sabırla desteklerini esirgemeyen saygıdeğer hocam ve tez danışmanım sayın Doç. Dr. Levent Ali KAVURMACIOĞLU'na saygı ve teşekkürlerimi sunarım.

Aileme her zaman benim yanımda oldukları için teşekkür ederim. Arkadaşıma, zor zamanlarda motive olmamı sağladıkları ve bilgilerini her zaman benimle paylaşarak destek oldukları için teşekkür ederim.

Haziran 2024

Didem Deniz Kayabaşı  
(Makina Mühendisi)



## İÇİNDEKİLER

### Sayfa

|                                                            |      |
|------------------------------------------------------------|------|
| ÖNSÖZ .....                                                | vii  |
| İÇİNDEKİLER .....                                          | ix   |
| KISALTMALAR .....                                          | xi   |
| SEMBOLLER .....                                            | xiii |
| ÇİZELGE LİSTESİ.....                                       | xv   |
| ŞEKİL LİSTESİ.....                                         | xvii |
| ÖZET .....                                                 | xix  |
| SUMMARY .....                                              | xxi  |
| 1. GİRİŞ .....                                             | 1    |
| 1.1 Tezin Amacı .....                                      | 1    |
| 1.2 Literatür Araştırması .....                            | 2    |
| 2. SAYISAL MODEL .....                                     | 7    |
| 2.1 Giriş.....                                             | 7    |
| 2.2 Korunum Denklemleri.....                               | 7    |
| 2.3 RANS Denklemleri .....                                 | 9    |
| 2.4 k- $\omega$ SST Türbülans Modeli .....                 | 10   |
| 3. HAD YÖNTEMİ .....                                       | 13   |
| 3.1 Giriş.....                                             | 13   |
| 3.2 Sınır Şartları .....                                   | 15   |
| 3.3 Çözüm Ağı ve Çözüm Ağından Bağımsızlık Çalışması ..... | 16   |
| 3.4 Sonuçlar.....                                          | 18   |
| 3.5 Sayısal Doğrulama Çalışması.....                       | 21   |
| 4. KANAT UÇ AÇIKLIĞI ETKİSİNİN İNCELENMESİ.....            | 23   |
| 4.1 Uç Açıklığı Parametreleri.....                         | 23   |
| 4.2 HAD Modeli.....                                        | 23   |
| 4.3 Sonuçlar.....                                          | 24   |
| 5. ÇİT VE OLUK YAPILARININ ETKİLERİNİN İNCELENMESİ.....    | 29   |
| 5.1 Çit Yapısı Etkilerinin İncelenmesi .....               | 29   |
| 5.1.1 Çit Yapısının Modellenmesi .....                     | 29   |
| 5.1.2 Çözüm Ağının Oluşturulması .....                     | 31   |
| 5.1.3 Sonuçlar .....                                       | 32   |
| 5.2 Oluk Yapısı Etkilerinin İncelenmesi.....               | 33   |
| 5.2.1 Oluk Boyutları ve Geometrisinin Modellenmesi .....   | 33   |
| 5.2.2 Çözüm Ağının Oluşturulması .....                     | 34   |
| 5.2.3 Sonuçlar .....                                       | 35   |
| 6. SONUÇ VE ÖNERİLER.....                                  | 45   |
| KAYNAKLAR .....                                            | 46   |
| ÖZGEÇMİŞ.....                                              | 49   |



## **KISALTMALAR**

|             |                                   |
|-------------|-----------------------------------|
| <b>BK</b>   | : Basınç Kenarı                   |
| <b>CV</b>   | : Köşe Vorteksi                   |
| <b>EK</b>   | : Emme Kenarı                     |
| <b>FK</b>   | : Firar Kenarı                    |
| <b>HAD</b>  | : Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği |
| <b>HK</b>   | : Hücüm Kenarı                    |
| <b>HPV</b>  | : Göbek Pasaj Vorteksi            |
| <b>LV</b>   | : Kanat Ucu Vorteksi              |
| <b>RANS</b> | : Reynolds-Averaged Navier-Stokes |
| <b>RMS</b>  | : Root Mean Square                |
| <b>SST</b>  | : Shear Stress Transport          |
| <b>TPV</b>  | : Uç Pasaj Vorteksi               |



## SEMBOLLER

|                        |                                 |
|------------------------|---------------------------------|
| <b>b</b>               | : Oluk genişliği                |
| <b>C</b>               | : Kanat aksel veter uzunluğu    |
| <b>C<sub>a</sub></b>   | : Kanat veter uzunluğu          |
| <b>C<sub>p</sub></b>   | : Basınç katsayısı              |
| <b>C<sub>p0</sub></b>  | : Toplam basınç katsayısı       |
| <b>G</b>               | : Oluk derinliği                |
| <b>h</b>               | : Kanat yüksekliği              |
| <b>l</b>               | : Oluklar arası mesafe          |
| <b>P</b>               | : Basınç                        |
| <b>s</b>               | : Çit yüksekliği                |
| <b>T</b>               | : Sıcaklık                      |
| <b>t</b>               | : Kanat uç açıklığı             |
| <b>u</b>               | : Hız                           |
| <b>U<sub>m</sub></b>   | : Ortalama kanat hızı           |
| <b>w</b>               | : Çit genişliği                 |
| <b>y<sup>+</sup></b>   | : Boyutsuz duvar uzunluğu       |
| <b>ΔC<sub>p0</sub></b> | : Toplam basınç kayıp katsayısı |
| <b>ρ</b>               | : Yoğunluk                      |
| <b>Q</b>               | : Q kriteri                     |
| <b>Ω'</b>              | : Vortisite                     |
| <b>μ</b>               | : Dinamik vizkozite             |



## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

|                                                                                                                                                |           |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>Çizelge 3.1:</b> HAD modeli için kullanılan çözücü ayarları.....                                                                            | <b>15</b> |
| <b>Çizelge 3.2:</b> Üç farklı ağ yapısı için ağ parametreleri ve eleman sayıları. ....                                                         | <b>17</b> |
| <b>Çizelge 3.3:</b> Üç farklı ağ yapısı için kanat çıkış düzlemindeki $C_{p0}$ değerleri.....                                                  | <b>18</b> |
| <b>Çizelge 3.4:</b> HAD ve Tasarım Yazılımı $C_{p0}$ değerleri karşılaştırması. ....                                                           | <b>21</b> |
| <b>Çizelge 4.1 :</b> Üç farklı uç açıklığı ve kanat firar kenarı $0.05C_a$ uzaklığındaki $C_{p0}$ değerleri. ....                              | <b>24</b> |
| <b>Çizelge 4.2 :</b> Üç farklı uç açıklığı ve kanat firar kenarı $0.05C_a$ uzaklığındaki $C_{p0}$ değerleri. ....                              | <b>28</b> |
| <b>Çizelge 5.1 :</b> Düz kanat ve çit tasarımlı kanat firar kenarı $0.05C_a$ uzaklığındaki $C_{p0}$ değerleri. ....                            | <b>32</b> |
| <b>Çizelge 5.2 :</b> Düz kanat ve çit tasarımlı kanat uç açıklıklarından geçen sızıntı debileri. ....                                          | <b>32</b> |
| <b>Çizelge 5.3 :</b> Düz ve çit tasarımlı kanatlar ile oluklu gövdelerdeki kanat firar kenarı $0.05C_a$ uzaklığındaki $C_{p0}$ değerleri. .... | <b>35</b> |
| <b>Çizelge 5.4 :</b> Düz ve çit tasarımlı kanatlar ile oluklu gövdelerdeki uç açıklıklarından geçen sızıntı debileri. ....                     | <b>41</b> |



## ŞEKİL LİSTESİ

### Sayfa

|                                                                                                                                                                                                                                                                         |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Şekil 1.1: Gaz türbini ve komponentleri.....                                                                                                                                                                                                                            | 2  |
| Şekil 1.2: Türbin kademesi hız üçgenleri. ....                                                                                                                                                                                                                          | 3  |
| Şekil 1.3: Rotor göbek cidarında oluşan at nalı vorteksi ile onun yarattığı pasaj ve köşe vorteksleri. ....                                                                                                                                                             | 4  |
| Şekil 1.4: Rotor göbek ve gövde cidarlarında oluşan vorteksler. ....                                                                                                                                                                                                    | 4  |
| Şekil 3.1: Tasarım programında üretilen stator ve rotor kanatlarından oluşan türbin kademesinin 3D modeli. ....                                                                                                                                                         | 13 |
| Şekil 3.2: Giriş ve çıkış hacimleri uzatılmış türbin kademesi 2 boyutlu kesiti. ....                                                                                                                                                                                    | 14 |
| Şekil 3.3: Giriş, stator, rotor ve çıkış akış hacimleri. ....                                                                                                                                                                                                           | 14 |
| Şekil 3.4: Giriş, stator, rotor ve çıkış akış hacmi ağ yapısı. ....                                                                                                                                                                                                     | 16 |
| Şekil 3.5: Stator ve rotor kanat yüzeylerindeki ağ yapısı. ....                                                                                                                                                                                                         | 16 |
| Şekil 3.6: Kanat uç açıklığındaki sınır tabaka ağ yapısı. ....                                                                                                                                                                                                          | 17 |
| Şekil 3.7: Kanat 0.5h boyunda emme ve basma kenarlarındaki $C_{p0}$ dağılımı. ....                                                                                                                                                                                      | 19 |
| Şekil 3.8: Kanat 0.96h boyunda emme ve basma kenarlarındaki $C_{p0}$ dağılımı. ....                                                                                                                                                                                     | 19 |
| Şekil 3.9: Stator ve rotor kanat yüzeylerindeki $y^+$ dağılımı. ....                                                                                                                                                                                                    | 20 |
| Şekil 3.10: Kanat 0.5h mesafesinde stator ve rotor kanat yüzeylerindeki $y^+$ dağılımı. ....                                                                                                                                                                            | 20 |
| Şekil 4.3: Kanatlar arası pasajda oluşan vortekslerin q-kriterine göre yoğunluğu: a) 0.005h uç açıklığı, b) 0.01h uç açıklığı, c) 0.025 uç açıklığı.....                                                                                                                | 25 |
| Şekil 4.4: Kanat firar kenarından 0.05 $C_a$ uzaklıktaki $C_{p0}$ dağılımı.....                                                                                                                                                                                         | 26 |
| Şekil 4.5: Kanat 0.96h mesafesinde oluşturulan yüzeydeki $C_{p0}$ dağılımı. ....                                                                                                                                                                                        | 27 |
| Şekil 4.6: Kanat veteri boyunca uç açıklığından geçen sızıntı debileri dağılımı.....                                                                                                                                                                                    | 27 |
| Şekil 5.1: Kanat ucu çit yapısı kesit görüntüsü. ....                                                                                                                                                                                                                   | 29 |
| Şekil 5.2: Çit tasarımlı rotor kanat geometrisi.....                                                                                                                                                                                                                    | 30 |
| Şekil 5.3: Akış hacmi oluşturmak için hazırlanan göbek, gövde ve kanat geometrisi.....                                                                                                                                                                                  | 30 |
| Şekil 5.4: Çit yapıları kanat akış hacmi için oluşturulan ağ yapısı. ....                                                                                                                                                                                               | 31 |
| Şekil 5.5: Çit yapıları kanat ucunda oluşturulan sınır tabaka ağ yapısı. ....                                                                                                                                                                                           | 32 |
| Şekil 5.6: Gövde oluk yapısı kesit görüntüsü. ....                                                                                                                                                                                                                      | 33 |
| Şekil 5.7: 2 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanattan oluşan rotor kademesi. ....                                                                                                                                                                                         | 34 |
| Şekil 5.8: Oluk yapıları akış hacmi için oluşturulan ağ yapısı. ....                                                                                                                                                                                                    | 35 |
| Şekil 5.9: Kanat firar kenarından 0.05 $C_a$ uzaklıktaki düzlemde $C_{p0}$ dağılımı: a) Düz kanat ucu, b) Çit tasarımlı kanat ucu, c) 2 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat, d) 4 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat ve e) 6 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat. .... | 36 |
| Şekil 5.10: Kanat veteri boyunca 0.27 $C_a$ , 0.5 $C_a$ , 0.7 $C_a$ ve 0.85 $C_a$ kesitlerinde $C_{p0}$ dağılımları: a) çit tasarımlı kanat ve b) 6 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat.....                                                                            | 37 |
| Şekil 5.11: Q-kriteri uygulanan vortex yapıları: a) Düz kanat ucu, b) Çit tasarımlı kanat ve c) 6 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat. ....                                                                                                                             | 38 |

- Şekil 5.12:** Kanat  $0.96h$  boyundaki düzlemde emme ve basma kenarlarındaki  $C_{p0}$  dağılımı: a) düz kanat ucu, b) Çit yapılı kanat, c) 2 oluklu gövde ve çit yapılı kanat, d) 4 oluklu gövde ve çit yapılı kanat ve e) 6 oluklu gövde ve çit tasarımı kanat. .... **39**
- Şekil 5.13:** Kanat veteri  $0.2 C_a$  ve  $0.5 C_a$  mesafelerinde kanat ucundaki akım çizgileri: a) Düz kanat ucu, b) Çit tasarımı kanat ucu, c) 6 oluklu gövde ve çit tasarımı kanat ucu. .... **40**
- Şekil 5.14:** Kanat veter boyunca uç açıklığındaki kanat basma kenarından emme kenarına geçen sızıntı debisi. .... **41**
- Şekil 5.15:** Kanat  $0.96h$  mesafesinde emme ve basma kenarlarındaki  $C_{p0}$  dağılımı. **42**
- Şekil 5.16:** Kanat firar kenarı  $0.05C_a$  uzaklığındaki yüzeyde kanat  $h$  yüksekliği boyunca  $C_{p0}$  dağılımı. .... **43**



# ÇİT TASARIMI VE GÖVDE OLUK YAPILARININ EKSENEL VE TRANSONİK BİR TÜRBİNİN AERODİNAMİK PERFORMANSINA ETKİLERİNİN İNCELEMESİ

## ÖZET

Eksenel türbinlerde kanat ucu boşluğunun performansa etkisi oldukça büyüktür. Kanat basınç yüzeyi ve emme yüzeyi arasındaki basınç farkının yarattığı uç sızıntı akışı türbin performansındaki kayıpları artırmaktadır. Uç sızıntı akışı üç boyutlu karmaşık bir yapıya sahiptir. Türbinin dönme hareketi için gerekli olan kanat ucu boşluğu ısı etkileri de gözönünde bulundurulduğunda belirli bir büyüklüğün altında seçilememektedir. Kanat ucu kayıplarını azaltmaya yönelik çalışmalar seçilebilecek minimum kanat ucu yüksekliği dolayısıyla kısıtlı kalmaktadır. Bu nedenle kanat ucunda sızıntı akışını azaltmak amaçlı çeşitli pasif kontrol yöntemleri geliştirilmiştir. Çit yapılı kanat ucu bu yöntemlerden bir tanesidir. Çit yapısında, kanat uç yüzeyinde belirli genişlik ve derinlikte oyuk oluşturulmaktadır. Bu oyuk, sızıntı akışının vorteks oluşturmaya yol açarak sızıntı debisinin ve basınç kayıplarının azalmasına yardımcı olmaktadır.

Bir diğer pasif kontrol yöntemi ise gövde oluk yapısıdır. Bu yöntemde kanat ucu yerine gövde üzerinde oluklar oluşturularak sızıntı akışının azaltılması amaçlanmaktadır.

Tez kapsamında bir turbojet motoruna ait eksenel türbinde farklı kanat ucu yüksekliklerindeki düz kanat ucu, nominal yükseklikteki çit yapılı kanat ucu ve gövde oluk yapısının çit kanat ucu ile birlikte uygulandığı durumlar Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) kullanılarak nümerik olarak incelenmiştir.

Öncelikle tasarım noktası uç açıklığı olan 0.01h için ağdan bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiştir. Kaba, orta ve seyrek olmak üzere üç farklı ağ yapısı oluşturulmuştur. Üç ağ yapısının kanat firar kenarı 0.05  $C_a$  uzaklığındaki basınç kayıp katsayıları karşılaştırılarak çözüm için doğru sonuçları sağlayabilecek ağ yapısına karar verilmiştir.

Ağ yapısı belirlendikten sonra, farklı kanat uç açıklıklarının aerodinamik etkileri incelenmiştir. Bu çalışma için seçilen uç açıklıkları, tasarım noktasındaki nominal kanat uç açıklığı olan 0.01h ile bu uç açıklığına ek olarak 0.005h ve 0.025h uç açıklığı değerleri olmuştur. Üç farklı uç açıklığı değeri için HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Aerodinamik etkiler incelenirken kanat boyunun orta değeri olan 0.5h ve kanat boyu ucuna yakın bir değer olan 0.96h yüksekliklerindeki yüzeylerde basınç kayıp katsayıları karşılaştırılmıştır. Kanat orta yüzeyindeki kayıp katsayıları tüm uç açıklıkları için çok yakın sonuçlar verirken, kanat ucuna yakın yüzeyde birbirlerinden ayrılmaktadırlar. 0.005h uç açıklığı için kayıp katsayılarının düşük değerlerde olduğu görülürken, en yüksek basınç kayıp değerinin 0.025h uç açıklığı için gerçekleştiği görülmüştür. Kanat boyu üzerindeki incelemelere ek olarak kanat veter boyunca da aerodinamik etkiler incelenmiştir. Kanat firar kenarından 0.05 $C_a$  uzaklıkta oluşturulan yüzeydeki basınç katsayıları incelendiğinde, kanat ucu açıklığı arttıkça sızıntı vorteksinin küçülerek pasaj vorteksinin büyüdüğü gözlenmiştir. Uç açıklığından geçen sızıntı debi değerleri de karşılaştırılmıştır. 0.005h uç açıklığından geçen sızıntı debisinin 0.01h uç açıklığına göre %68 azaldığı görülürken, 0.025h uç açıklığı için %172 arttığı görülmüştür. Basınç kayıp katsayısı değişimlerini incelendiğinde 0.005h

uç açıklığı değerinin 0.01h durumuna göre 0.94% azaldığı, 0.025h durumun ise 0.01h uç açıklığına göre 2.08% arttığı görülmüştür.

Çit geometrisinin türbin kayıplarına etkilerinin incelendiği çalışmada çit duvar kalınlığı 0.2mm, oyuk derinliği ise 0.35mm seçilmiştir. Çit yapısı akış hacmi için hibrit ağ yapısı oluşturulmuştur. Kanat 0.9h yüksekliğine kadar hegzagonal ağ oluşturulurken çit yapısını içeren uç kısmında tetragonal ağ yapısı oluşturulmuştur. HAD çözüm sonuçları incelendiğinde, kanat uç yüzeyindeki basınç kayıp katsayılarının 0.01h uç açıklığı olan kanada göre 0.19% azaldığı görülmüştür. Kanat çıkışında yine kayıplar azalırken sızıntı vorteksinin küçüldüğü ve pasaj vorteksinin büyüdüğü görülmüştür. Sızıntı debisi değerleri incelendiğinde çit tasarımında orjinal tasarıma göre %9 oranında bir azalma olduğu görülmüştür.

Gövde oluk çalışmasında oluk derinliği 0.01h ve genişlik değeri  $0.005C_a$  seçilmiştir. 2, 4 ve 6 adet oluk yerleştirildiği üç farklı gövde oluk yapısı için bir önceki çalışmada kullanılan çit tasarımlı kanat ile birlikte HAD çözümleri gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar incelendiğinde, gövde oluk sayısı artışı ile sızıntı vorteksinde küçülme ve pasaj vorteksinde büyüme görülmüştür.

Sızıntı debisi değerleri incelendiğinde 2 oluklu gövde için debi değerinin orjinal tasarıma göre %31.9 oranında, 4 ve 6 oluklu gövdeler için ise sırasıyla %50.8 ve %68 oranlarında azaldığı görülmüştür. Basınç kayıp katsayısı değişimi ise düz kanada göre 2 oluklu gövde için 0.32% azalma görülürken, 4 oluklu gövde de bu değer 0.25%, 6 oluklu gövdede ise 0.27% azalma sonucu vermiştir.

Çalışmaların sonucunda, uç açıklığı değerini küçültmenin basınç kayıp katsayılarını ve sızıntı debisini azalttığı görülmüştür. Bu değeri arttırmanın  $C_{p0}$  ve sızıntı debi değerlerini arttırdığı görülmüştür. Çit tasarımında sızıntı debisi ve  $C_{p0}$  değerleri düz kanat tasarımına göre azalmıştır. Çit tasarımına gövde oluk yapılarının da eklendiği tasarımlarda aerodinamik etkiler incelendiğinde sızıntı debisi ve basınç kayıpları değerlerinin daha da azaldığı görülmüştür. Tüm incelenen tasarımlar arasında en düşük  $C_{p0}$  değeri 2 oluklu gövde için görülürken, en düşük sızıntı debisi 6 oluklu gövde için gerçekleşmiştir.

# **INVESTIGATION OF THE EFFECTS OF SQUEALER TIP AND GROOVE CASING TREATMENT ON THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF AN AXIAL AND TRANSONIC TURBINE**

## **SUMMARY**

Tip clearance of a rotor blade is a necessity for the rotational movement of the blade. It has an important effect on the performance of an axial turbine. Tip clearance has a limit value because of the possibility of a rubbing between blade tip and the casing when the thermal expansions of blade taken account. Tip leakage flow is a phenomenon that occurs on the cause of the pressure differences between the suction and the pressure sides of the rotor blade. Tip leakage flow has a complex and 3D structure. The flow that passes to the suction side of the blade creates a vortex which causes an increase on turbine losses. So, some passive control methods have been developed that lowers pressure losses caused by the tip leakage flow. Squealer type blade tip is one of these passive control methods. In squealer treatment, a cavity is created on the tip side of the blade which has a specific depth and width. In this cavity, a vortex has been developed that helps the leakage mass and pressure losses to decrease.

Another passive control method is the casing groove treatment. The goal of this method is to decrease the leakage flow and pressure losses by creating cavities on the casing.

The method used in this study is CFD (Computational Fluid Dynamic) which solves conservation equations numerically. CFD has been chosen for investigation of tip clearance effects aerodynamically instead of applying experimental methods because it would be very difficult to measure and calculate flow structures in tip clearance.

In this thesis, a rotor row of a transonic turbine has been investigated aerodynamically. Firstly, a mesh independence study has been examined for the rotor row. After that, aerodynamic effects of tip clearance sizes have been examined. Three different tip clearance sizes have been selected for comparison. Then, a squealer treatment applied to the rotor blade and its effects have been investigated. Finally, three different of groove casing treatment states with the blade that has the squealer tip have been numerically calculated. The number of grooves which are 2, 4 and 6 are selected and investigated. The results has been compared with the squealer blade tip case.

Firstly, a mesh independency study has been applied. Three different mesh structures which have coarse, middle and fine element sizes have been created. A CFD analysis has been ran for each mesh structure. Pressure losses at a  $0.05C_a$  distance from trailing edges have been examined. Results of the cases that have fine and middle element sizes have showed very close values of pressure losses. Also,  $y^+$  values on blade surfaces have been examined and for middle and fine meshes it has been seen below 2 which was the goal. So, it could be seen that the mesh structure which have middle element sizes can be suitable numerical calculation. And this mesh structure has been used for the next CFD analyses.

A numerical correction has been applied for the selected mesh structure. To compare the CFD results of selected mesh, the values calculated by the design tool has been used. Pressure loss coefficients of CFD calculation and design tool results have been

calculated. The difference between these two  $C_{p0}$  values has found out 0.35% which could be accepted.

In tip clearance effect study, the values examined are 0.01h which is the tip clearance of design point, 0.005h and 0.025h tip clearance heights. Pressure loss coefficients at blade 0.5h span and blade 0.96h span have been investigated to be able to see the aerodynamical effects. The pressure loss coefficients at middle span for all tip clearances are giving similar results while at 0.96h span they are showing differences. The pressure loss coefficient for 0.005h are the smallest when the largest value has been seen for 0.025h tip clearance. Also, pressure loss coefficient at a surface  $0.05C_a$  away from blade trailing edge have been investigated. And results show that the tip vortex and passage vortex are becoming smaller for 0.005h tip clearance. The passage vortex has its largest value for 0.025h tip clearance. The decrease of  $C_{p0}$  for 0.005h tip clearance has been 0.94% against 0.01h tip clearance. Also, a 2.08% increase of  $C_{p0}$  has been calculated for 0.025h tip clearance. Tip leakage mass values also have been investigated. The leakage mass for 0.005h tip clearance has showed a decrease of 74% along 0.01h value. A leakage mass increase of 172% has been calculated for 0.025h tip clearance along 0.01h tip clearance.

In first passive control study, a squealer blade design has been investigated. A width of 0.2mm and a depth of 0.35mm are selected for squealer blade design. A hybrid mesh has been generated for fluid domain where above 90% blade span, tetragonal elements have been used and below this span, hexagonal elements have been created. The CFD results show that pressure loss coefficient values at blade exit have been decreased 0.19% compared to 0.01h tip clearance. Tip vortex has been become smaller and passage vortex seemed to get larger against 0.01h tip clearance case.  $C_{p0}$  values at 0.5h and 0.96h blade spanes also investigated. The leakage mass value of squealer blade has also decreased 9% compared to the original blade design.

In groove casing study, three different cases have been examined. 2, 4 and 6 groove cases are selected for investigation. The depth and the width of the grooves have been selected as 0.01h and  $0.05C_a$  respectively. The states of squealer blade desing and groove casing have been used together in this study. CFD results show that as the groove numbers increase, tip leakage vortex becoming smaller and passage vortex getting larger. The pressure loss coefficients at surfaces that have been created at a distance of  $0.05C_a$  far from blade training edge have been compared. A 0.32%  $C_{p0}$  decrease has been calculated for 2 groove casing while these values are 0.25% and 0.27% for 4 groove and 6 groove casings respectively. While leakage masses are investigated, a 37% decrease have been calculated for 2 groove casing case comparing to the original desing. the leakage mass reduction for 4 and 6 groove casings have been calculated 52% and 68% respectively.

In conclusion, this study has showed that reducing tip clearance size have a positive effect on leakage mass and aerodynamic losses. A tip clearance of 0.005h has provided 74% less leakage mass and 0.94% better pressure loss instead of using 0.01h tip clearance. When the tip clearance has increased to 0.025h, the leakage mass and  $C_{p0}$  have risen 171% and 2.08% respectively along 0.01h tip clearance state. The passive control methods that have used for lowering aerodynamic effects of tip clearance have provided better results. Adding squealer tip on blade has reduced tip leakage mass 9% and pressure loss coefficient 0.19%. Using groove casings with squealer blade tip has also reduced turbine losses. Applying 2, 4 and 6 grooves to the casing has lessened pressure loss coefficients by 0.32%, 0.25% and 0.27% respectively. The most pressure

loss reduction has been calculated for the design which has 2 groove casing with squealer blade tip. Leakage mass values have affected more with the use of grooves on casing. The casing that has been applied 6 grooves has provided 68% less leakage mass while these decreases have values of 52% and 37% for 4 and 2 groove casing states respectively.





## 1. GİRİŞ

### 1.1 Tezin Amacı

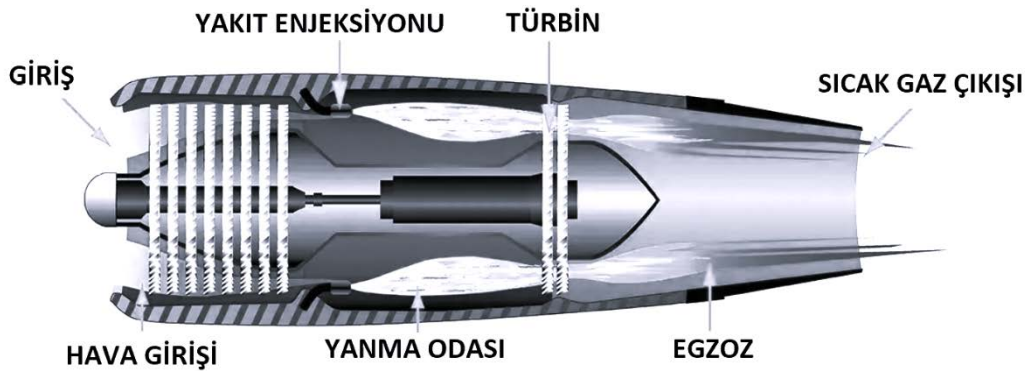
Eksenel türbinlerde dönel harekete sahip kanatlar ile gövde arasında bağıl hareketi sağlamak ve ısı gerilmelerden kaynaklanacak uzamalar sonucu kanadın gövdeye temasını engellemek amacıyla belirli bir miktar boşluk bırakılmaktadır. Kanat ucu boşluğu olarak tanımlanan bu açıklığın türbin verim kayıpları üzerinde büyük etkisi bulunmaktadır. Kanat basma yüzeyindeki ve emme yüzeyindeki basınç farklılıkları dolayısıyla kanat ucu boşluğunda yüksek basınçlı yüzeyden düşük basınçlı kanat yüzeyine doğru bir sızıntı akısı gerçekleşmektedir. Sızıntı debisi, akışkanın kanat üzerinde iş yaparak mil gücüne dönüşmesini engellemektedir. Kanat emme yüzeyi tarafına geçen sızıntı debisi bu yüzeydeki ana akıma karışarak sızıntı vorteksi oluşmasına yol açmaktadır [1]. Sızıntı akışının sebep olduğu bu kayıplar türbin kayıplarının 30%'unu oluşturmaktadır [2]. Bu kayıpları önlemeye yönelik olarak yapılabilecek kanat ucu boşluğu yüksekliğinin azaltılması belirli bir noktaya kadar yardımcı olmaktadır. Zira kanat ucu boşluğu yüksek sıcaklıkta akışkan ile çalışan türbin kanatları üzerinde ısı gerilmelerin ve uzamaların meydana gelmesine yol açmakta ve belirli bir kanat ucu boşluğu mesafesinin altına inilmesi kanat ucunun gövdeye sürtmesine yol açmaktadır. Optimum kanat ucu boşluğu literatürde kanat yüksekliğinin 1%'i olarak tanımlanmıştır. Bu oran türbin tasarımlarına göre çok küçük mertebelerde değişiklik gösterebilecektir. Sızıntı akısından kaynaklanan kayıpların önüne geçmek için optimum kanat ucu yüksekliğini elde etmenin dışında pasif yöntemler geliştirilmiştir. Bunlardan kanat ucunu şekillendirilmesi olarak uygulanan çit tasarımı etkili bir yöntem olduğu çeşitli çalışmalarda gösterilmiştir.

Sızıntı akısını azaltmaya yönelik geliştirilmiş bir diğer pasif yöntem olan gövde oluk yapısının etkileri literatürde bir çok çalışmada incelenmiştir. Gövde üzerinde oluşturulan tek bir oluk yapısının performansa olumlu etkileri gözlenmiştir [15]. Birden fazla sayıda ve farklı boyutlarda oluk yerleştirilmesi konusunda da çalışmalar yürütülmüş ve aerodinamik kayıpları azalttığı görülmüştür [16].

Bu tez kapsamında transonik bir türbinin rotor kademesi için öncelikle farklı kanat uç açıklığı değerlerinin türbin kayıplarına etkisi incelenecektir. Ayrıca pasif kontrol yöntemi olan kanat çit uygulamasının aerodinamik etkileri incelenecektir. Son olarak gerçekleştirilecek çalışma ise bir diğer pasif kontrol yöntemi olan gövde oluk yapısının farklı sayılarda yerleştirildiği gövde yapısı ile çit tasarımlı kanat ucunun birlikte kullanılması durumunda türbin kayıplarına etkilerinin incelenmesi olacaktır.

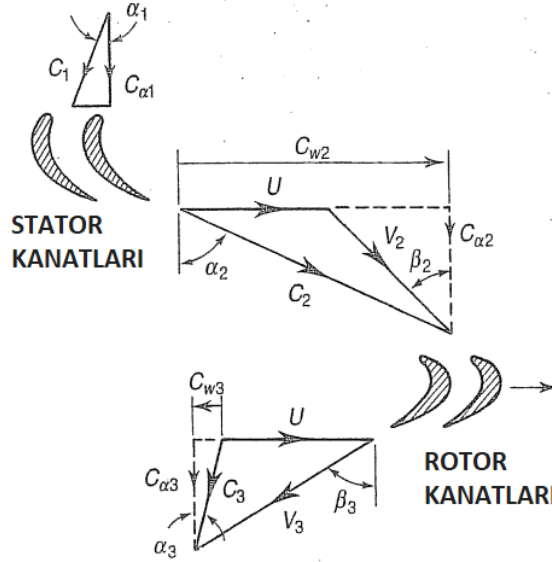
## 1.2 Literatür Araştırması

Gaz türbinleri, Şekil 1.1’de görüldüğü gibi kompresör, yanma odası, türbin ve egzoz komponentlerinden oluşmaktadır. Kompresörden sıkıştırılarak basıncı arttırılan hava yanma odasına yönelir. Yanma odasında püskürtülen yakıt ile ateşlenerek yanmış gaz olarak türbin kademesine geçiş yapar. Türbin, stator ve rotor kanatlarının birleşiminden oluşmaktadır. Stator kanatları bağıl harekete sahip olmayan sabit kanatlardır. Rotor ise dönel hareket eden kanatlardan oluşmaktadır. Yanma odasından çıkan yanmış gaz, türbin kademesinde önce stator kanatları ile etkileşir. Stator kanat geometrisi yanmış gazın basıncını düşürerek hızının yükselmesini sağlar. Hızlanan gaz statordan çıkarak rotora yönelir. Yüksek enerjili yanmış gaz rotor kanatları üzerine enerjisi aktararak iş yapar. Aktarılan enerji rotor kanatlarının dönmesine sebep olur. Türbinde genişleyerek enerjisini aktaran yanmış son olarak egzozla geçiş yapar ve buradan atmosfere atılır. Termodinamikte bu çevrim Brayton çevrimi olarak adlandırılmaktadır. [3]



Şekil 1.1: Gaz türbini ve komponentleri. [17]

Türbin performansı stator ve rotor kanat geometrilerine büyük ölçüde bağlıdır. Stator ve rotor kanat geometrilerinin tasarımında hız vektörleri göz önünde bulundurulmaktadır.

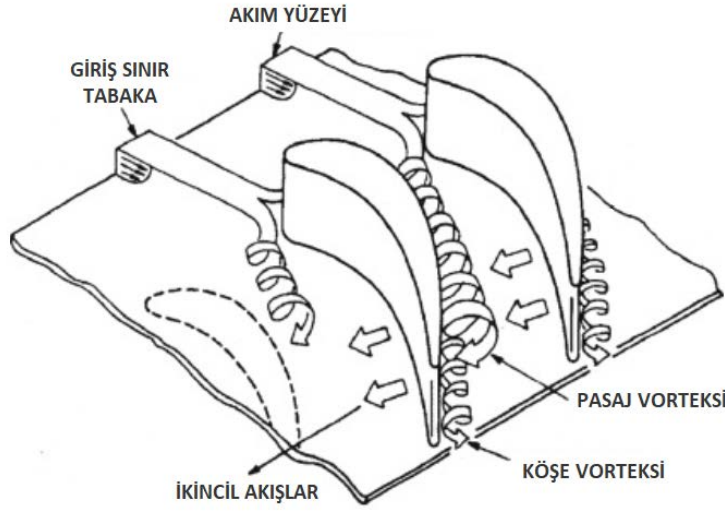


**Şekil 1.2:** Türbin kademesi hız üçgenleri. [18]

Şekil 1.2’de bir türbin kademesinde bulunan stator ve rotor kanatları ile gaz akışının hız vektörleri görülmektedir. Stator kanatlarına  $p_1$  statik basıncı,  $T_1$  sıcaklığı ve  $C_1$  hızı ile giren gaz genişleyerek  $p_2$  statik basıncı,  $T_2$  sıcaklığı ve  $C_2$  artan hızı ile kanat firar kenarından çıkış yapar.  $C_2$  çıkış hızının türbin eksenine yaptığı açı  $\alpha_2$ ’dir. Rotor dönme hızı  $U$  ile  $C_2$  mutlak hızının vektörel farkları rotor giriş hızı olan  $V_2$  olarak tanımlanmaktadır.  $V_2$  hızı ile rotor hücum kenarına yönelen gazın eksenle yaptığı açı  $\beta_2$  olup rotor kanat açıları bu açı göz önünde bulundurularak seçilmektedir. Rotor kanatlarında yön değiştirerek genişleyen gaz,  $p_3$  statik basıncı,  $T_3$  statik sıcaklığı ve  $V_3$  bağıl hızı ile türbin kademesinden çıkmaktadır. Rotor kanadı firar kenarından çıkan gazın eksenle yaptığı açı  $\beta_3$  olarak ifade edilmektedir [4].

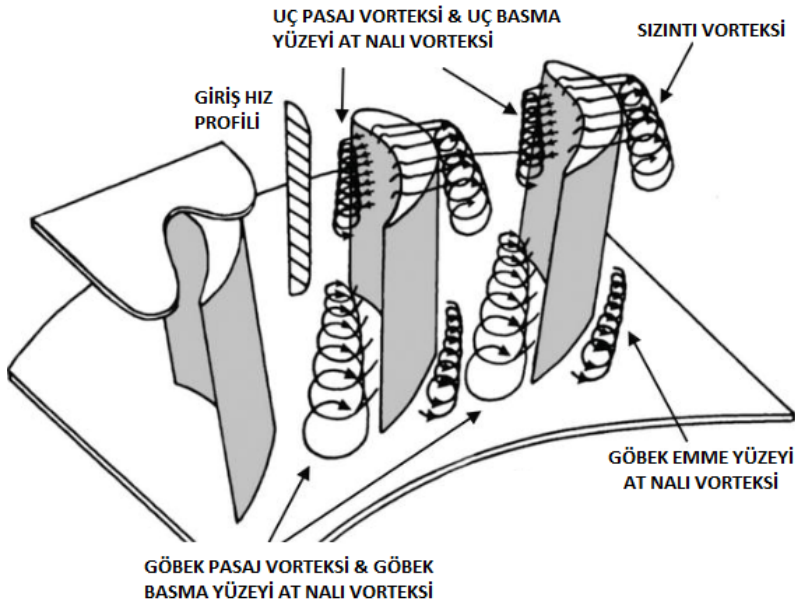
Türbin rotorunda performans düşüşü yaratan ikincil akışlar, at nalı vorteksi, pasaj vorteksi, köşe vorteksi ve sızıntı vorteksidir. At nalı vorteksi, Şekil 1.3’te görüldüğü gibi, rotor göbek yüzeyindeki sınır tabakanın rotor kanat hücum kenarı ile etkileştiği bölgede akışın ikiye ayrılması ile emme ve basma yüzeylerine yönelerek oluşturduğu vorteks yapılarıdır. Basma yüzeyine yönelen köşe vorteksi kanat veteri boyunca

ilerleyerek kanat firar çıkışına doğru emme yüzeyine yönelen göbek pasaj vorteksi ile birleşmektedir [5].



**Şekil 1.3:** Rotor göbek cidarında oluşan at nalı vorteksi ile onun yarattığı pasaj ve köşe vorteksleri. [19]

Rotor göbek yüzeyinde oluşan at nalı vorteksi benzer şekilde gövde yüzeyinde de oluşmaktadır. Gövde yüzeyi bölgesinde sızıntı akısı emme kenarına geçiş yaptıktan sonra ana akıma karışırken sızıntı vorteksini oluşturur. Şekil 1.4'te uç pasaj vorteksi ve sızıntı vorteksinin oluşumu görülmektedir.



**Şekil 1.4:** Rotor göbek ve gövde cidarlarında oluşan vorteksler. [20]

Kanat uç açıklığında gerçekleşen sızıntı akısı türbin toplam kayıplarının yaklaşık 30% bölümünü oluşturduğu ifade edilmiştir [6]. Yine rotor aerodinamik kayıplarının 35% oranında sızıntı akısı kaynaklı olduğu görülmüştür [7]. Kanat uç açıklığı, kanat ısı genleşmeleri ile kanat ucunun gövdeye sürtme tehlikesi dolayısıyla belirli değerlerin altında uygulanamamaktadır. Literatürde kanat ucu açıklığı için kanat boyunun 1%'i olarak seçilmesi önerilmektedir. Bununla birlikte literatürde kanat sızıntı akısından kaynaklanan kayıpları düşürmek amacıyla çeşitli çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Pasif kontrol yöntemleri olarak adlandırılan bu uygulamalardan, kanat ucu yapısında uygulanan değişiklikler ile türbin performansında olumlu sonuçlar elde edilmiştir [8]. Kanat ucu için uygulanan pasif yöntemler olarak kanatçık ve çit uygulamaları gösterilebilir [9]. Kanatçık uygulaması, kanat uç yüzeyinin emme yada basma kenarında belirli kalınlıkta ve derinlikte kanatçıklar eklenmesi ile oluşturulmaktadır [10]. Çit uygulamasında ise, kanat uç yüzeyinde belirli derinlik ve genişlikte bir oyuk açılarak sızıntı akısının bu oyuk içerisinde vorteks oluşturmasını hedefleyen bir yöntemdir. Oluşan vorteksler sayesinde basma kenarından emme kenarına geçen sızıntı debisi ve basınç kayıpları azalmaktadır [11]. Farklı çit derinliği ve genişliklerinin türbin performansına etkilerini inceleyen çalışmalar literatürde bulunmaktadır. Çit derinliğinin artırılmasının belirli bir değere kadar aerodinamik performansa olumlu etkileri olduğu görülmüştür [12]. Çit derinliği ve genişliğinin etkilerinin birlikte incelendiği çalışmalarda ise derinliğin artması ve genişliğin azalması ile birlikte sızıntı debisinin azaldığı gözlemlenmiştir [13].

Pasif yöntem olarak uygulanan bir diğer yöntem gövde iyileştirmeleridir. Bu yöntem de çit yapısına benzer olarak gövde üzerinde açılan oluklar sayesinde sızıntı debisinin bu oluklarda vorteks oluşturmasını hedeflemektedir. Oluk yapısının etkileri literatürde bir çok araştırmada incelenmiştir. Oluk derinliği, genişliği, sayısı ve oluk yerleşiminin türbin performansına etkileri araştırılmıştır [14].

Gövde oluk yapısı ile kanat çit yapısının türbin rotorunda birlikte uygulanması halinde performansa etkileri daha önce incelenmemiştir.

Sızıntı akısının yarattığı türbin verim kayıpları incelenirken deneysel yöntemler kullanmak oldukça zordur. Sızıntı akısı, uç açıklığı gibi çok küçük bir alanda ve dönen bir parça üzerinde gerçekleştiği için ölçüm teknikleri kullanılmasını güç kılar. Bu tekniklerin uygulanması aynı zamanda oldukça maliyetlidir. Bu yüzden daha önce

literatürde yüksek doğruluklu sonuçlar verdiği görülen Hesaplamalı Akışlar Dinamiği (HAD) numerik yöntemi kullanılmaktadır.

Türbin aerodinamik performansının incelendiği bu tez kapsamında öncelikle farklı türbin uç açıklığı değerleri için performans değerleri incelenmiştir. Sonrasında türbin rotor kanatlarında çit yapısı oluşturulması durumunda türbinde oluşan aerodinamik etkiler incelenmiştir. Bir sonraki aşamada çit yapısına ek olarak gövde üzerinde farklı sayılarda oluk yapısının oluşturulması ile birlikte sonuçlar karşılaştırılmıştır. Literatürde rotor kanadı ucunda çit yapısı oluşturulması ile ilgili birçok çalışma gerçekleştirilmiştir. Çit yapısının türbin basınç kayıpları üzerindeki olumlu etkileri gözlenmiştir. Gövde oluk yapısı ise literatürde daha çok kompresör üzerindeki çalışmalarda uygulanmıştır. Türbin gövdesinde oluk yapısı oluşturulması ile ilgili sınırlı sayıda çalışma yürütülmüştür.

## 2. SAYISAL MODEL

### 2.1 Giriş

Türbin rotorunun uç açıklıklığının türbin kayıplarına aerodinamik etkilerinin incelendiği bu tez çalışmasında çözüm yöntemi olarak bir Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yazılımı olan Ansys CFX kullanılmıştır. Ansys CFX ile türbin akış hacminde korunum denklemleri çözülmektedir.

### 2.2 Korunum Denklemleri

Akışkanlar dinamiği problemleri çözümünde kullanılan korunum denklemleri akış hacmi içerisinde süreklilik, momentum ve enerji denklemleri olarak ifade edilmektedir.

Süreklilik denklemi, akış hacmi içerisinde kütle korunumunu ifade etmektedir.

Süreklilik Denklemi:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (2.1)$$

Momentum Denklemleri (x, y ve z yönlerinde):

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} \\ = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re_r} \left( \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right) \end{aligned} \quad (2.2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} \\ = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{Re_r} \left( \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right) \end{aligned} \quad (2.3)$$

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u w)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v w)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} \\
& = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{Re_r} \left( \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right)
\end{aligned} \tag{2.4}$$

Momentum denklemi, Navier-Stokes denklemleri olarak da bilinen akış hacminde momentumun korunumunu akışkan üzerine uygulanan kuvvetlerin korunduğu prensibi ile ifade etmektedir.

Enerji Denklemi:

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial(E_t)}{\partial t} + \frac{\partial(uE_t)}{\partial x} + \frac{\partial(vE_t)}{\partial y} + \frac{\partial(wE_t)}{\partial z} \\
& = -\frac{\partial(up)}{\partial x} - \frac{\partial(vp)}{\partial y} - \frac{\partial(wp)}{\partial z} \\
& \quad - \frac{1}{Re_r Pr_r} \left( \frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right) \\
& \quad + \frac{1}{Re_r} \left( \frac{\partial}{\partial x} (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) \right. \\
& \quad + \frac{\partial}{\partial y} (u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) \\
& \quad \left. + \frac{\partial}{\partial z} (u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz}) \right)
\end{aligned} \tag{2.5}$$

Enerji denklemi, akış hacminde enerjinin korunumunu akışkan üzerinde yapılan iş ve akışkana verilen ısı enerjisinin toplam değerinin korunduğu prensibini ile ifade etmektedir.

### 2.3 RANS Denklemleri

Türbülansın karmaşık ve 3 boyutlu yapısının fiziksel olarak hala çözilememiş olması HAD analizlerinde bu yapıların belirli kabullerle modellenmesi yaklaşımı ile çözümlenmeye çalışılmaktadır. Farklı akış yapıları için gerçeğe en yakın sonuçları çözümleyen birden çok türbülans modeli mevcuttur. DNS(Direct Numerical Simulation) gerçeğe en yakın sonucu veren bir yöntem olmasına rağmen uzun süreler ve güçlü bilgisayarlara ihtiyaç duyulması bu yöntemin endüstride tercih edilmesine engel olmaktadır. Bir diğer yöntem LES(Large Eddy Simulation) olup bu modelde sadece büyük vortekslerin çözülerek küçük vortekslerin modelleniyor olması kullanım alanını kısıtlamaktadır. RANS(Reynolds Average Navier Stokes) yöntemi ise tüm vortekslerin modellendiği, Navier Stokes denklemlerindeki hız bileşenlerinin zamana bağlı olarak ortalama ve ortalamadan sapma değerlerine ayrıştırılarak çözülmesine olanak sağlamaktadır. Bu metotta sadece ortalama akış büyüklükleri hesaplanırken ortalamadan sapan türbülans detayları modellenmektedir. Hız alanının Reynolds ayrıştırması;

$$u_i(x, t) = \bar{u}_i(x) + u'_i(x, t) \quad (2.6)$$

$\bar{u}_i$  : zaman ortalamalı hız

$$\bar{u}_i(x) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} u_i(x, t) dt \quad (2.7)$$

Sıkıştırılabilir akışlarda basınç değişimlerinin yarattığı yoğunluk değişimleri önemlidir. Korunum denklemlerinde bu büyüklüklerin ortalamalarının alınması gerekmektedir. Hızın Favre ortalaması  $\tilde{u}$  ile ifade edilip anlık değeri ise  $u = \tilde{u} + u''$  ile hesaplanmaktadır. Burada çift üs işareti Favre ortalamasına göre salınan hız değeridir.

$\tilde{u}$ : Favre ortalamalı hız

$$\bar{\rho} \tilde{u} = \overline{\rho u}$$

Süreklilik Denklemi:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (2.8)$$

Momentum Denklemi:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\sigma}_{ij} - \overline{\rho u_i'' u_j''}) \quad (2.9)$$

Enerji Denklemi:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} E) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j H) \\ = -\frac{\partial}{\partial x_j} [\bar{u}_i \bar{\sigma}_{ij} - \tilde{u}_i \overline{\rho u_i'' u_j''}] \\ + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ -q_{lj} - q_{tj} + \overline{\sigma'_{ij} u'_i} - \overline{\rho u_j'' \frac{1}{2} u_i'' u_i''} \right] \end{aligned} \quad (2.10)$$

E: Toplam enerji

H: Toplam entalpi

## 2.4 k- $\omega$ SST Türbülans Modeli

k- $\omega$ SST türbülans modeli endüstriyel uygulamalarda sıklıkla kullanılan genişleme oranları için yüksek doğruluk sağlayan bir modeldir. k- $\epsilon$  serbest akım bölgelerinde iyi sonuçlar veren bir modelken, k- $\omega$  duvara yakın sınır tabaka bölgesinde yüksek doğruluklu bir çözüm getirmektedir. k- $\omega$ SST türbülans modelinde, bir harmanlama fonksiyonunun kullanılması ile bu iki türbülans modelinin birlikte uygulanabilmesine olanak sağlanmaktadır. k- $\omega$ SST modelinde duvardan uzak bölgelerde k- $\epsilon$  modeli çözülürken duvara yakın bölgelerde k- $\omega$  modeli için çözüm yapılmaktadır. k- $\omega$ SST çoğu RANS modeline göre daha iyi bir akım ayrılması öngörüsü sağlamaktadır. Ayrıca ters basınç gradyenlerinde iyi bir yaklaşım getirmektedir. Sınır tabakadaki ters basınç gradyenlerindeki kayma gerilmesi taşınımında iyi bir çözüm sunmaktadır.

Kayma gerilmesi taşınım denklemleri  $k$  ve  $\omega$  için sırasıyla yazılırsa;

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\bar{\rho}k)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j k)}{\partial x_j} = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \bar{\rho} \tilde{u}_i'' \tilde{u}_j'' \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} - \beta^* \bar{\rho} \omega k \end{aligned} \quad (2.11)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\bar{\rho}\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j \omega)}{\partial x_j} = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{\gamma \bar{\rho}}{\mu_t} \left( -\bar{\rho} \tilde{u}_i'' \tilde{u}_j'' \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \right) - \beta \bar{\rho} \omega^2 \\ + (1 - F_1) \frac{2\bar{\rho}\sigma_{\omega 2}}{\omega} \Delta k : \Delta \omega \end{aligned} \quad (2.12)$$

$$\Delta k : \Delta \omega = \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2.13)$$

$\mu$ : moleküler viskozite

$\omega$ : özgül yitim(disipasyon) katsayısı

$\sigma_\omega$ :  $\omega$  için Prandtl sayısı

$F_1$ : harmanlama fonksiyonu-1

Duvara yakın bölgeler için;  $F_1=1$  (k- $\omega$  modeli)

Duvardan uzak bölgeler için;  $F_1=0$  (k- $\epsilon$  modeli)

k- $\omega$ SST modeli için türbülans viskozitesi:

$$\mu_t = \frac{\alpha_1 \bar{\rho} k}{\max(\alpha_1 \omega, S F_2)} \quad (2.14)$$

$F_2$ : harmanlama fonksiyonu-2

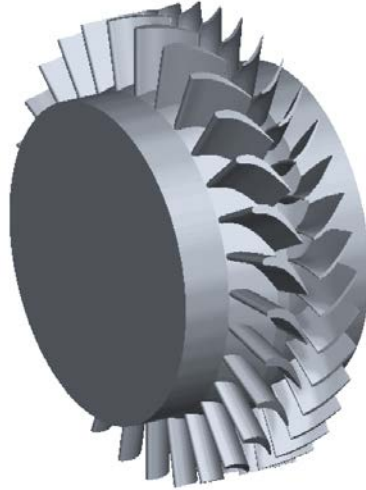
S: kayma gerilmesi



### 3. HAD YÖNTEMİ

#### 3.1 Giriş

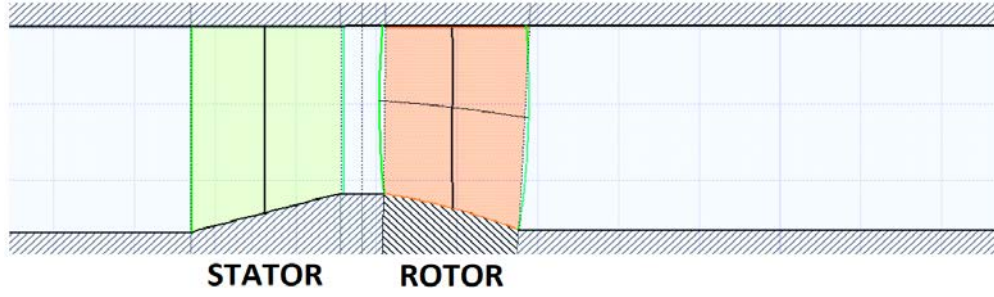
Bu çalışmada aksenal ve transonik bir turbojet motoruna ait türbin kademesi için uç açıklığının aerodinamik performansa etkileri incelenecektir. Tasarım noktasında 53500 RPM devir sayısına sahip, gövde çapı 202mm olan transonik türbin içerisinde Mach sayısı maksimum 1.35 değerine ulaşmaktadır. Türbin kademesinde bulunan stator ve rotor kanatlarının 3 boyutlu modeli Şekil 3.1’de görülmektedir.



**Şekil 3.1:** Tasarım programında üretilen stator ve rotor kanatlarından oluşan türbin kademesinin 3D modeli.

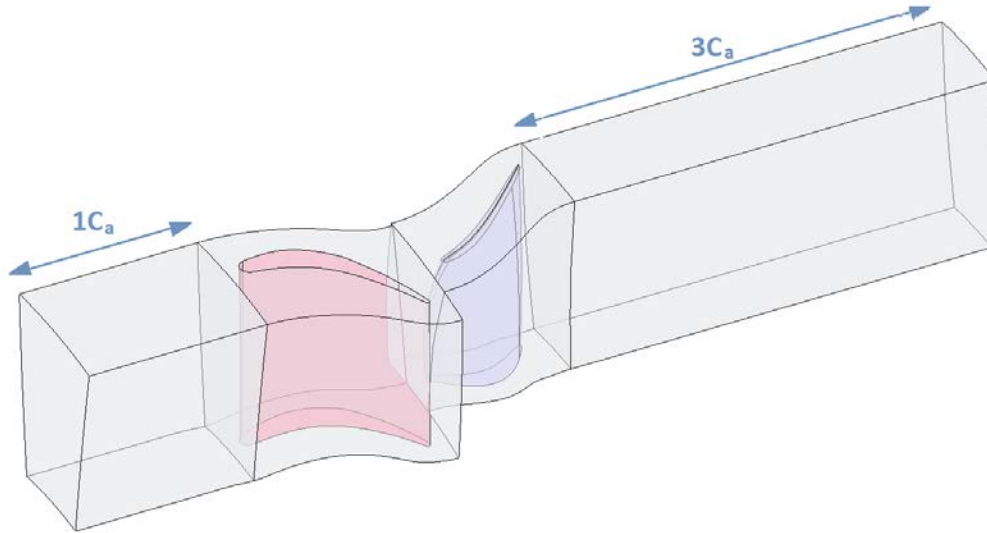
Axial/Axcent programı ile tasarlanan stator ve rotor kanatçıklarından oluşan türbin kademesinin kesit görüntüsü şekilde verilmiştir. HAD çözümünde kullanılacak olan akış hacminin çözümünde tam gelişmiş akış profili elde edebilmek için Şekil 3.2’de

görülebileceği üzere, akış hacmi türbin eksenli boyunca stator girişinde  $1C_a$ , rotor çıkışında ise  $3C_a$  oranlarında uzatılmıştır.



**Şekil 3.2:** Giriş ve çıkış hacimleri uzatılmış türbin kademesi 2 boyutlu kesiti.

Stator ve rotor kanatları ile göbek ve gövde yapılarının geometrik verileri tasarım programından 3 boyutlu CAD verisi formatında çıktı alınmıştır. ANSYS Design Modeler kullanılarak stator ve rotora ait kanat geometrisi ile akış yolu düzenlenmiş ve akış hacmi oluşturulmuştur. (Şekil 3.3)



**Şekil 3.3:** Giriş, stator, rotor ve çıkış akış hacimleri.

### 3.2 Sınır Şartları

Türbin akış hacmi için uygulanan sınır şartları Çizelge 3.1’de verilmiştir. Türbin girişi için yanma odası çıkış kesitinden elde edilen kanat boyu toplam sıcaklık ve toplam basınç profilleri tanımlanmıştır. Türbin çıkışı için ise tasarım noktasındaki türbin çıkış statik basınç değeri tanımlanmıştır. Akışkan malzeme özellikleri olarak yanma odası çıkışından elde edilen gaz özellikleri tanımlanmıştır. Bağlı hareketi olmayan stator çıkış yüzeyi ile örtüşen rotor giriş yüzeyi arayüzey olarak tanımlanmıştır. Bu arayüzeyde sabit ve dönel harekete sahip iki yüzeyin nümerik çözümünde iyi sonuçlar veren Mixing Plane yaklaşımı kullanılmıştır. Benzer şekilde bir dönel yüzey ve bir sabit yüzeyin örtüştüğü rotor çıkış yüzeyi ve çıkış hacminin giriş yüzeylerinin örtüştüğü arayüzeyde ise Frozen Rotor yaklaşımı kullanılmıştır. Tek kanat pasajları için oluşturulan akış hacminin pasaj yan yüzeyleri periyodik olarak tanımlanmıştır. Akış hacmiyle temasta olan katı yüzeyler olan göbek, gövde ve kanat yüzeyleri duvar olarak tanımlanarak bu yüzeylerde kaymama sınır koşulu uygulanmıştır. Çözüm yakınsama kriteri olarak  $10^{-6}$  RMS değeri kullanılmıştır.

**Çizelge 3.1:**HAD modeli için kullanılan çözücü ayarları.

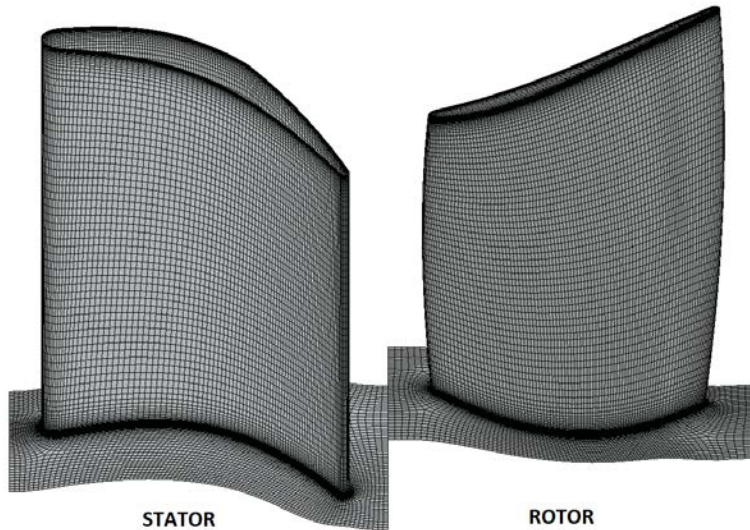
| ÇÖZÜCÜ AYARLARI                |                                             |
|--------------------------------|---------------------------------------------|
| Giriş Sınır Koşulu             | Toplam Basınç ve Toplam Sıcaklık Profilleri |
| Çıkış Sınır Koşulu             | Statik Basınç                               |
| Stator-Rotor Ara Yüzeyi        | Stage Mixing-Plane                          |
| Rotor – Çıkış Hacmi Ara Yüzeyi | Frozen Rotor                                |
| Akışkan Özellikleri            | İdeal Gaz                                   |
| Katı Yüzey Özellikleri         | Kaymama Sınır Koşulu                        |
| Türbülans Modeli               | k- $\omega$ SST                             |
| Pasaj Yan Yüzeyleri            | Periyodik                                   |

### 3.3 Çözüm Ağı ve Çözüm Ağından Bağımsızlık Çalışması

HAD çözümünde kullanılacak türbin akış hacmini oluşturmak için ANSYS Design Modeler ile düzenlenen 3 boyutlu akış yolu ve kanatlar çıktı olarak alınmıştır. Turbomakineler için özelleştirilmiş çözüm ağı oluşturan ANSYS TurboGrid yazılımında kanat profilleri ve akış yoluna ait CAD dataları tanımlanarak türbin akış hacmi oluşturulmuştur. Uygun ağ oluşturma parametreleri tanımlandıktan sonra akış hacmi için Şekil 3.4'te görülen hegzagonal elemanlardan oluşan yapısal çözüm ağı elde edilmiştir.



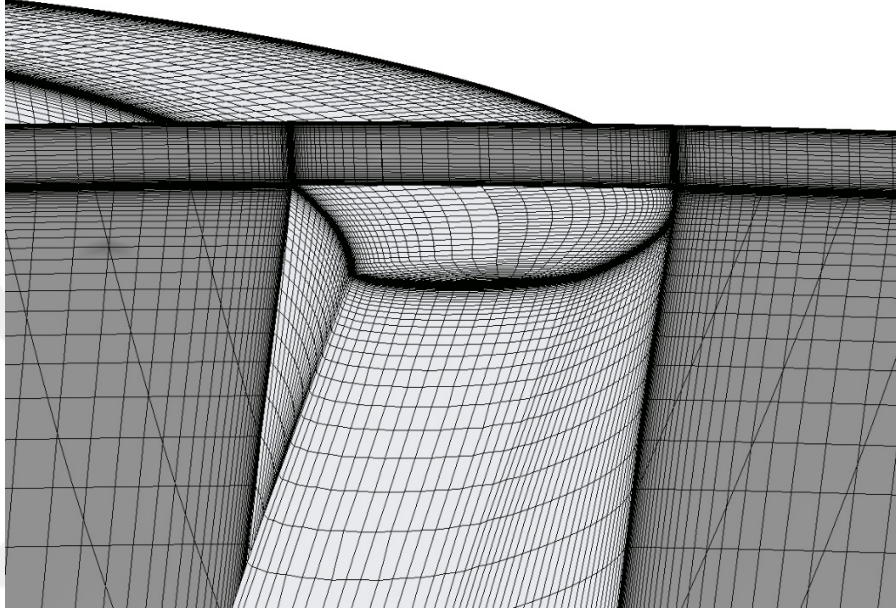
Şekil 3.4: Giriş, stator, rotor ve çıkış akış hacmi ağ yapısı.



Şekil 3.5: Stator ve rotor kanat yüzeylerindeki ağ yapısı.

Pasajda eleman sayıları ve eleman büyüme oranları değiştirilerek farklı ağ yapıları oluşturulmuştur. Orta ağ yapısı için oluşturulan ağ yapısının kanat ve göbek duvarı üzerindeki etkileri Şekil 3.5’te görülmektedir.

Akış hacmindeki duvar yüzeylerinde sınır tabaka ağ yapısı oluşturabilmek için ilk eleman yüksekliği tüm ağ yapıları için  $2 \times 10^{-6}$  olarak tanımlanmıştır. Uç açıklığında oluşturulan sınır tabaka ağ yapısı Şekil 3.6’da görülmektedir.



**Şekil 3.6:** Kanat uç açıklığındaki sınır tabaka ağ yapısı.

Çözüm açısından bağımsızlık çalışması için kaba, orta ve sık ağ yapıları olmak üzere üç farklı ağ oluşturulmuştur. Çizelge 3.2’de bu üç ağ yapısı için kullanılan ağ parametreleri görülmektedir.

**Çizelge 3. 2:** Üç farklı ağ yapısı için ağ parametreleri ve eleman sayıları.

|      | ELEMAN<br>SAYISI | UÇ AÇIKLIĞI<br>BÖLME<br>SAYISI | PASAJ<br>BÖLME<br>SAYISI | BÖLME<br>BÜYÜME<br>ORANI |
|------|------------------|--------------------------------|--------------------------|--------------------------|
| KABA | 1157760          | 20                             | 60                       | 1.4                      |
| ORTA | 2244435          | 30                             | 80                       | 1.2                      |
| SIK  | 2897790          | 40                             | 100                      | 1.1                      |

### 3.4 Sonuçlar

Ağ yapılarının aerodinamik performansa etkilerinin boyutsuz incelenebilmesi için toplam basınç katsayısı,  $C_{P0}$ , tanımı kullanılmıştır. Denklemden,  $P_{0,giriş}$  değeri türbin giriş kesitindeki kütleli debi ortalamalı toplam basınç ifade etmektedir.  $U_m$ , 0.5h kanat boyundaki kanat hızını vermektedir.

$$C_{P0} = \frac{P_0 - P_{0,giriş}}{\frac{1}{2} \rho U_m^2} \quad (3.1)$$

Bir düzlem üzerinde kütleli debi ortalamalı toplam basınç katsayısı hesaplandığında  $\Delta C_{P0}$  toplam basınç kayıp katsayısı ifadesi elde edilir. Türbin çıkışından 0.05 $C_a$  uzaklığında oluşturulan düzlem toplam basınç kayıp katsayısı ölçümlerinde kullanılmıştır.

$$\Delta C_{P0} = \frac{\iint \rho u C_{P0} dy dz}{\iint \rho u dy dz} \quad (3.2)$$

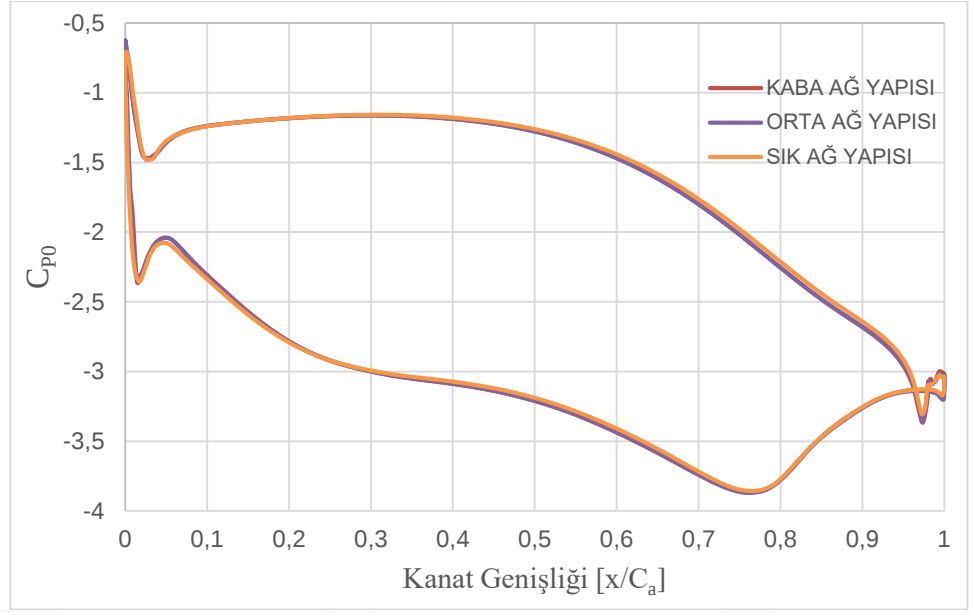
Üç farklı ağ yapısı için ağdan bağımsızlık değeriendirilmesi için kanat firar kenarından 0.05 $C_a$  uzaklıkta oluşturulan düzlemdeki  $C_{P0}$  değeri karşılaştırılmıştır. Şekilde kaba, orta ve sık ağ yapıları için çıkış düzlemindeki  $C_{P0}$  değeri görülmektedir.

**Çizelge 3.3:** Üç farklı ağ yapısı için kanat çıkış düzlemindeki  $C_{P0}$  değeri.

| AĞ<br>YAPISI | $C_{P0}$ | $\Delta C_{P1}/\Delta C_{P0}$ |
|--------------|----------|-------------------------------|
| KABA         | 3.29477  | 0.158%                        |
| ORTA         | 3.28957  | -                             |
| SIK          | 3.28774  | -0.056%                       |

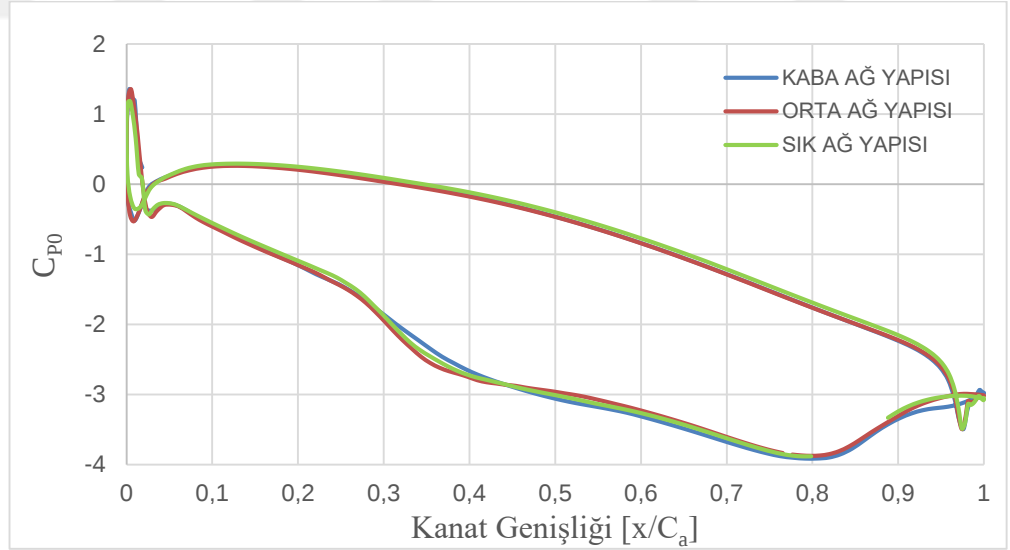
Kaba ağ yapısı basınç kayıp katsayısının orta ve sık ağ yapılarına göre farklı olduğu görülmektedir. Orta ve sık ağ yapıları için ise  $C_{P0}$  değeriinin yakın değerielerde olduğu görülmektedir.

Kanat 0.5h boyunda hesaplanan basınç kayıp katsayısı değeri karşılaştırıldığında, üç ağ yapısı için de sonuçların çok yakın olduğu Şekil 3.7’de görülmektedir.



**Şekil 3.7:** Kanat 0.5h boyunda emme ve basma kenarlarındaki  $C_{p0}$  dağılımı.

Kanat 0.96h boyunda kanat veter boyunca alınan  $C_{p0}$  dağılımında sık ve orta ağ yapıları için dağılımın yakın değerlerde olup kaba ağ yapısının diğer iki ağ çözümlerinden farklılaştığı Şekil 3.8'de görülmektedir.

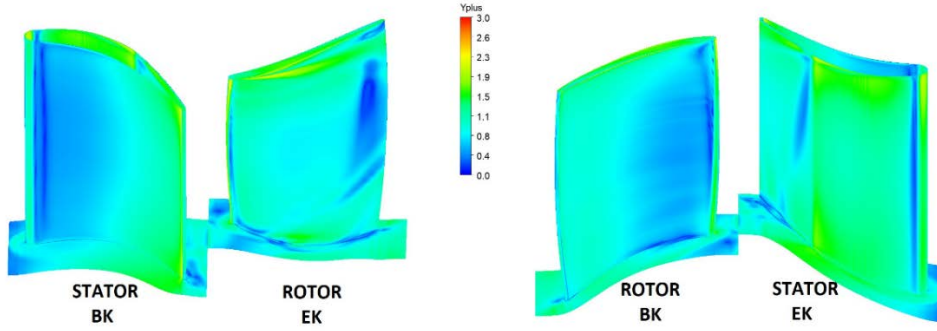


**Şekil 3.8:** Kanat 0.96h boyunda emme ve basma kenarlarındaki  $C_{p0}$  dağılımı.

Tüm bu sonuçlar değerlendirildiğinde kaba ağ yapısının çözüm sonuçlarının diğer iki ağ yapısından ayrıştığı, sık ve orta ağ yapılarının ise birbirlerine yakın sonuçlar verdiği görülmüştür. Sık ağ yapısı yerine orta ağ yapısının kullanılmasının HAD çözümleri için yeterli olacağı sonucuna varılmıştır.

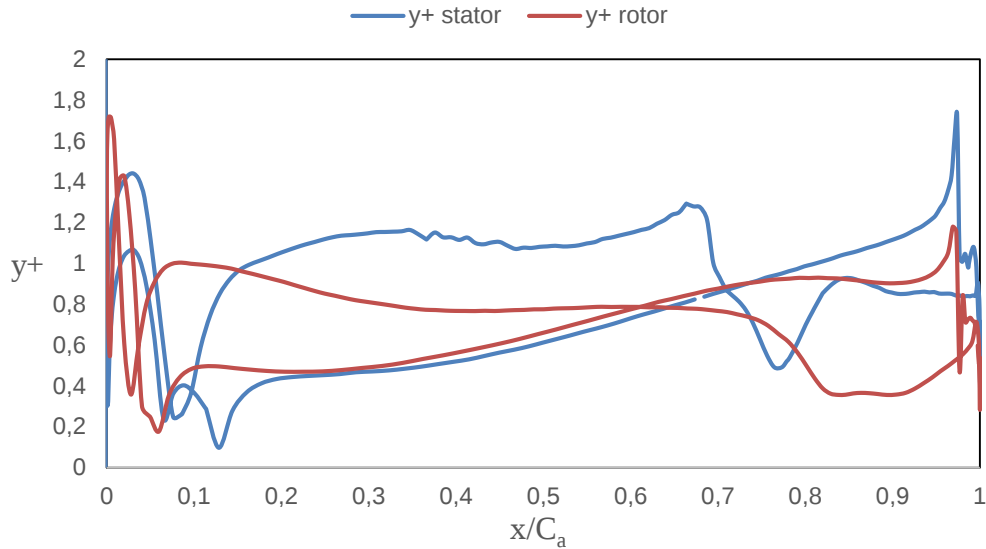
Çözümlerde kullanılacak olan orta ağ yapısı için ayrıca kanat yüzeylerindeki  $y^+$  değerlerinin uygunluğu da incelenmiş ve 2'den küçük olması hedeflenmiştir. Stator ve rotor kanat yüzeyleri üzerindeki  $y^+$  dağılımları Şekil 3.9'da görülmektedir.

Skalada her iki kanat için ortalama  $y^+$  değerinin 1 civarında olduğu görülmektedir.



**Şekil 3.9:** Stator ve rotor kanat yüzeylerindeki  $y^+$  dağılımı.

Türbin stator ve rotor kanatları  $0.5h$  boyunca, kanat veteri boyunca  $y^+$  değerinin dağılımı Şekil 3.10'da görülmektedir.  $y^+$  değerlerinin ortalamasının 1 olduğu ve 2 değerini geçmediği görülmektedir. Sınır tabakadaki çözümün doğruluğu açısından sınır tabaka ağ parametrelerinin orta ağ yapısı için yeterli olduğu kabul edilir.



**Şekil 3.10:** Kanat  $0.5h$  mesafesinde stator ve rotor kanat yüzeylerindeki  $y^+$  dağılımı.

### 3.5 Sayısal Doğrulama Çalışması

Motor tasarımının yapıldığı yazılımdan türbin giriş ve çıkış toplam basınç değerleri kullanılarak basınç kayıp katsayısı hesaplanmıştır. Bu değer seçilen ağ yapısı için türbin firar kenarından  $0.05C_a$  uzaklığa yerleştirilen yüzeyde tüm pasajı ve spanı kapsayacak şekilde hesaplanan  $\Delta C_{P0}$  değeri ile karşılaştırılmıştır.

$$C_{P0} = \frac{P_0 - P_{0,giriş}}{\frac{1}{2} \rho U_m^2} \quad (3.15)$$

$C_{P0}$  değerini kütleli debi ortalama olarak hesaplamak istersek  $\Delta C_{P0}$  denklemi elde edilir.

$$\Delta C_{P0} = \frac{\iint \rho u C_{P0} dy dz}{\iint \rho u dy dz} \quad (3.16)$$

Tasarım programından türbin giriş ve çıkış yüzeylerindeki ortalama toplam basınçları veren değerler alınarak  $C_{P0}$  hesaplanmıştır.

HAD çözümlerinde tasarım noktasındaki türbin için orta ağ yapısında koşturulan analiz sonuçlarından türbin girişinde ve çıkışında yaratılan yüzeylerde kütleli debi ortalama toplam basınç değerleri okunarak  $C_{P0}$  hesaplanmıştır. Elde edilen  $C_{P0}$  değerleri Çizelge 3.4'te görülmektedir. Tasarım yazılımı ve HAD analizi  $\Delta C_{P0}$  değerleri karşılaştırıldığında HAD sonuçlarının tasarım yazılımına göre 0.35% oranında yüksek değer hesapladığı görülmüştür. Bu farklılık kabul edilebilir bir değerdir.

**Çizelge 3.4:** HAD ve Tasarım Yazılımı  $C_{P0}$  değerleri karşılaştırması.

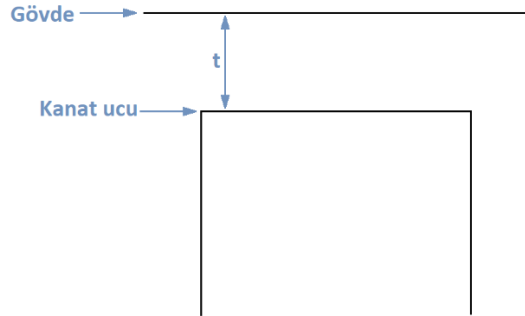
| Kullanılan Sonuçlar            | $\Delta C_{P1}/\Delta C_{P0}$ |
|--------------------------------|-------------------------------|
| Orta Ağ Yapısı için HAD Çözümü | $\Delta C_{P0}=3.28957$       |
| Tasarım Yazılımı Değerleri     | -0.35%                        |



## 4. KANAT UÇ AÇIKLIĞI ETKİSİNİN İNCELENMESİ

### 4.1 Uç Açıklığı Parametreleri

Şekil 4.1’de türbin rotor kanat uç açıklığı gösterilmektedir. Kanat ucu sızıntı akısının türbin performans değerlerine etkisini inceleyebilmek için farklı  $t$  kanat ucu boşluğu büyüklükleri seçilerek HAD çalışması gerçekleştirilmiştir. Tasarım detayında  $0.01h$  büyüklüğünde seçilmiş olan kanat ucu boşluğuna ek olarak  $0.005h$  ve  $0.025h$  kanat boylarındaki kanat ucu boşlukları için de HAD analizleri ile performans değerleri incelenmiştir.



Şekil 4.1: Kanat uç açıklığı.

### 4.2 HAD Modeli

HAD modeli hazırlanırken çözüm ağından bağımsızlık çalışmasında olduğu gibi akış hacimleri oluşturulmuş ve bu çalışmada seçilen ağ oluşturma parametreleri kullanılarak ağ yapısı oluşturulmuştur. Ağ yapısı oluşturulduktan sonra akış hacmi için çözücü ayarları yine ağdan bağımsızlık çalışmasında tanımlanan aynı ayarlar olarak kullanılmıştır. Üç farklı uç açıklığı değerindeki durumlar için HAD analizleri gerçekleştirilerek sonuçlar karşılaştırılmıştır.

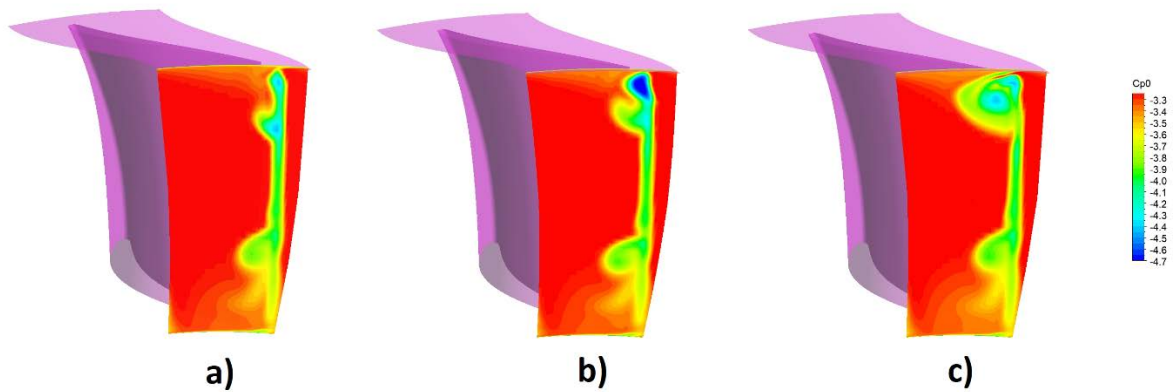
### 4.3 Sonuçlar

Uç açıklığı etkilerinin incelendiği çalışmada 0.005h, 0.01h ve 0.025h olarak üç farklı uç açıklığı değeri için HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar incelenirken kanat firar kenarı 0.05C<sub>a</sub> uzaklığındaki düzlemde C<sub>p0</sub> değerleri karşılaştırılmıştır. Çizelge 4.1’de üç farklı kanat uç açıklığı için toplam basınç kayıp katsayılarının değerleri verilmiştir.

**Çizelge 4.1 :**  farklı uç açıklığı ve kanat firar kenarı 0.05C<sub>a</sub> uzaklığındaki C<sub>p0</sub> değerleri.

| Kanat Uç Açıklığı | $\Delta C_{p1}/\Delta C_{p0}$ |
|-------------------|-------------------------------|
| 0.01h             | $\Delta C_{p0}=3.28957$       |
| 0.005h            | -0.94%                        |
| 0.025h            | +2.08%                        |

Basınç kayıp katsayısının en düşük değeri 0.005h uç açıklığında görülürken en yüksek değeri 0.025h uç açıklığında meydana gelmektedir. Oluşturulan düzlemlerde C<sub>p0</sub> dağılımını incelendiğinde 0.005h uç açıklığı için sızıntı vorteksinin ve pasaj vorteksinin 0.01h değerine göre küçüldüğü görülmektedir. (şekil 4.2) 0.025h uç açıklığında ise sızıntı vorteksi ile pasaj vorteksinin i içe geçerek daha büyük bir vortex oluşturdukları görülmektedir.



**şekil 4.2:** Kanat firar kenarı 0.05C<sub>a</sub> uzaklığındaki düzlemde C<sub>p0</sub> dağılımları: a) 0.005h uç açıklığı, b) 0.01h uç açıklığı, c) 0.025 uç açıklığı.

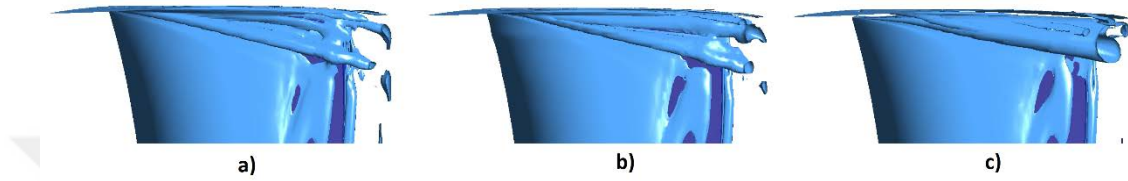
Vortex yapılarının aerodinamik kayıplara etkilerinin değerlendirildiği bir diğer büyüklük olan Q-kriteri HAD sonuçlarından incelenmiştir.

Q-kriteri, vortisite oranının gerinim oranından büyük olduğu alanları tanımlamaktadır.

$$Q = \frac{\Omega'^2 - S^2}{2} \quad (4.1)$$

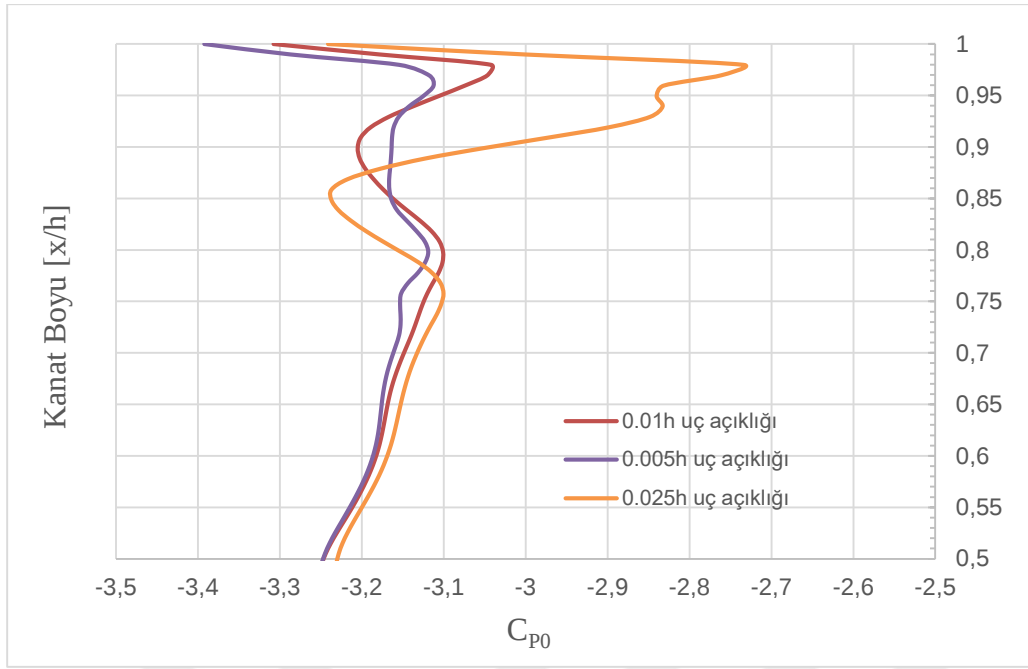
$\Omega'$ : vortisite

S: ortalama gerinim katsayısı



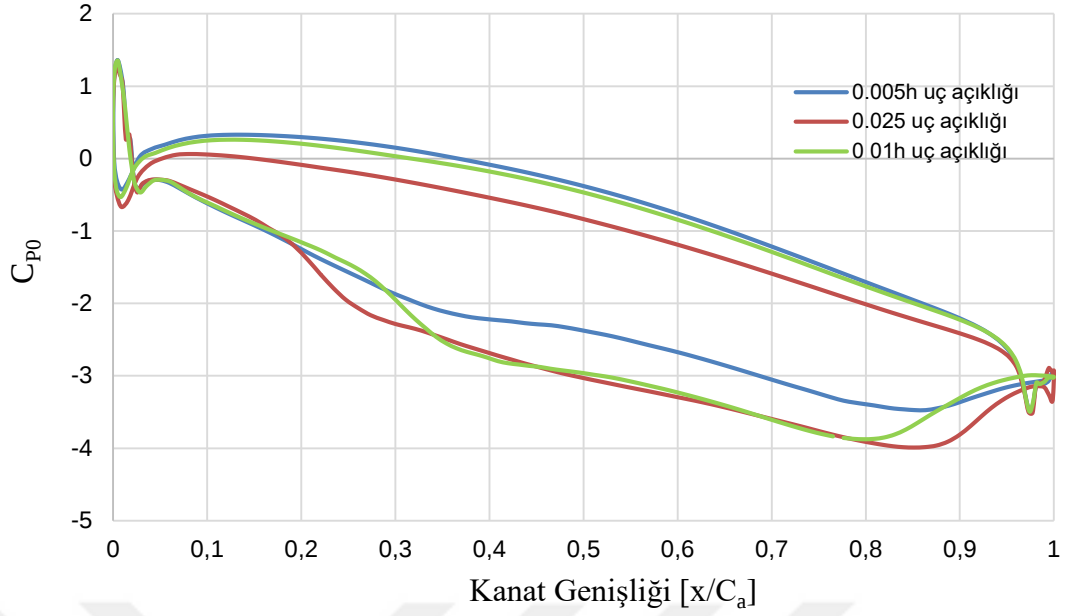
**Şekil 4.3:** Kanatlar arası pasajda oluşan vortekslerin q-kriterine göre yoğunluğu: a) 0.005h uç açıklığı, b) 0.01h uç açıklığı, c) 0.025h uç açıklığı.

Üç farklı kanat uç açıklığı için Q-kriteri incelendiğinde Şekil 4.3'te görüldüğü gibi, 0.005h uç açıklığında sızıntı vorteksinin oldukça küçüldüğü görülmektedir. Sızıntı vorteksi pasaj vorteksinden ayrılarak uzaklaşmıştır. Pasaj vorteksi de 0.01h ve 0.025h uç açıklıklıkları olan kanatlara göre daha küçük bir yapıdadır. 0.025h uç açıklıklığına sahip kanatta ise pasaj vorteksinin oldukça büyüdüğü görülmektedir. Sızıntı vorteksini de içerisine alarak daha büyük bir vorteks yapısı oluşturduğu görülmektedir.



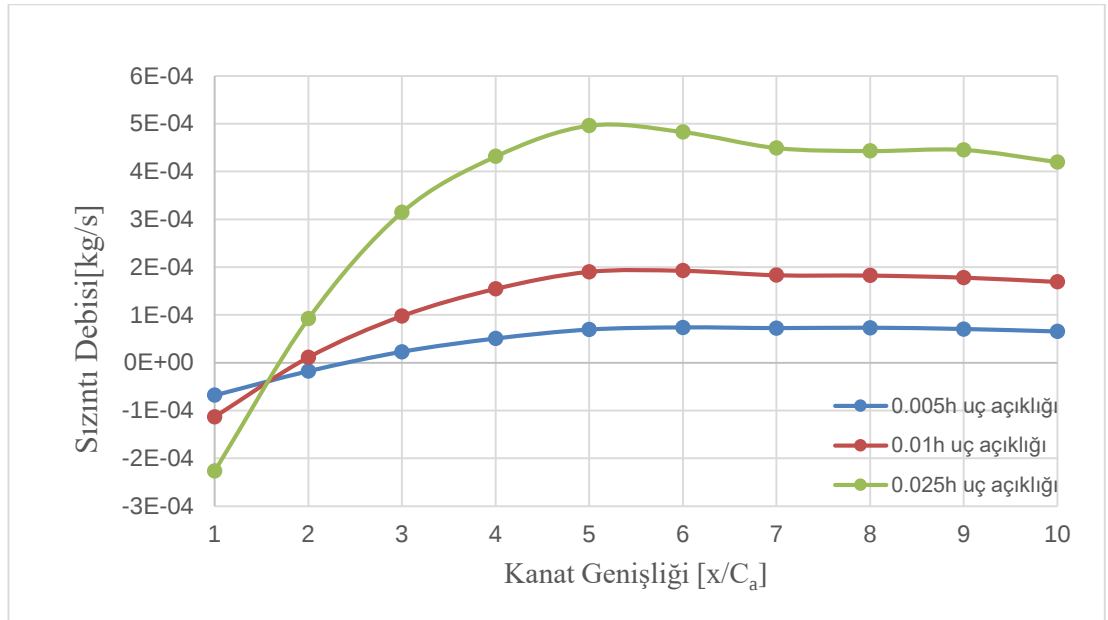
**Şekil 4.4:** Kanat firar kenarından  $0.05C_a$  uzaklıktaki  $C_{P0}$  dağılımı.

Kanat firar kenarından  $0.05C_a$  uzaklıkta oluşturulmuş yüzeydeki kanat  $0.5h$  yüksekliğinden gövde yüzeyine kadar  $C_{P0}$  dağılımları incelendiğinde Şekil 4.4'te görüldüğü gibi kanat  $0.6h$  boyuna kadar basınç kayıp katsayılarının birbirlerine çok yakın değerlerde olduğu görülmektedir. Kanat  $0.75h$  yüksekliğinde görülen sapma pasaj vorteksini ifade etmektedir. Kanat ucuna yakın gerçekleşen sapma ise sızıntı vorteksidir.  $0.025h$  uç açıklığına sahip kanatta sızıntı vorteksi değerinin diğer iki kanada göre oldukça büyük bir sapmaya sahip olduğu görülmektedir.



**Şekil 4.5:** Kanat 0.96h mesafesinde oluşturulan yüzeydeki  $C_{p0}$  dağılımı.

Kanat 0.96h boyunda emme ve basma kenarlarındaki  $C_{p0}$  dağılımları incelendiğinde en düşük kanat yüklemesinin 0.025h uç açıklığında, en yüksek değer ise 0.005h uç açıklığında olduğu Şekil 4.5'te görülmektedir. Bu dağılımdan en çok işi 0.005h, en az işi ise 0.025h uç açıklığındaki kanadın yaptığı sonucuna varılabilmektedir.



**Şekil 4.6:** Kanat veteri boyunca uç açıklığından geçen sızıntı debileri dağılımı.

Kanat veteri boyunca uç açıklığından geçen sızıntı debi değerleri üç farklı uç açıklığına sahip kanatlar için incelendiğinde kanat veteri  $0.1C_a$  uzaklığına kadar sızıntı

debilerinin negatif yönde olduğu Şekil 4.6’da görülmektedir. Kanat veteri  $0.4C_a$  uzaklığına kadar sızıntı debileri artış gösterirken, bu uzaklıktan itibaren kanat firar kenarına kadar çok değişim göstermediği görülmektedir.

**Çizelge 4.2 :** Üç farklı uç açıklığı ve kanat firar kenarı  $0.05C_a$  uzaklığındaki  $C_{p0}$  değerleri.

| Kanat Uç Açıklığı | $\Delta\dot{m}_1/\Delta\dot{m}_0$ |
|-------------------|-----------------------------------|
| 0.01h             | $\Delta\dot{m}_0=0.00126573$      |
| 0.005h            | -74%                              |
| 0.025h            | +171%                             |

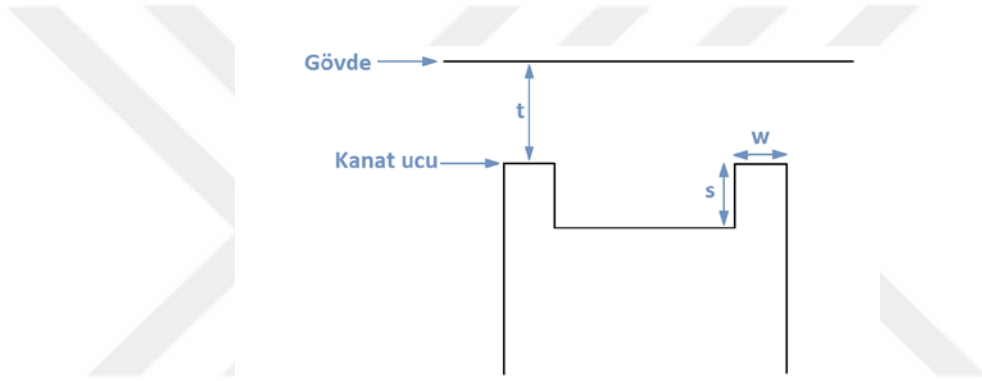
Üç farklı kanat ucu için sızıntı debilerinin karşılaştırılması Çizelge 4.2’de verilmiştir. Sızıntı debilerinin değişimleri incelendiğinde 0.005h uç açıklığına sahip kanatta 0.01h uç açıklığındaki kanada göre 74% daha düşük bir sızıntı debisi gerçekleşmiştir. 0.025h uç açıklığına sahip kanat ise 171% daha fazla sızıntı debisi oluşmasına yol açmıştır.

## 5. ÇİT VE OLUK YAPILARININ ETKİLERİNİN İNCELENMESİ

### 5.1 Çit Yapısı Etkilerinin İncelenmesi

#### 5.1.1 Çit yapısının modellenmesi

Kanat çit yapısının kesit görüntüsü Şekil 5.1’de verilmektedir. Çit geometrisi oluşturulurken çit oyuk derinliğini ifade eden  $s$  değeri 0.35mm ve çit kalınlığı olan  $w$  0.2mm olarak seçilmiştir.



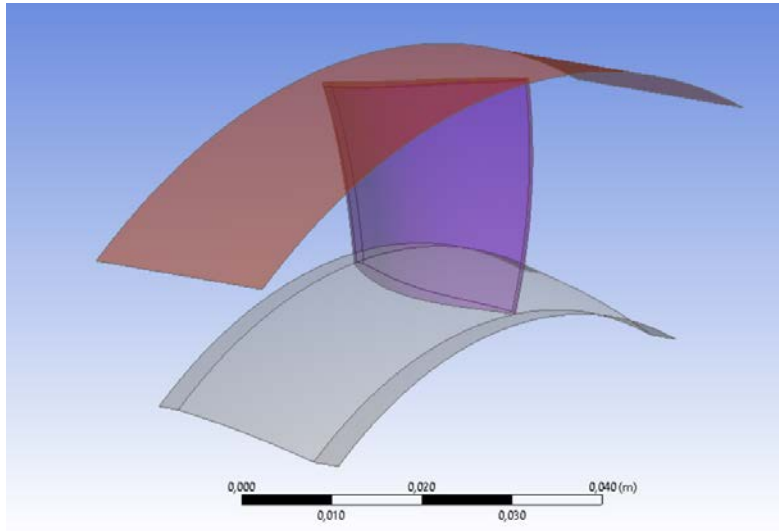
**Şekil 5.1:** Kanat ucu çit yapısı kesit görüntüsü.

Çit geometrisi ANSYS Design Modeler kullanılarak oluşturulmuştur. Şekil 5.2’de 3 boyutlu çit yapılı kanat geometrisi görülmektedir.



**Şekil 5.2:** Çit tasarımı rotor kanat geometrisi.

Çit yapılı kanat için ağ yapısı oluşturabilmek için öncelikle ANSYS Design Modeler’da kanatlar, göbek ve gövdeye ait 3 boyutlu CAD modelleri kullanılarak akışla temas eden tüm yüzeyler tanımlanmıştır. (Şekil 5.3) Rotor giriş ve çıkış kenarları da tanımlandıktan sonra 3 boyutlu CAD datası ağ yapısını oluşturmak üzere TurboDesign yazılımına aktarılmıştır.

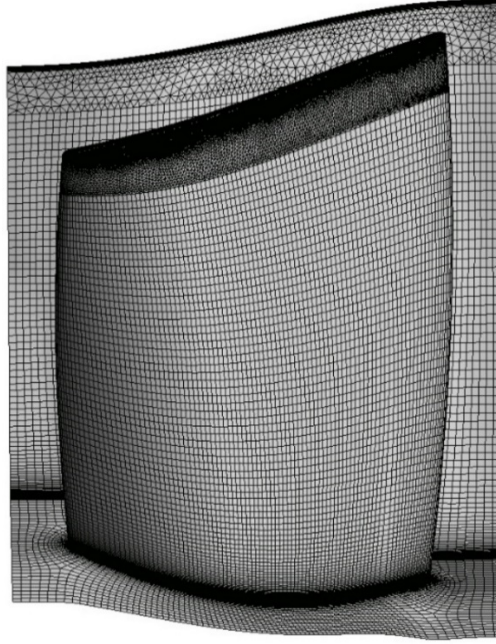


**Şekil 5.3:** Akış hacmi oluşturmak için hazırlanan göbek, gövde ve kanat geometrisi.

### 5.1.2 Çözüm ağının oluşturulması

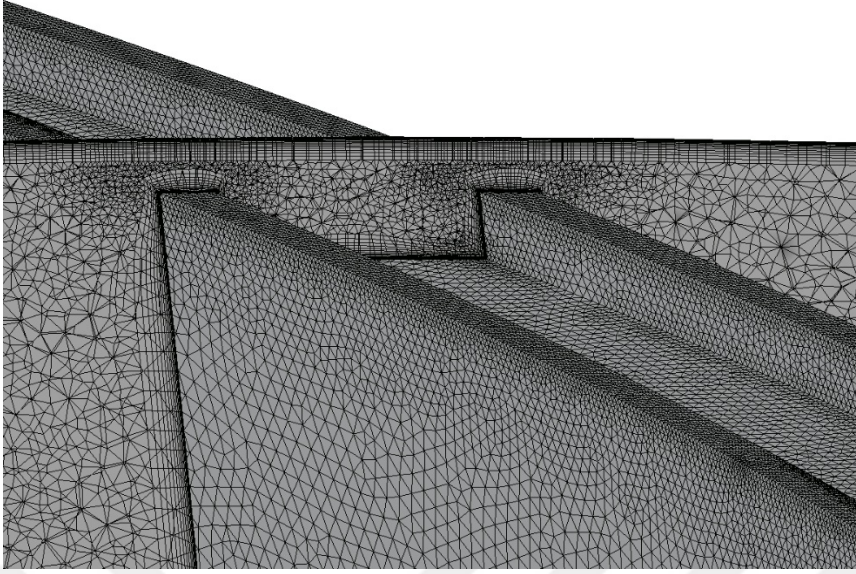
ANSYS Design Modeler kullanılarak akış yolu sınırları ile kanatlara ait yüzeyler tanımlanmıştır. Tanımlanan profiller ANSYS TurboGrid yazılımına aktarıldığında oluşan akış hacmi için ağ parametreleri tanımlanarak çözüm ağı elde edilmiştir. Çit yapısının oluşturduğu kavite sebebiyle ağ oluştururken hibrit ağ yapısı kullanılmıştır. Hibrit ağ yapısı, kavite bölgelerinde tetragonal elemanlar, düzgün yüzeylerde ise hegzagonal elemanlar oluşturularak iki farklı eleman yapısının birlikte kullanımına olanak sağlamaktadır.

Şekil 5.4'te görüldüğü üzere, kanat 0.9h boyu üzeri hacim için tetragonal elemanlar kullanılırken altında kalan hacim için hegzagonal elemanlardan oluşan bir çözüm ağı oluşturulmuştur.



**Şekil 5.4:** Çit yapılı kanat akış hacmi için oluşturulan ağ yapısı.

Sınır tabaka için ilk eleman yüksekliği  $2 \times 10^{-6}$  olarak tanımlanmıştır. Sınır tabaka için oluşturulan ağ yapısı Şekil 5.5'te görülmektedir.



**Şekil 5.5:** Çit yapıları kanat ucunda oluşturulan sınır tabaka ağ yapısı.

### 5.1.3 Sonuçlar

Çit tasarımı kanat HAD çözümü sonuçlarından kanat veteri  $0.05C_a$  uzaklığındaki yüzeyde hesaplanan  $C_{p0}$  değerleri Çizelge 5.1’de görülmektedir. Çit tasarımı kanat için toplam basınç kaybı katsayısının düz kanat tasarımına göre 0.19% oranında azaldığı görülmektedir.

**Çizelge 5.1 :** Düz kanat ve çit tasarımı kanat firar kenarı  $0.05C_a$  uzaklığındaki  $C_{p0}$  değerleri.

| Kanat ve Gövde Yapısı           | $\Delta C_{p1}/\Delta C_{p0}$ |
|---------------------------------|-------------------------------|
| Düz kanat ve düz gövde          | $\Delta C_{p0}=3.28957$       |
| Çit tasarımı kanat ve düz gövde | -0.19%                        |

Sızıntı debisi değerinde 9% oranında bir düşüş olduğu görülmüştür. (Çizelge 5.2)

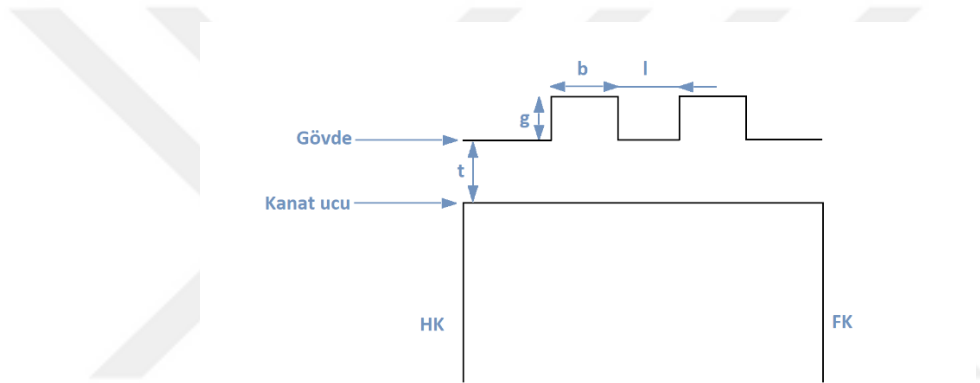
**Çizelge 5.2 :** Düz kanat ve çit tasarımı kanat uç açıklıklarından geçen sızıntı debileri.

| Kanat ve Gövde Yapısı           | $\Delta \dot{m}_1/\Delta \dot{m}_0$ |
|---------------------------------|-------------------------------------|
| Düz kanat ve düz gövde          | $\Delta \dot{m}_0=0.00126573$       |
| Çit tasarımı kanat ve düz gövde | -9%                                 |

Çit kanat tasarımının hem basınç kayıplarında hem sızıntı debisinde bir iyileşme sağladığı sonucu ortaya çıkmıştır.

## 5.2 Oluk Yapısı Etkilerinin İncelenmesi

Oluk yapısı, Şekil 5.6’da görüldüğü gibi, gövde üzerine çevresel olarak yerleştirilmiş,  $g$  derinlik ve  $b$  genişliğine sahip oyuklar olarak tanımlanabilir. Oluk yapısı gövde üzerine kanat veteri boyunca farklı mesafelerde ve farklı sayılarda yerleştirilebilir. Bu çalışma kapsamında, seçilen genişlik ve derinlik ölçülerine sahip oluklardan gövde üzerine 2, 4 ve 6 adet olmak üzere üç farklı sayıda yerleştirilmesi durumlarında türbin aerodinamik performansı üzerindeki etkileri incelenmiştir.



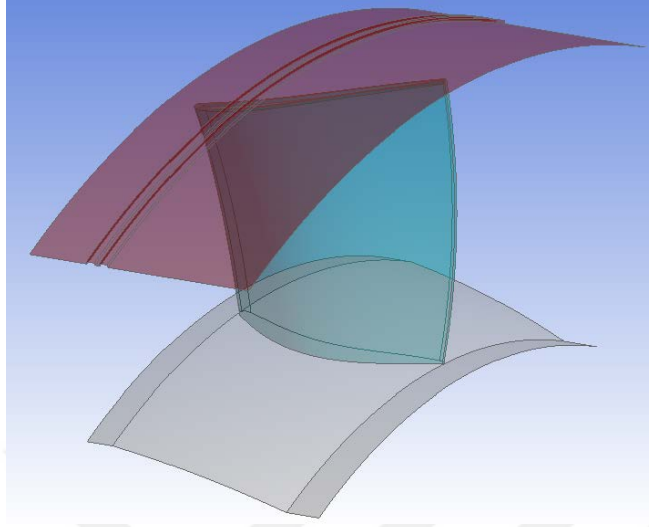
Şekil 5.6: Gövde oluk yapısı kesit görüntüsü.

### 5.2.1 Oluk boyutları ve geometrisinin modellenmesi

Çalışmada incelenen oluk ölçüleri kanat veter boyuna ve uç açıklığına orantılı olarak seçilmiştir. Oluk genişliğini ifade eden  $b$  değeri  $0.05C_a$  olarak seçilmiş olup oluk yüksekliği  $g$  ise kanat uç açıklığı  $t$  değerine eşit olarak belirlenmiştir. İlk oluk kanat hücum kenarından kanat veter boyunun  $0.2C_a$  uzaklığına yerleştirilmiştir. Diğer oluklar eklenirken oluklar arası mesafe  $l$  ise  $0.5mm$  olarak seçilmiştir.

Şekil 5.7’de görülen gövde oluk yapıları ANSYS Design Modeler kullanılarak oluşturulmuştur. Ağ yapısının oluşturulabilmesi için çit tasarımlı kanat ve oluk

oluşturulmuş gövdeyi içeren rotor kademesinin 3 boyutlu CAD modelleri için akış hacmini kapsayan tüm yüzeyler tanımlanmıştır.



**şekil 5.7:** 2 oluklu gövde ve it tasarımı kanattan oluşan rotor kademesi.

### 5.2.2 zm ağının oluşturulması

Oluk yapılı gövde içeren rotor kademesi için ağ yapısı oluşturulurken it geometrisi kullanılan model için kullanılan ağ oluşturma yönteminin aynısı kullanılmıştır. ANSYS Design Modeler ile hazırlanan CAD modeli TurboDesign programına aktarılarak ağ yapısı oluşturulmuştur. Oluk ve it tasarımlarının kaviteli yapısı sebebiyle hibrit ağ oluşturma özelliği kullanılmıştır. Kanat  $0.9h$  boyu üzerindeki akış hacmi için tetragonal elemanlar kullanılırken, bu boyun altında kalan hacimde

hegzagonal elemanlar kullanılarak hibrit ağ yapısı oluşturulmuştur. Şekil 5.8’de gövde oluk yapıları için oluşturulan ağ yapısı görülmektedir.



**Şekil 5.8:** Oluk yapıları için oluşturulan ağ yapısı.

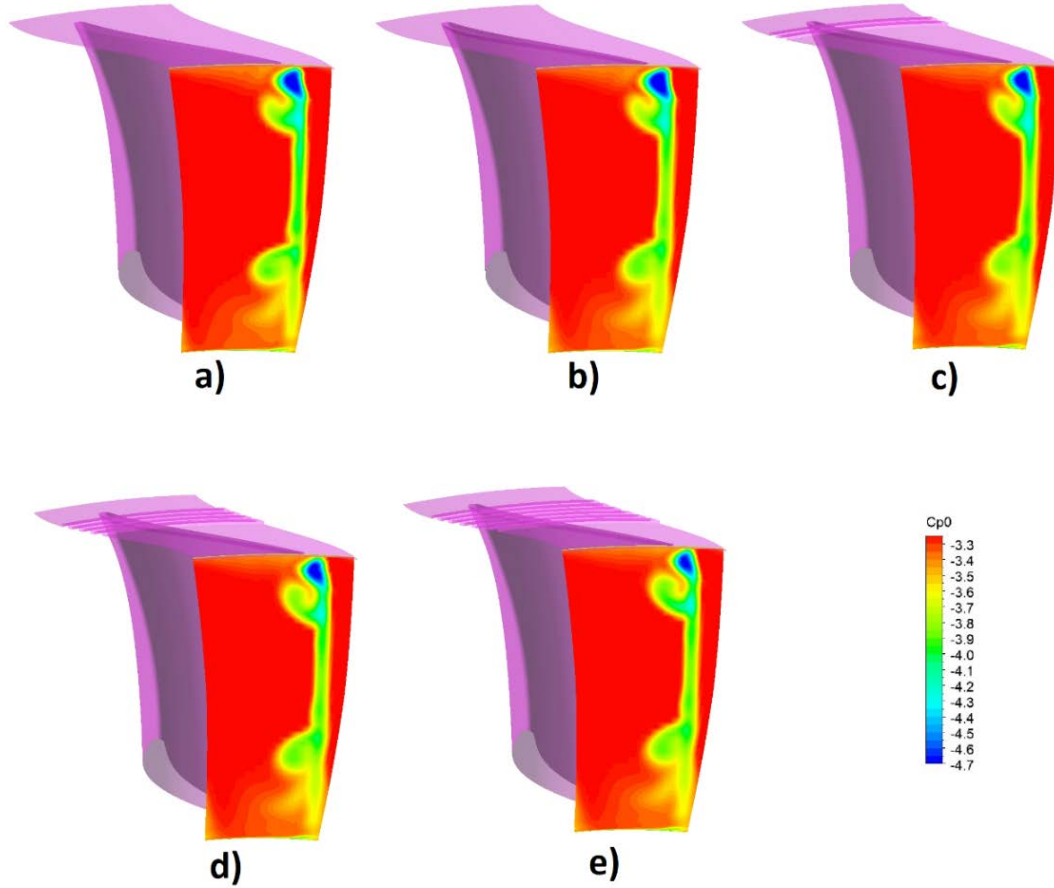
### 5.2.3 Sonuçlar

Tüm tasarımlar için kanat firar kenarlarından  $0.05C_a$  uzaklıkta oluşturulan düzlemlerde  $C_{P0}$  değerleri hesaplanmış ve Çizelge 5.3’te verilmiştir. Düz kanat ve gövde tasarımına göre değişimleri incelendiğinde en olumlu basınç kaybı değerinin çit tasarımlı kanat ile 2 oluklu gövdenin birlikte uygulandığı durumda gerçekleştiği görülmektedir.

**Çizelge 5.3 :** Düz ve çit tasarımlı kanatlar ile oluklu gövdelerdeki kanat firar kenarı  $0.05C_a$  uzaklığındaki  $C_{P0}$  değerleri.

| Kanat ve Gövde Yapısı                | $\Delta C_{P1}/\Delta C_{P0}$ |
|--------------------------------------|-------------------------------|
| Düz kanat ve düz gövde               | $\Delta C_{P0}=3.28957$       |
| Çit tasarımı kanat ve düz gövde      | -0.19%                        |
| Çit tasarımı kanat ve 2 oluklu gövde | -0.32%                        |
| Çit tasarımı kanat ve 4 oluklu gövde | -0.25%                        |
| Çit tasarımı kanat ve 6 oluklu gövde | -0.27%                        |

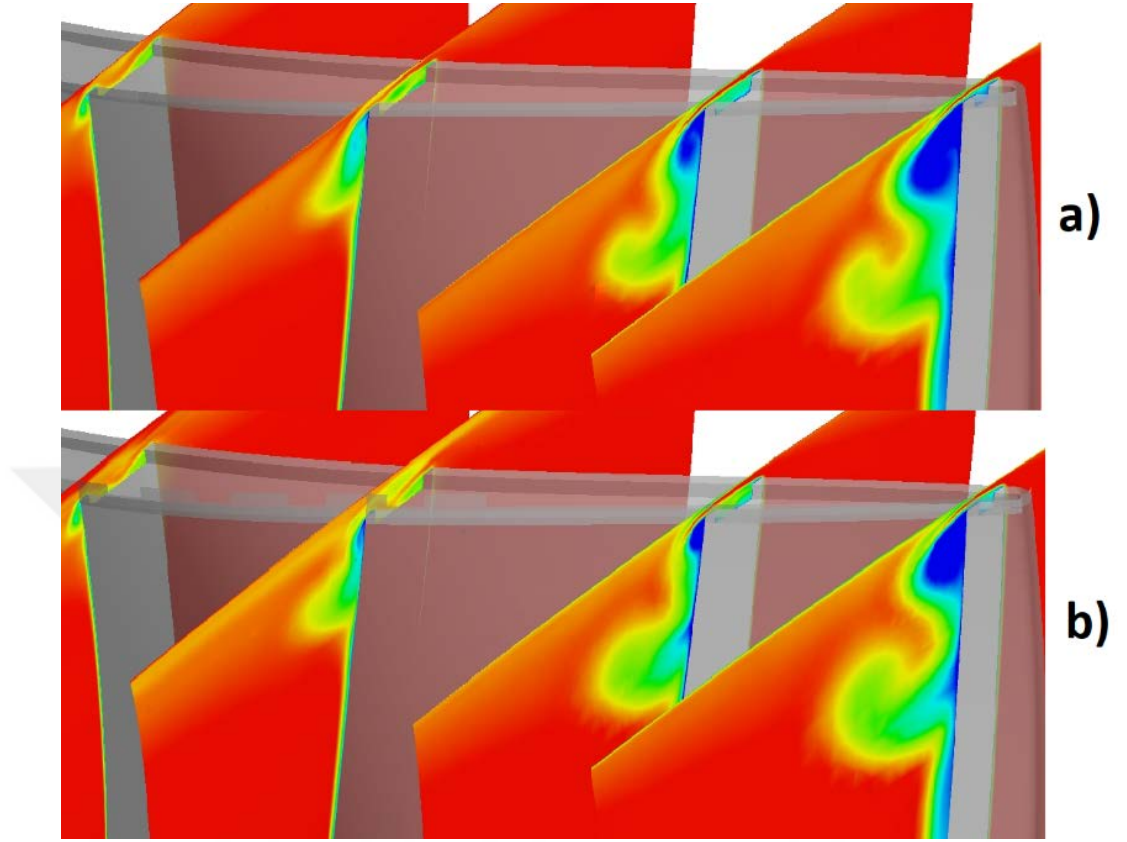
Şekil 5.9’da görüleceği gibi, kanat firar kenarından  $0.05C_a$  uzaklıkta oluşturulan düzlemdeki  $C_{p0}$  dağılımları incelendiğinde oluk sayısı artışı ile birlikte pasaj vorteksinin büyüme gösterdiği, sızıntı vorteksinin ise küçüldüğü görülmektedir.



**Şekil 5.9:** Kanat firar kenarından  $0.05C_a$  uzaklıktaki düzlemde  $C_{p0}$  dağılımı:  
a) Düz kanat ucu, b) Çit tasarımlı kanat ucu, c) 2 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat, d) 4 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat ve e) 6 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat.

Şekil 5.10’da görüleceği gibi kanat veteri boyunca farklı kesitlerde oluşturulan  $CP0$  dağılımları incelendiğinde çit tasarımı için sızıntı vorteksinin veterde daha ileri

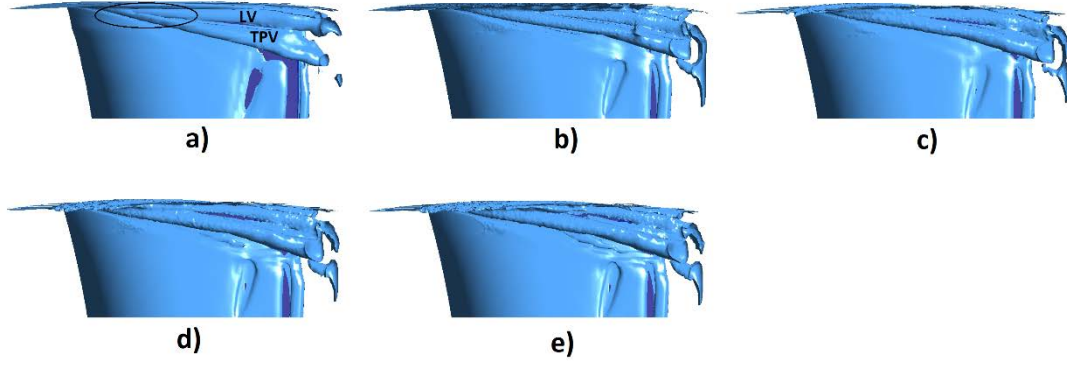
kesitlerde oluşmaya başladığını ancak kanat çıkışında daha büyük bir vortekse dönüştüğü görülmektedir.



**Şekil 5.10:** Kanat veteri boyunca  $0.27C_a$ ,  $0.5C_a$ ,  $0.7C_a$  ve  $0.85C_a$  kesitlerinde  $C_{p0}$  dağılımları: a) çit tasarımlı kanat ve b) 6 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat.

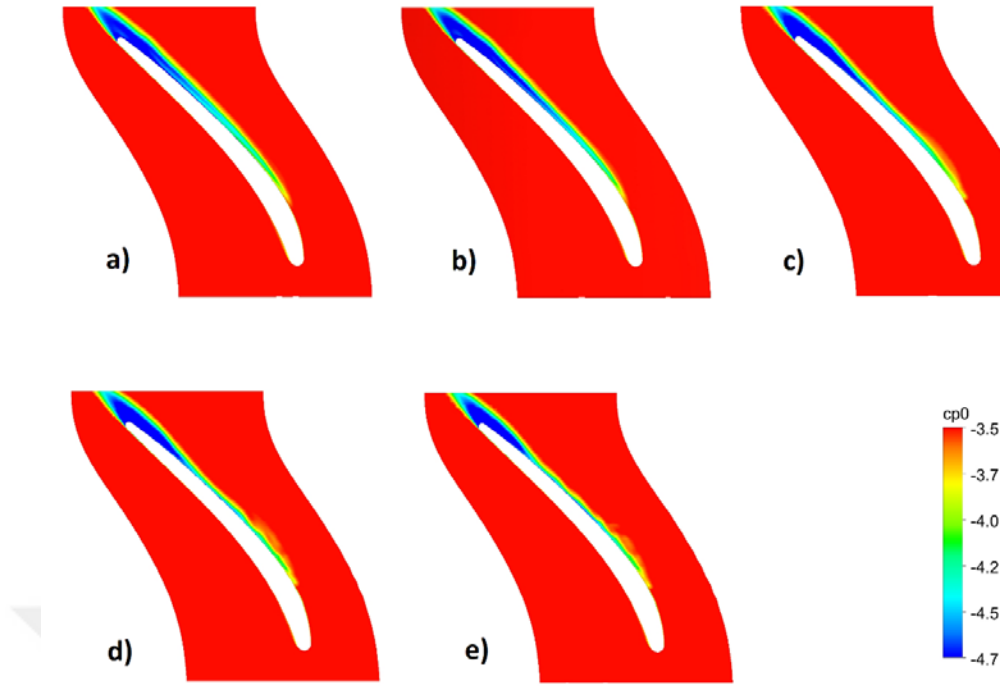
6 oluklu gövdede ise kanat ortalarında sızıntı vorteksinin daha belirgin olduğu fakat kanat çıkışında daha küçük bir çekirdeğe sahip olduğu görülmüştür. Pasaj vorteksi için

de aynı şekilde vorteks çekirdeğinin daha erken oluştuğu, kanat çıkışında ise daha büyük bir vortekse dönüştüğü görülmektedir.



**Şekil 5.11:** Q-kriteri uygulanan vortex yapıları: a) Düz kanat ucu, b) Çit tasarımlı kanat, c) 2 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat, d) 4 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat, ve e) 6 oluklu gövde ve çit tasarımlı kanat.

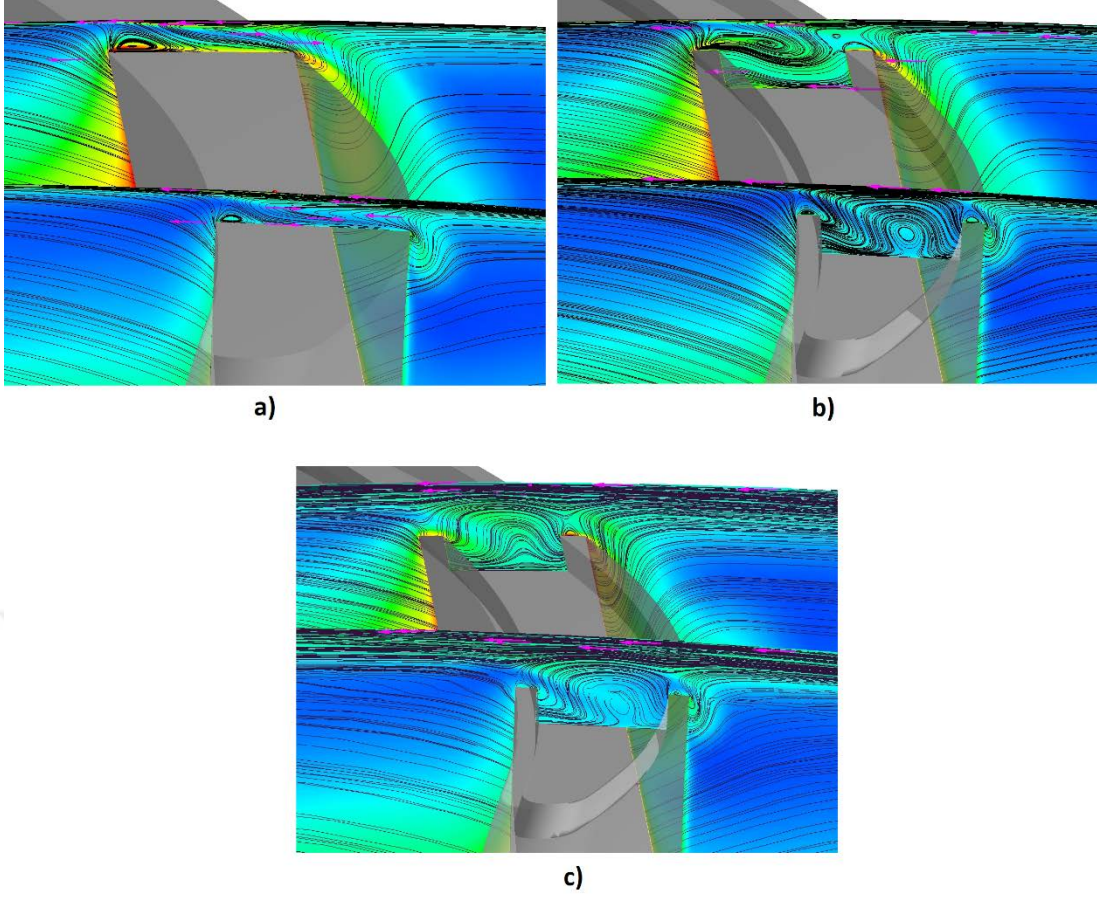
Sızıntı vorteksi ile pasaj vorteksinin kanat veteri başlangıcından itibaren birbirlerine yakın oldukları Şekil 5.11'deki Q-kriteri vorteks yapılarından görülmektedir. Kanat çıkışındaki basınç kayıp katsayılarının düşük olduğu 2 oluklu gövde için q-kriteri incelendiğinde diğer tasarımlara göre sızıntı vorteksi ve pasaj vorteksinin ayrılmaya başladığı noktanın kanat veter boyunun daha ileri mesafelerine kaydığı görülmektedir. Yine vorteks yapıları incelendiğinde 6 oluklu gövde için sızıntı vorteksinin diğer kanat tasarımlarına göre daha küçük olduğu görülmektedir.



**Şekil 5.12:** Kanat 0.96h boyundaki düzlemde emme ve basma kenarlarındaki  $C_{p0}$  dağılımı: a) düz kanat ucu, b) Çit yapılı kanat, c) 2 oluklu gövde ve çit yapılı kanat, d) 4 oluklu gövde ve çit yapılı kanat ve e) 6 oluklu gövde ve çit tasarımı kanat.

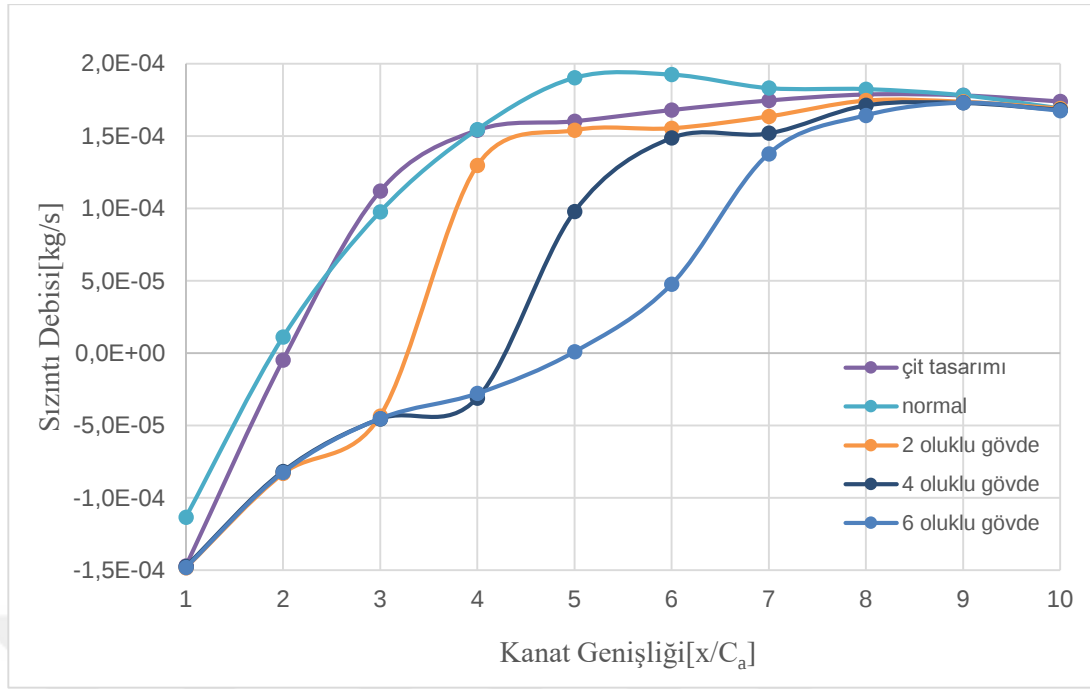
Kanat 0.96h yüksekliğinde oluşturulan düzlemde  $C_{p0}$  dağılımı Şekil 5.12’de görülmektedir. Dağılımlar incelendiğinde emme kenarı üzerindeki basınç kaybı farkının oluk sayısı artışı ile birlikte daha dar bir alan kapladığı görülmektedir. Basınç kayıp katsayısı kanat veteri boyunca azalmıştır. En yüksek kayıplar kanat firar kenarına yakın bölgelerde gerçekleşmiştir.

Kanat veter boyu  $0.25 C_a$  ve  $0.5 C_a$  mesafelerinde oluşturulan düzlemlerde akım çizgileri incelendiğinde  $0.01h$  uç açıklığı olan kanada göre çit yapılı kanatta kanat ucunda oluşan vorteksler Şekil 5.13’te görülmektedir. Oluşan vorteksler ile sızıntı debisinin basma kenarından emme kenarına geçeceği kesit alanı daralmıştır. 6 oluklu gövde yapısında ise oluklar içerisinde akım çizgilerinin ters yönde oluştuğu görülmüştür. Aynı tasarımda  $0.25 C_a$  veter boyundaki akım çizgilerinde çit içerisindeki vortekslerin sadece çit yapısı kullanılan tasarıma benzer yapıda olduğu fakat  $0.5 C_a$  veter boyunda vorteks yapısının değiştiği görülmüştür.



**Şekil 5.13:** Kanat veteri  $0.2 C_a$  ve  $0.5 C_a$  mesafelerinde kanat ucundaki akım çizgileri: a) Düz kanat ucu, b) Çit tasarımı kanat ucu, c) 6 oluklu gövde ve çit tasarımı kanat ucu.

Şekil 5.14’te tüm tasarımlara ait sızıntı debilerinin veter boyunca değişimleri görülmektedir. Çit tasarımı ve düz kanat için sızıntı debisinin veter boyunca değişimleri yakınlık göstermektedir. Kanat veter  $0.1 C_a$  mesafesine kadar çit tasarımının sızıntı debisine olumlu etkisi olduğu görülmektedir. Bir diğer ayrışma ise veter boyu  $0.4 C_a$  ile  $0.7 C_a$  arasında gerçekleşmiştir. Çit tasarımlı kanat bu aralıkta düz kanada göre daha düşük sızıntı debisi yaratmıştır. 2, 4 ve 6 oluklu gövdelerde ise oluk sayısı ile doğru orantılı bir şekilde kanat veteri boyunca sırasıyla  $0.3 C_a$ ,  $0.4 C_a$  ve  $0.5 C_a$  mesafelerine kadar negatif yönlü bir akış oluşmaktadır. Yine aynı sıra ile ifade edildiğinde kanat veteri boyunca sızıntı debisindeki artış 2 oluklu gövde için  $0.4 C_a$  mesafesine kadar, 4 oluklu gövde için  $0.6 C_a$  ve 6 oluklu gövde için ise  $0.7 C_a$  mesafesine kadar artış göstermektedir.  $0.7 C_a$  mesafesinden itibaren sızıntı debisi önemli bir değişim göstermemiştir.

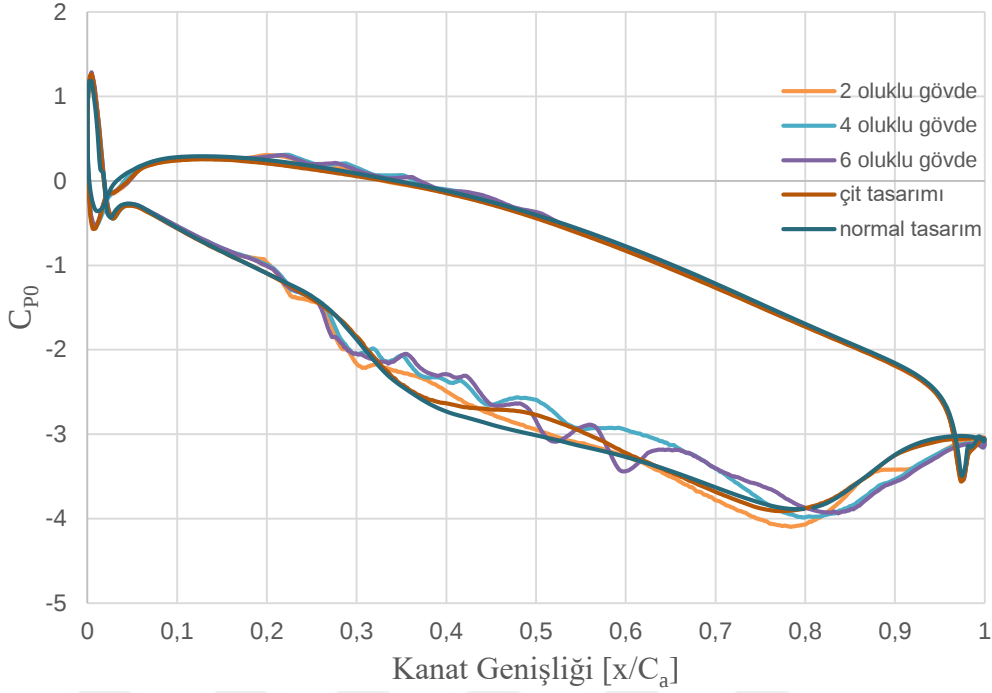


**Şekil 5.14:** Kanat veter boyunca uç açıklığındaki kanat basma kenarından emme kenarına geçen sızıntı debisi.

**Çizelge 5.4 :** Düz ve çit tasarımlı kanatlar ile oluklu gövdelerdeki uç açıklıklarından geçen sızıntı debileri.

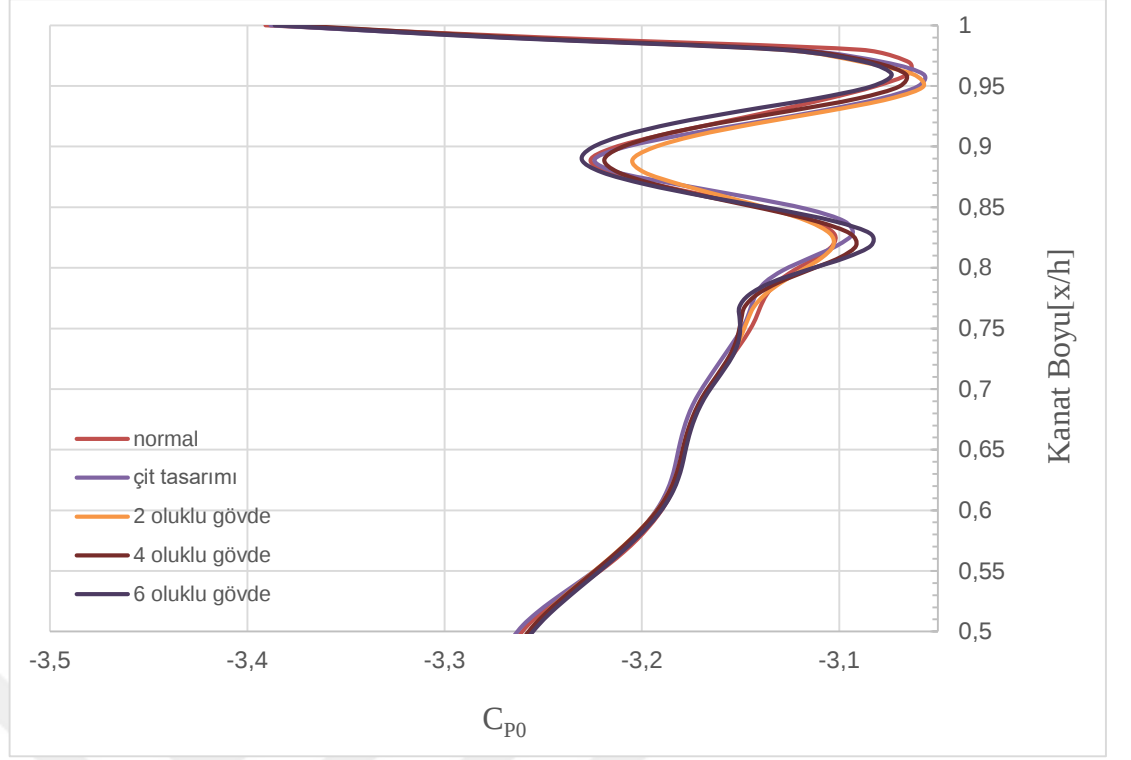
| Kanat ve Gövde Yapısı                | $\Delta \dot{m}_1 / \Delta \dot{m}_0$ |
|--------------------------------------|---------------------------------------|
| Düz kanat ve düz gövde               | $\Delta \dot{m}_0 = 0.00126573$       |
| Çit tasarımı kanat ve düz gövde      | -9%                                   |
| Çit tasarımı kanat ve 2 oluklu gövde | -32%                                  |
| Çit tasarımı kanat ve 4 oluklu gövde | -51%                                  |
| Çit tasarımı kanat ve 6 oluklu gövde | -68%                                  |

Tüm tasarımlar için uç açıklığı sızıntı debi değişimleri incelendiğinde çit tasarımlı kanat için sızıntı debisinin düz kanada göre 9% oranında azaldığı Çizelge 5.4'te görülmektedir. 2 oluklu gövdenin sızıntı debisi değişimi 32%, 4 oluklu gövdenin 51% ve 6 oluklu gövdenin ise 68% oranlarında olduğu görülmüştür. Sızıntı vorteksine yol açan sızıntı debisindeki bu düşüş basınç kayıp katsayılarındaki iyileşmeye yardımcı olmaktadır.



**Şekil 5.15:** Kanat 0.96h mesafesinde emme ve basma kenarlarındaki  $C_{p0}$  dağılımı.

Kanat 0.96h yüksekliğinde basma ve emme kenarlarındaki  $C_{p0}$  değişimleri Şekil 5.15'te incelendiğinde, basma kenarında basınç kayıp katsayılarında belirgin bir değişim olmamasına rağmen emme kenarında veter 0.25  $C_a$  mesafesinden itibaren dalgalanmalar görülmektedir. Düz kanat ve çit tasarımlı kanat yaklaşık veter 0.4  $C_a$  mesafesine kadar eşit dağılım gösterirken 0.4  $C_a$  ile 0.6  $C_a$  arasında ayrılmaya başlamaktadır. Çit tasarımlı kanat için bu bölgelerde basınç kayıp katsayısında düşüş görülmektedir. Veter 0.8 $C_a$  mesafesinden firar kenarına kadar çit tasarımı ve düz kanat için kanat yüklemesinin oluklu yapılara göre düşüş gösterdiği görülmektedir. Oluklu gövde yapılarında ise veter 0.3 $C_a$  mesafesine kadar basınç kayıp katsayılarında bir örtüşme görülürken bu mesafeden sonra dalgalanmalar görülmektedir. 4 ve 6 oluklu gövde yapılarının kanat veteri 0.8  $C_a$  mesafesinden sonra örtüştüğü ve bu bölgedeki en iyi kanat yüklemesine sahip olduğu görülmektedir. 2 oluklu gövde ise çit ve düz kanada göre daha iyi bir yükleme gösterirken bu iki oluklu yapıya göre bir miktar daha düşük değerlerde kalmıştır. Veter 0.3  $C_a$  ve 0.7  $C_a$  arasında  $C_{p0}$  için en yüksek dalgalanma 6 oluklu gövde yapısında görülmektedir. Tüm tasarımlar için en düşük yükleme yaklaşık kanat veteri 0.8  $C_a$  uzaklığında meydana geldiği görülmektedir.



**Şekil 5.16:** Kanat firar kenarı  $0.05C_a$  uzaklığındaki yüzeyde kanat  $h$  yüksekliği boyunca  $C_{p0}$  dağılımı.

Kanat firar kenarından  $0.05C_a$  uzaklıkta oluşturulan yüzeyde kanat  $0.5h$  boyundan gövdeye kadar  $C_{p0}$  değişimleri Şekil 5.16’da incelenmiştir. En düşük sızıntı vorteksinin 6 oluklu gövde için gerçekleştiği görülmektedir. Pasaj vorteksinin en küçük olduğu durum ise 2 oluklu gövdede gerçekleşirken en büyük hali 6 oluklu gövdede almaktadır.



## 6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Tez çalışması kapsamında türbin rotoru uç açıklığının aerodinamik performansa etkileri incelenmiştir. Tasarım noktasındaki uç açıklığındaki kanat için ağdan bağımsızlık çalışma yapılmıştır. Seyrek, orta ve sıkı ağ yapılarının sonuçları karşılaştırılarak sonraki analizlerde kullanılacak olan ağ yapısı seçilmiştir. Orta ağ yapısı sıkı ağ yapısı sonuçlarına yakın değerler verdiği için bu ağ yapısının kullanılması uygun bulunmuştur.

Farklı uç açıklığı değerlerinin sızıntı debisi ve basınç kayıpları üzerindeki etkileri karşılaştırılmıştır. Artan uç açıklığı değeri ile sızıntı debisinde ve basınç kayıplarında artış gözlenmiştir. Yine bu uç açıklığı için pasaj vorteksi ve sızıntı vorteksinin iç içe geçerek büyük bir vorteks oluşturduğu görülmüştür. Uç açıklığının azaltılması durumu ise sızıntı vorteksi ve pasaj vorteksinin küçülmesini sağlamıştır.

Pasif kontrol yöntemlerinden çit kanat yapısı için belirlenen genişlik ve derinlik değeri ile aerodinamik performans incelemesi yapılmıştır. Sonuçlar tasarım noktasındaki düz kanat ile kıyaslandığında sızıntı debisi ve basınç kayıplarında azalma gözlenmiştir.

Bir diğer pasif kontrol yöntemi olan gövde oluk yapısı etkileri 3 farklı oluk sayısı uygulanarak incelenmiştir. Farklı sayıdaki gövde oluklu yapıların çit tasarımlı kanat ile birlikte kullanılması durumu çözümlenmiştir. 2,4 ve 6 oluklu gövde yapıları çit tasarımlı kanat ile birlikte uygulandığında her durum için basınç kayıpları azalmıştır. Sızıntı debileri ise büyük oranda düşmüştür. Tüm oluk sayıları için sızıntı vorteksinde küçülme gözlenmiştir. En düşük sızıntı debisi 6 oluklu gövdenin çit kanat ile kullanıldığı durumda gerçekleşmiştir. En düşük basınç kaybı değeri ise 2 oluklu gövdenin çit kanat ile birlikte kullanılması durumunda gözlenmiştir.

## KAYNAKLAR

- [1] **Newton, P., Lock, G., Krishnababu, S., Hodson, H., Dawes, W., Hannis, J. ve Whitney, C.** (2006). Heat transfer and aerodynamics of turbine blade tips in a linear cascade. *Journal of turbomachinery*, 128(2), 300–309.
- [2] **R. S. Bunker,** (2006). Axial turbine blade tips: Function, design, and durability. *Journal of Propulsion and Power* Vol22, 271-285.
- [3] **Kenneth Wark, Jr.** (1995). *Advanced Thermodynamics for Engineers*”, McGraw-Hill.
- [4] **H. Cohen, G. F. C. Rogers and H. I. H. Saravanamuttoo,** (1983). *Gas Turbine Theory*, Prentice-Hall, Harlow.
- [5] **Wang, H. P., Olson, S. J., Goldstein, R. J., and Eckert, E. R. G.** (1997). Flow Visualization in a Linear Turbine Cascade of High Performance Turbine Blades, ASME. *Journal of Turbomachinery*, 119(1): 1–8.
- [6] **Boyle, R., Katsanis, T. ve Haas, J.** (1984). Comparison between measured turbine stage performance and the predicted performance using quasi-3D flow and boundary layer analyses, *20th Joint Propulsion Conference*, s.1299.
- [7] **Bunker, R. S.** (2006). Axial Turbine Blade Tips: Function, Design, and Durability. *Journal of Propulsion and Power*, 22(2), 271-285. doi:10.2514/1.11818
- [8] **Li, W., Qiao, W.y., Xu, K.f. ve Luo, H.l.** (2008). Numerical simulation of tip clearance flow passive control in axial turbine, *Journal of Thermal Science*, 17(2), 147–155.
- [9] **Schabowski, Z., and Hodson, H.** (2014). The Reduction of Over Tip Leakage Loss in Unshrouded Axial Turbines Using Winglets and Squealers. *ASME. Journal of Turbomachinery*, 136(4): 041001.
- [10] **Yan, X., Huang, Y., He, K., Li, J. ve Feng, Z.** (2016). Numerical investigations into the effect of squealer–winglet blade tip modifications on aerodynamic and heat transfer performance, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 103, 242–253.
- [11] **Deveci, K., Maral, H., Senel, C. B., Alpman, E., Kavurmacioglu, L., & Camci, C.** (2018). Aerothermal optimization of squealer geometry in axial flow turbines using genetic algorithm. *Journal of Thermal Engineering*, 4(3), 1896-1911.
- [12] **Zou, Zhengping & Shao, Fei & Li, Yiran & Zhang, Weihao & Berglund, Albin,** (2017). Dominant flow structure in the squealer tip gap and its impact on turbine aerodynamic performance, *Energy, Elsevier*, vol. 138(C), pages 167-184.

- [13] **Lee, S.W. ve Chae, B.J.** (2008). Effects of squealer rim height on aerodynamic losses downstream of a high-turning turbine rotor blade, *Experimental Thermal and Fluid Science*, 32(8), 1440–1447.
- [14] **Senel, C. B., Maral, H., Kavurmacioglu, L. A., & Camci, C.** (2018). An aerothermal study of the influence of squealer width and height near a HP turbine blade. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 120, 18-22.
- [15] **Shi, X., Wu, Y., Li, H., & Li, Z.** (2024). Numerical study on effect of design parameters of the single-circumferential groove on tip leakage flow reduction in a transonic turbine. *Physics of Fluids*, 36(1).
- [16] **Senel, C. B., Maral, H., Kavurmacioglu, L. A., & Camci, C.** (2017). An investigation of groove type casing treatment on aerodynamic performance of a linear turbine cascade. *European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics, ETC*.
- [17] **Url-1** <<https://aerocorner.com/blog/turbojet-vs-turbofan>>, erişim tarihi 02.07.2024.
- [18] **H. Cohen, G. F. C. Rogers and H. I. H. Saravanamuttoo**, (1983). Gas Turbine Theory, *Prentice-Hall, Harlow*.
- [19] **Langston, L.S., Nice, M. L., Hooper, R.M.**, (1977). Three-dimensional flow within a turbine cascade passage. *Journal of Engineering for Power*, 99(1), 21-28.
- [20] **Gaetani, P.**, (2018). ‘Stator-Rotor Interaction in Axial Turbine: Flow Physics and Design Perspective’. *Aircraft Technology, InTech*. doi:10.5772/intechopen.76009.



## ÖZGEÇMİŞ

**Ad-Soyad** : Didem Deniz Kayabaşı

|  |
|--|
|  |
|--|

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2009, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makina Fakültesi, Makina Mühendisliği
- **Yüksek Lisans** : 2024 , İstanbul Teknik Üniversitesi, Savunma Teknolojileri Anabilim Dalı, Savunma Teknolojileri Yüksek Lisans Programı

### YÜKSEK LİSANS TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

**Kayabasi, D. & Kavurmacioglu, L. (2024).** Numerical Investigation of Leakage Flow in a Turbojet Turbine: Effect of Tip Clearance, Squealer Tip and Groove Casing. *17th International Istanbul Scientific Research Congress on Life, Engineering, Architecture, and Mathematical Sciences*, Istanbul, Turkiye, April 28-30.