İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

STATÖR KANATÇIKLARINA AÇILAN KANALLARDAN TAHLİYE OLAN HAVANIN KANATÇIĞIN FİRAR KENARI YÜZEYİNE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Tevfik Caner ÜNAL

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

MAYIS 2015

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

STATÖR KANATÇIKLARINA AÇILAN KANALLARDAN TAHLİYE OLAN HAVANIN KANATÇIĞIN FİRAR KENARI YÜZEYİNE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Tevfik Caner ÜNAL
511101129

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. A. Rüstem ASLAN

MAYIS 2015

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511101129 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Tevfik Caner ÜNAL**, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı **"STATÖR KANATÇIKLARINA AÇILAN KANALLARDAN TAHLİYE OLAN HAVANIN KANATÇIĞIN FİRAR KENARI YÜZEYİNE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI"** başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı :	**Prof. Dr. A. Rüstem ASLAN** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
Jüri Üyeleri :	**Yrd. Doç. Dr. Ayşe Gül GÜNGÖR** İstanbul Teknik Üniversitesi	.....
	Yrd. Doç. Dr. Özgür ERTUNÇ Özyeğin Üniversitesi	.....

Teslim Tarihi : **04 Mayıs 2015**
Savunma Tarihi : **28 Mayıs 2015**

Aileme,

ÖNSÖZ

Bu proje gerçek hayatta karşılaşılabilecek problemlere mühendislik yaklaşımı yaparak bunların araştırılması konusunda hem bilgisayar destekli hem de deneysel analiz yapmama ve bu sayede mühendislik becerilerimin gelişmesine, akışkanlar dinamiği konusunda yeni bilgi ve tecrübe kazanmama olanak sağlamıştır.
Her şeyden önce tez çalışmam boyunca engin bilgisini ve tecrübesini benimle paylaşarak çalışmalarıma yön veren ve yardımlarını esirgemeyen saygıdeğer danışman hocalarım Prof. Dr. İ. Bedii Özdemir'e ve Prof. Dr. A. Rüstem Aslan'a çok teşekkür ederim.
Ayrıca çalışmanın her aşamasında bana yardımcı olan makine yüksek mühendisi arkadaşım Yaşar Mutlu'ya, bu tez çalışmasının sayısal analizleri için gereken imkanları sağlamış olan İstanbul Teknik Üniversitesi Bilişim Enstitüsü, Yüksek Başarımlı Hesaplama Laboratuvarına, çalışmanın deneysel analizleri için gerekli Anka Rüzgar Tüneli'nin kullanımına olanak sağlayan İTÜ Akışkanlar Laboratuvarlarına ve de içinde bulunduğum yoğun iş temposuna rağmen tez çalışmamı tamamlamam konusunda bana destek olan uçak mühendisi arkadaşım Zeynep Güler'e teşekkür ederim.
Son olarak hayatım boyunca her zaman her alanda bana destek olan ve bu noktaya gelmemi sağlayan aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Nisan 2015

Tevfik Caner Ünal
Uçak Mühendisi

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ ..... **vii**
İÇİNDEKİLER ..... **ix**
KISALTMALAR ..... **xi**
ÇİZELGE LİSTESİ ..... **xiii**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **xv**
ÖZET ..... **xix**
SUMMARY ..... **xxi**
1. GİRİŞ **1**
1.1 Tezin Amacı 1
1.2 Literatür Araştırması 3
1.3 Hipotez 5
2. SAYISAL ANALİZ **7**
2.1 Giriş 7
2.2 Çözüm Alanı Geometrisi 8
2.3 Ağ Üretim Metodolojisi 8
2.4 Sayısal Çözüm Metodolojisi 11
2.4.1 Deneysel durumların çözüm metodolojisi 12
2.4.2 Gerçek durumların sayısal çözümlemesi 21
3. SAYISAL ANALİZ SONUÇLARI **23**
3.1 Giriş 23
3.2 0,8 mm Yarı Çaplı Pah Kırılmış Model için Sayısal Analiz Sonuçları 24
3.2.1 Durum 1 – R' 24
3.2.2 Durum 1 – R" 29
3.2.3 Durum 1 – gerçek koşul 34
3.2.4 Durum 2 – R' 36
3.2.5 Durum 2 – R" 42
3.2.6 Durum 2 – gerçek koşul 47
3.3 1,7 mm Yarı Çaplı Pah Kırılmış Model için Sayısal Analiz Sonuçları 49
3.3.1 Durum 1 – R' 49
3.3.2 Durum 1 – R" 54
3.3.3 Durum 1 – gerçek koşul 59
3.3.4 Durum 2 – R' 61
3.3.5 Durum 2 – R" 66
3.3.6 Durum 2 – gerçek koşul 71
3.4 2,0 mm Yarı Çaplı Pah Kırılmış Model için Sayısal Analiz Sonuçları 73
3.4.1 Durum 1 – R' 73
3.4.2 Durum 1 – R" 78
3.4.3 Durum 1 – gerçek koşul 83
3.4.4 Durum 2 – R' 85
3.4.5 Durum 2 – R" 90
3.4.6 Durum 2 – gerçek koşul 95

3.5 Sayısal Analizlerin Değerlendirilmesi 97
4. DENEYSEL ÇALIŞMALAR 101
4.1 Deneyin Amacı 101
4.2 Deney Düzeneği 101
4.3 Deney Hazırlıkları 110
4.3.1 Deney ve gerçek model benzerliğinin kurulması 110
4.3.2 Hız profilinin çıkarılması 110
4.3.3 Kalibrasyon 113
4.4 Deneyin Yapılışı 115
4.4.1 Tiner tüketimi 116
4.5 Deney Sonuçları ve Değerlendirme 117
5. SAYISAL VE DENEYSEL SONUÇLARIN KARŞILAŞTIRILMASI 125
6. SONUÇ VE ÖNERİLER 127
KAYNAKLAR 129
ÖZGEÇMİŞ 131

KISALTMALAR

HAD	**:** Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
LES	**:** Large Eddy Simulation – Büyük Girdap Simülasyonu
DNS	**:** Direct Numerical Simulation – Doğrudan Sayısal Simülasyon
RANS	**:** Reynolds Averaged Navier Stokes – Reynolds Ortalama Navier Stokes
UDF	**:** User Defined Function – Kullanıcı Tanımlı Fonksiyon
$\mathbf{V_{jet}}$	**:** Jet Akışının Hızı
$\mathbf{V_{ana_akış}}$	**:** Kanatçıkların Üzerinden Geçen Akışın Hızı
$\boldsymbol{\rho_{jet}}$	**:** Jet Akışının Yoğunluğu
$\boldsymbol{\rho_{ana_akış}}$	**:** Kanatçıkların Üzerinden Geçen Akışın Yoğunluğu
$\mathbf{P_{ana_akış}}$	**:** Kanatçıkların Üzerinden Geçen Akışın Basıncı
$\mathbf{T_{ana_akış}}$	**:** Kanatçıkların Üzerinden Geçen Akışın Sıcaklığı
$\mathbf{P_{ai}}$	**:** Jet Akışının Kanala Giriş Basıncı
$\mathbf{T_{ai}}$	**:** Jet Akışının Kanala Giriş Sıcaklığı
$\mathbf{m_{ai}}$	**:** Jet Akışının Kanala Giriş Kütlesel Debisi
Re	**:** Reynolds Sayısı
$\boldsymbol{\rho}$	**:** Yoğunluk
L	**:** Karakteristik Uzunluk
$\boldsymbol{\mu}$	**:** Dinamik Viskozite
u	**:** Hız Vektörünün X Yönündeki Bileşeni
v	**:** Hız Vektörünün Y Yönündeki Bileşeni
w	**:** Hız Vektörünün Z Yönündeki Bileşeni

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Analizi yapılan durumlar için belirlenen termo-fiziksel özellikler… .. 12
Çizelge 2.2 : Deney koşullardaki analizlerin sınır koşulları..... 20
Çizelge 2.3 : Gerçek koşullardaki analizlerin sınır koşulları..... 22
Çizelge 4.1 : Önceden belirlenen ve deney için hesaplanan değerler..... 110
Çizelge 4.2 : Tek jet için z e kseninde basınç ölçümleri 111
Çizelge 4.3 : Tek jet için x e kseninde basınç ölçümleri 112
Çizelge 4.4 : Kompresör basıncına karşılık gelen jet hızları..... 113
Çizelge 4.5 : Tüketilen tinerin hacimsel debisi 117
Çizelge 4.6 : Tüketilen tinerin kütlesel debisi 117
Çizelge 4.7 : Delik pah yarıçapı dağılımı 117

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Kanatçıklara açılan kanallar……2
Şekil 1.2 : Kanatçık kesiti - pah kırma işlemi. …….3
Şekil 1.3 : Türbülans enerji sepektrumu [8].....5
Şekil 2.1 : Çözüm alanı geometrisi……..8
Şekil 2.2 : İki ve üç boyutlu yapılandırılmış (structured) ağ hücreleri [11]…….9
Şekil 2.3 : İki ve üç boyutlu yapılandırılmamış (unstructured) ağ hücreleri [11]……9
Şekil 2.4 : Pah kırılan bölgedeki ağ sıklığı…….10
Şekil 2.5 : Çözüm alanının ağ sıklığı. ……10
Şekil 2.6 : Yüzeylere yakın bölgelerdeki ağ sıklığı……... 11
Şekil 2.7 : Basınç temelli çözüm algoritması [11]. ……12
Şekil 2.8 : Yoğunluk temelli çözüm algoritması [11]. ……...13
Şekil 2.9 : Düz levhadaki akışta türbülansa geçiş aşamaları [14]. …….14
Şekil 2.10 : Türbülanslı akışta bir noktadaki hızın zamanla değişimi [15]. ……...14
Şekil 2.11 : Yüzeye yakın akış bölgeleri [13]. ……...17
Şekil 2.12 : Yüzeye yakın bölgelerin çözümleme yöntemleri [K10]. ……18
Şekil 2.13 : 0,8 mm yarıçapında pah kırılmış modelin $\boldsymbol{y+}$ değerleri……19
Şekil 3.1 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R', k-ε analizinin akım çizgileri…… 24
Şekil 3.2 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R', LES analizinin akım çizgileri……..25
Şekil 3.3 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R', k-ε analizinin hız vektörleri. ……26
Şekil 3.4 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R', LES analizinin hız vektörleri. ……..27
Şekil 3.5 : 0,8 mm pah, Durum 1 - R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi……28
Şekil 3.6 : 0,8 mm pah, Durum 1 - R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi……28
Şekil 3.7 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R", k-ε analizinin akım çizgileri……29
Şekil 3.8 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R", LES analizinin akım çizgileri……..30
Şekil 3.9 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R", k-ε analizinin hız vektörleri……31
Şekil 3.10 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R", LES analizinin hız vektörleri……32
Şekil 3.11 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi……...33
Şekil 3.12 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi……...33
Şekil 3.13 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri. 34
Şekil 3.14 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - gerçek, k-ε analizinin analizinin hız vektörleri.……35
Şekil 3.15 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……..36
Şekil 3.16 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinin akım çizgileri.……37
Şekil 3.17 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinin akım çizgileri.……...38
Şekil 3.18 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinin hız vektörleri. …….39
Şekil 3.19 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinin hız vektörleri. ……...40

Şekil 3.20 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi……41
Şekil 3.21 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...41
Şekil 3.22 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinin akım çizgileri……. 42
Şekil 3.23 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinin akım çizgileri. …..43
Şekil 3.24 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinin hız vektörleri.…….44
Şekil 3.25 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinin hız vektörleri.…...45
Şekil 3.26 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...46
Şekil 3.27 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi. ……..46
Şekil 3.28 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri. 47
Şekil 3.29 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……47
Şekil 3.30 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin hız vektörleri. ..48
Şekil 3.31 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinin akım çizgileri.…….49
Şekil 3.32 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinin akım çizgileri.…...50
Şekil 3.33 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinin hız vektörleri. …….51
Şekil 3.34 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinin hız vektörleri. …...52
Şekil 3.35 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...53
Şekil 3.36 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi. ……..53
Şekil 3.37 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinin akım çizgileri. ……54
Şekil 3.38 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinin akım çizgileri. …..55
Şekil 3.39 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinin hız vektörleri. ……56
Şekil 3.40 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinin hız vektörleri.…...57
Şekil 3.41 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...58
Şekil 3.42 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...58
Şekil 3.43 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri...59
Şekil 3.44 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi. ……59
Şekil 3.45 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek k-ε analizinin hız vektörleri. ...60
Şekil 3.46 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', k-ε analizinin akım çizgileri.……..61
Şekil 3.47 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', LES analizinin akım çizgileri.…….62
Şekil 3.48 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', k-ε analizinin hız vektörleri.……...63
Şekil 3.49 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', LES analizinin hız vektörleri. ……64
Şekil 3.50 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...65
Şekil 3.51 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...65
Şekil 3.52 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", k-ε analizinin akım çizgileri. …….66
Şekil 3.53 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", LES analizinin akım çizgileri. …...67
Şekil 3.54 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", k-ε analizinin hız vektörleri.……..68
Şekil 3.55 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", LES analizinin hız vektörleri.…….69
Şekil 3.56 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", k-ε kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……70

Şekil 3.57 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", LES kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……70
Şekil 3.58 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri...71
Şekil 3.59 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……71
Şekil 3.60 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin hız vektörleri. ..72
Şekil 3.61 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinin akım çizgileri.……73
Şekil 3.62 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinin akım çizgileri.……..74
Şekil 3.63 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinin hız vektörleri.……75
Şekil 3.64 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinin hız vektörleri.……...76
Şekil 3.65 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...77
Şekil 3.66 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...77
Şekil 3.67 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinin akım çizgileri. ……...78
Şekil 3.68 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinin akım çizgileri. …….79
Şekil 3.69 : 2mm pah kırmanın Case 31-R'' k-ε analizinin hız vektörleri.……80
Şekil 3.70 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinin hız vektörleri.……..81
Şekil 3.71 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...82
Şekil 3.72 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...82
Şekil 3.73 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri…..83
Şekil 3.74 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi. ……..83
Şekil 3.75 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinin hız vektörleri. ….84
Şekil 3.76 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinin akım çizgileri.……...85
Şekil 3.77 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinin akım çizgileri.……..86
Şekil 3.78 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinin hız vektörleri.……87
Şekil 3.79 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinin hız vektörleri. ……..88
Şekil 3.80 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...89
Şekil 3.81 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi. ……..89
Şekil 3.82 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinin akım çizgileri. ……...90
Şekil 3.83 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinin akım çizgileri. …….91
Şekil 3.84 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinin hız vektörleri.……92
Şekil 3.85 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinin hız vektörleri.……..93
Şekil 3.86 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...94
Şekil 3.87 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...94
Şekil 3.88 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri…..95
Şekil 3.89 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.……...95
Şekil 3.90 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin hız vektörleri. ….96
Şekil 3.91 : 0,8 mm yarıçaplı pah, durum 1, k-ε analizi, akım çizgileri. ……..97
Şekil 3.92 : 0,8 mm yarıçaplı pah, durum 1, k-ε analizi, kanaldan çıkan ilk akım çizgisinin açısı…….98
Şekil 3.93 : R' benzerliğinde durum-1 için analiz sonuçları. ……99

Şekil 3.94 : R" benzerliğinde durum-1 için analiz sonuçları.……99
Şekil 4.1 : ANKA rüzgar tüneli.……...102
Şekil 4.2 : Rüzgar tüneli deney odası……...102
Şekil 4.3 : Tiner tankı.……...……..103
Şekil 4.4 : Vidalı hava kompresörü ve basınç tankı.……104
Şekil 4.5 : Regülatör I ……..104
Şekil 4.6 : Regülatör II.……105
Şekil 4.7 : Tabanca……...105
Şekil 4.8 : Isıtıcı sistem. ……...106
Şekil 4.9 : Kanatçıklar.……107
Şekil 4.10 : Montaj elemanları. ……107
Şekil 4.11 : Montajlanmış durum.……107
Şekil 4.12 : Pitot tübü.……..108
Şekil 4.13 : İğne pitot tübü. ……..108
Şekil 4.14 : U-Manometre.……...109
Şekil 4.15 : Hız profili ölçümü.……110
Şekil 4.16 : Eksen takımı.……111
Şekil 4.17 : Hız profili (z ekseninde). ……..111
Şekil 4.18 : Hız profili (x ekseninde). ……..112
Şekil 4.19 : 3 boyutlu hız profili. ……112
Şekil 4.20 : Hız konturu. ……..113
Şekil 4.21 : Kompresör basıncına göre ölçülen hız değerleri. ……114
Şekil 4.22 : Interpole edilmiş basınç-hız değerleri.……..114
Şekil 4.23 : Deney şeması. ……115
Şekil 4.24 : boyanmış firar kenarı. ……...116
Şekil 4.25 : Pahsız kanatçık için farklı jet hızlarındaki deney sonuçları.……118
Şekil 4.26 : 0,8 mm yarıçaplı paha sahip kanatçık için farklı jet hızlarındaki deney sonuçları.……...119
Şekil 4.27 : 1,7 mm yarıçaplı paha sahip kanatçık için farklı jet hızlarındaki deney sonuçları.……...120
Şekil 4.28 : 2 mm Yarıçaplı paha sahip kanatçık için farklı jet hızlarındaki deney sonuçları.……...121
Şekil 4.29 : Durum-1 için farklı pah yarıçaplarındaki deney sonuçları. ……..122
Şekil 4.30 : Durum-2 için farklı pah yarıçaplarındaki deney sonuçları. ……..123
Şekil 5.1 : Sayısal ve deneysel analiz sonuçları……...125

STATÖR KANATÇIKLARINA AÇILAN KANALLARDAN TAHLİYE OLAN HAVANIN KANATÇIĞIN FİRAR KENARI YÜZEYİNE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI

ÖZET

Havacılığın devamlı gelişmesi ve hava taşımacılığının artarak önem kazanmasıyla, günümüzde uçaklar en çok kullanılan ulaşım araçlarından biri haline gelmiştir. Yolcu ve kargo taşımacılığı yapan ticari havayolları da ekonomik nedenlerle genelde 9-12 km gibi yüksek irtifalarda uçuşlarını gerçekleştirmektedirler. Ancak bu yüksekliklerde hava sıcaklığı -56,5 °C'lere kadar düştüğünden bu irtifadaki uçuşların uçağın kontrol yüzeylerinde, kanatlarında ve turbo-jet, turbo-fan veya turbo-prop motorların ilk kademelerinde buzlanmaya neden olabildiği görülmektedir.

Uçağın kontrol yüzeylerindeki ve kanatlarındaki buzlanmayı önlemek için uçuşlardan önce bu yüzeylere buz önleyici kimyasal sıvılar püskürtülmektedir. Ayrıca farklı uçaklarda kanatlarda buzlanmayı önleyici kapakçıklar gibi farklı sistemler de bulunmaktadır.

Motorda oluşan buzlanma, eksenel kompresörün ilk kademesinde statör kanatçıklarında görülmekte ve motor performansını olumsuz yönde etkilemektedir. Bunu önlemek için statör kanatçıklarına kanallar açılmıştır ve motorun ileri kademelerinden alınan sıcak hava buralardan tahliye edilerek statör kanatçıklarının firar kenarlarındaki buzlanma önlenmektedir.

Ancak kanal ağızlarındaki keskin kenarlarda oluşan gerilme yoğunluğu buralarda çatlak oluşumu ve ilerlemesi ihtimalini ortaya çıkarmaktadır. Bu noktalarda yapısal iyileştirme yaparak mukavemeti artırmak için kanal ağızlarındaki keskin kenarlarda pah kırma işlemi yapılmaktadır.

Uçak parçalarının üretiminin ve belirli küçük ölçülerde pah kırma işleminin çok hassas olmasından dolayı ufak hatalar bile büyük sorunlara veya performans farklılıklarına yol açmaktadır. Üretimdeki hatalar ve yetersizliklerden ötürü de pah kırma işleminde istenilen ölçü tam yakalanamamakta, hatta tolerans dışına çıkabilmektedir. Bu sebeple tasarlanacak, üretilecek veya tasarımında değişiklik yapılacak her parçanın çok dikkatli bir şekilde testlere tabi tutulması ve uçaklarda kullanılmadan önce, ilgili parçanın görevini doğru bir şekilde yerine getirdiğinden emin olmak gerekmektedir.

Bu yüksek lisans tez çalışması kapsamında farklı pah yarıçaplarına sahip kanal ağızlarından tahliye olan havanın kanatçığın firar kenarı yüzeyine olan etkisi bilgisayar programlarıyla simule edilerek ve deneysel olarak araştırılmış ve karşılaştırılmıştır.

Çalışmanın sonunda sayısal ve deneysel analizlerin genel olarak aynı sonuçta birleştiği, ancak birebir örtüşmediği görülmüştür. Farklılıkların sebebinin sayısal analizlerin kusursuz geometriler üzerinde, deneysel analizlerin ise üretimdeki hatalar ve yetersizlikler nedeniyle kusurlu modeller üzerinde yapılmış olduğu anlaşılmıştır. Sonuç olarak söz konusu deliklerde pah kırılmasının ve üretimdeki hataların deliklerden çıkan jetin kanatçık firar kenarı yüzeyine temasını olumsuz yönde etkilediği tespit edilmiştir.

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF THE AIR, WHICH IS RELEASED FROM THE HOLES DRILLED ON STATOR VANES, ON THE VANE TRAILING EDGE SURFACE

SUMMARY

Due to continuous development of the aviation and increasing importance of the air transportation, nowadays, aircrafts have become one of the most widely used means of transportation. Passenger and cargo airlines perform their commercial flights at high altitudes around 9-12 km because of the economic reasons. However, since the air temperature decreases down to -56,5 °C at these altitudes, it is seen that flying at these altitudes can cause icing on the aircraft control surfaces, wings and early stages of the turbo-jet, turbo-fan or turbo-prop engines.

To prevent the icing on the aircraft control surfaces and the wings, some anti-icing chemical liquids are sprayed to related surfaces before every flight. In addition, to prevent icing on the wings for several aircrafts, some alternative systems are available like anti-icing valves.

The icing formed in the engine is seen on the stator vanes of the first stage axial compressor and affects the engine performance in a negative way. To avoid this, holes are drilled on the stator vanes and hot air taken from forward engine stages is released from these holes to prevent icing on the trailing edges of the stator vanes.

However, the stress intensity, which accumulates on the sharp edges of the holes, increases the possibility of crack formation and propogation. In order to strenghten these points as a structural improvement, chamfering of the hole sharp edges is performed.

Since the production of aircraft parts and edge chamfering process in certain small radius are very precise, even small errors can lead to big problems and performance differences. Also, the desired chamfer size cannot be reached and even sometimes it can be out of tolerance due to errors and inefficiencies during production. Therefore, parts to be designed, manufactured or modified must be subject to careful tests before installing on the aircraft and it is necessary to make sure that related parts fulfill their function properly.

Within this thesis, investigation, computational and experimental simulations were done to see the effect of the air, which is released from the holes that have different chamfer radiuses, on the trailing edge surface of the stator vanes. After that results of computational and experimental analysis were compared.

For computational analysis, geometries were prepared according to real stator vane models and other experimental setup to have the oppurtunity to compare the results in similar conditions as much as possible. Then, meshing of the whole geometry was generated and analysis were performed with appropriate boundary conditions and solution methods by using commercial CFD programmes.

For experimental analysis, experimental setup was made ready, calibrations of the required tools were done, room temperature made constant and setup was run for a determined same duration for every single case.

Computational analysis can be divided into two groups. The first one is the real analysis that considers the actual working conditions of the engine and the second one is the computational analyis of the experimental study based on similarity conditions. So, for the computational analysis, two pre-determined different actual working conditions of the engine were selected and considering them, thermo-physical properties of the flows were calculated. Afterwards, based on the related references, three similarity paramaters were decided as velocity ratio, mass flux ratio and momentum ratio and analysis were made for two groups, three different chamfer radiuses, three similarity parameters and two turbulence approach including k-ε and LES.

As a result of computational analysis, mass flux ratio was selected as the similarity parameter to calculate flow properties which were used in experimental analysis since it gave the most similar results to the real cases.

For experimental analysis, success criteriaof the anti icing jet was determined as the wet area that anti icing flow contacted the trailing edge surface of the stator vane. To evaluate and make this are visible, at first, trailing edge of the stator vane was painted and then paint thinner was atomized and sprayed from the holes drilled on stator vane.

Consequently, following results were obtained as a result of both analysis:

It is seen in the computational analysis results that the area jet flow contacted the surface of stator vane decreases with the increase in the radius of the chamfer. The surface contact area of jet flow is bigger for the stator vanes that have holes with smaller chamfer radius.

The chamfer radius does not affect much the surface contact of jet flow at the holes located in the upper part of the stator vane due to the twisted aerofoil of stator vane.

The effect of the jet velocity differences to the surface contact of jet flow increase with the increase in the chamfer radius and jet velocity is inversely proportional with the surface area jet flow contacted.

As a result of experimental analysis, as expected, stator vane that has the biggest chamfer radius had the least succesful performance in terms of surface contact area. However, the most succesful performance belongs to stator vane that had the medium sized chamfer radius instead of the smallest chamfer radius. The reasons behind this are the deficiencies in manufactaring of the holes and errors in dimensioning during chamfering process.

Computational and experimental analysis concurred on a final result in general, however it cannot be said that all results agreed one by one. The reasons behind this is that computational analysis were made using ideal stator vane geometry with perfect holes, but experimental analysis were made using imperfect stator vane geometry that has out of tolerance chamfer radiueses due to the errors and deficiencies during manufacturing process.

In final words, it was detected that chamfering of the hole edges and errors in production affects negatively the stator vane contact surface area of jet flow. To prevent this negative effect and to get the desired anti-icing efficiency, smaller

chamfer radius must be preferred, manufacturing quality must be improved and chamfering process must be more precise.

If it is desired to expand the research on this subject, stator vane surface contact area of jet flow can be investigated based on the flow properties inside the boundary layer. Additionally, effect of aerofoil twist on contact surface area of jet flow and effect of the change of anti-icing holes' coordinates on stator vane can be investigated and opitmum hole positions can be detected.

1. GİRİŞ

Uçak parçalarının üretimi çok hassastır ve üretim sürecindeki çok küçük hatalar bile çok büyük sorunlara yol açabileceğinden, tasarlanacak, üretilecek veya tasarımında değişiklik yapılacak her parçanın çok dikkatli bir şekilde testlere tabi tutulması gerekmektedir ve gerçekten uçaklarda kullanılmadan önce ilgili parçanın görevini doğru bir şekilde yerine getireceğinden emin olunmalıdır.

Günümüzde bilgisayarların gelişmesi çoğu mühendislik probleminin bilgisayarlar yardımı ile çözümlemesine olanak sağlamıştır. Bu çözümlemeyi mümkün kılan ise tasarımı gerçekleştirilen sistemin gerçek koşullardaymış gibi analizinin yapılmasını sağlayan ve genel olarak simülasyon programları olarak bilinen yazılımlardır. Bu araştırma projesi kapsamında da deneysel çalışmaların yanı sıra simülasyon yazılımlarından yararlanılmıştır ve bu şekilde elde edilen sonuçlar birbiri ile kıyaslanabilmiştir.

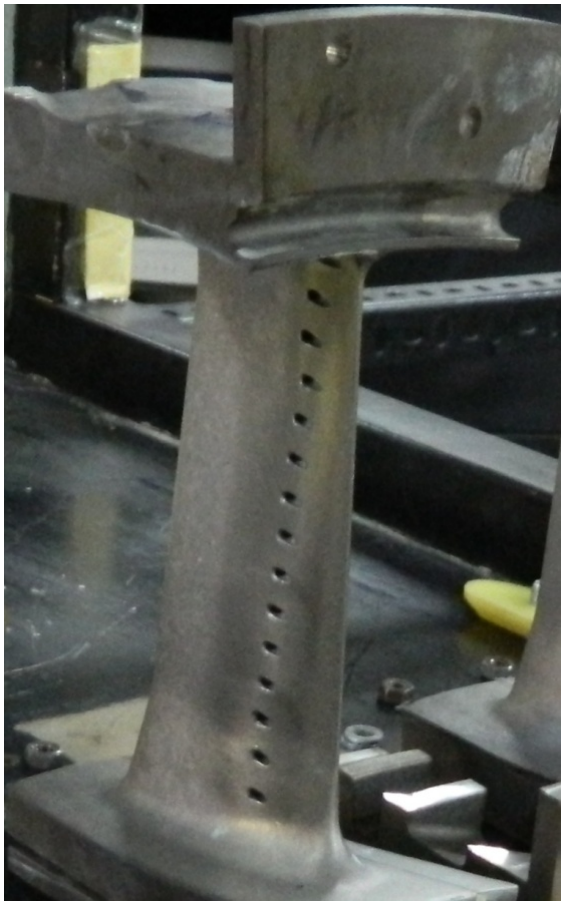
1.1 Tezin Amacı

Bilindiği gibi bir gaz türbinli motor kompresör, yanma odası ve türbin olmak üzere üç ana bölümden oluşmaktadır. Bu motorlarda, motorun ön kısmından alınan hava bir kademeli eksenel kompresör yardımı ile sıkıştırılarak yanma odasına gönderilir, sıkıştırılmış hava yakıt püskürtülerek yanma odasında yakılır ve yanma sonucunda kinetik enerjisi artan hava daha sonra bir kademeli eksenel türbine gönderilir. Bu enerjinin bir kısmı türbinde kompresörü döndürmek için gerekli mil gücüne dönüştürülür ve kalan kısmı ise motorun arkasından çıkarak itki kuvveti yaratır uçağın ilerlemesini sağlar.

Uçaklar yüksek irtifalarda uçtukları için motorun bu döngüsü sırasında kompresörün giriş kısmında buzlanma meydana gelebilmektedir. Meydana gelen bu buzlanmalar eksenel kompresörün ilk sıra stator kademesinde bulunan kanatçıkların yüzeyini kaplayıp bu kanatçıkların esas görevleri olan akış yönlendirmelerini istenmeyen

şekilde etkilemektedir. Bu buzlanmalar önlenmediği sürece, motorun aldığı havanın debisinin azalmasına ve motorun performansının düşmesine sebep olabilmektedir.

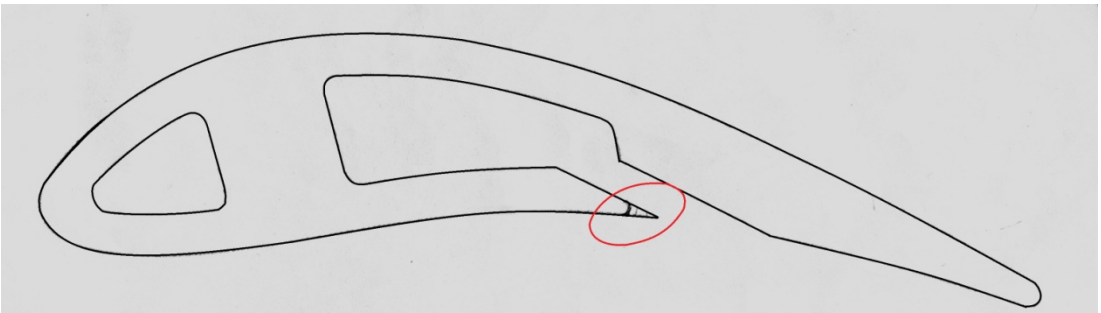
Bu buzlanma etkisini yok edebilmek için yanma odasından alınan sıcak hava bir boru hattı yardımı ile kompresörün ilk stator kademesine aktarılmaktadır. Aktarılan bu sıcak hava statör kanatçıklarının içinden geçirilmekte ve daha sonra bu kanatçıklara açılan kanallardan tahliye edilerek kanatçığın firar kenarına doğru yönlendirilmektedir. Bu şekilde kanatçığın firar kenarınıyla temas eden sıcak jet akışı ile sözkonusu bölgelerde meydana gelebilecek buzlanmalar önlenebilmektedir (Şekil 1.1).



Şekil 1.1 : Kanatçıklara açılan kanallar.

Üretimde, bu kanallar açıldıktan sonra kanal ağızlarının çevresi keskin veya sivri olarak tanımlanabilecek bir şekil almaktadır ve bu da bu kısımlarda gerilme yoğunluğunun daha yüksek olmasına ve dolayısıyla bu noktalarda çatlak oluşumu ihtimalinin artmasına sebep olmaktadır. Bu noktalarda yapısal iyileştirme yaparak mukavemeti artırmak adına sözkonusu bölgelerde pah kırma işlemi yapılmaktadır (Şekil 1.2). Ancak kanalların açılmasında olduğu gibi pah kırma işlemi sırasında da

hatalar olabilmektedir ve bu kusurların boyutu delik çapının %25'ine kadar ulaşabilmektedir [1]. Bu durumda söz konusu kusurlardan kaynaklanan farklı delik ölçülerinin akışa etkisinin incelenmesi gerekmektedir.



Şekil 1.2 : Kanatçık kesiti - pah kırma işlemi.

Yapılan bu çalışmada bir uçak motorunda bulunan kompresör ilk stator kademesinde bulunan kanatçıklardaki "anti-icing (buzlanmayı önleme)" kanallarında yapılan pah kırmaların jet akışı üzerinde olan etkisinin incelenmesi amaçlanmıştır. Bu çerçevede 0,8 mm, 1,7 mm ve 2 mm olmak üzere üç farklı yarıçapta kırılan pahlar için HAD analizleri yapılmıştır ve ayrıca test amacıyla gerçek boyutlarda üretilen parçalar kullanılarak aynı pah durumlarına ek olarak pahsız kanatçığın rüzgar tünelindeki deneysel analizi yapılmıştır.

1.2 Literatür Araştırması

Literatür araştırması akışkanlarla ilgili kaynak kitaplar ve yayımlanmış makaleler üzerinden yapılmıştır. Benzer konuların çalışıldığı makalelerden ve kitaplardan genel bilgiler edinilmiş ve kullanılan yöntemler ve formüller fikir vermeleri açısından göz önünde bulundurulmuştur.

Çalışmanın temelini oluşturan kaynak "Ön Yatak Taşıyıcı Parça Üzerindeki Palelerden Tahliye Olan Havanın Yüzeye Etkisinin Araştırılması" adlı rapordur [2].

Faivre ve Poinsot'nun yaptığı çalışmada bu çalışmaya benzer olarak bir çapraz akış sistemi deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir ve daha önceki araştırmalarda da jet akışının çıkış çapının çapraz akışın kontrolünde ana parametrelerden biri olduğu belirtilmiştir [1]. Bu bilgi, bu çalışmanın ana konusu olan değişik ölçülerde kırılan pahların sonucunda jet çıkışındaki farklılıkların yüzeye etkisinin incelenmesinin

doğru bir araştırma konusu olduğunu kanıtlamaktadır. Sayısal çözüm yöntemi ise bizim çalışmamızda kullanılan yöntemlerden biri olan LES yaklaşımıdır.

Bir başka çalışmada delik kusurlarının çapraz akış sistemlerindeki etkisi farklı yöntemler kullanılarak deneysel olarak araştırılmıştır. Ancak burada çalışılan konu türbin elemanlarında kullanılan film soğutma sistemi temel alınarak yapılmıştır. Delinen deliklerin elektro deşarj, elektro kimyasal ve lazer yöntemleri kullanılarak yapıldığı, daha hızlı olan lazer delme yönteminde deliklerde delik çapının %25'ine kadar kusurlar oluşabildiği belirtilmiştir. Yine bu çalışmada kusurlu ve kusursuz geometriye sahip deliklerdeki akışların karşılaştırılması için jet çıkış ve ana akış hızlarının oranlarının aynı olması gerektiği belirtilmiş ve sonuçlar hem buna göre hem de momentum akısı oranlarına göre karşılaştırılmıştır [3]. Bu durum benzerlik parametresi olarak $R=V_j/V_a$ alınmasını doğrular niteliktedir.

Jessen ve arkadaşlarının çapraz akış sistemi çalışmasında yine türbin kanatçıklarındaki film soğutma sistemi ele alınmış ve eğimli deliklerden çıkan soğutucu jetin yüksek Reynolds sayılarında ana akışla olan ilişkisi deneysel olarak incelenmiş ve sonuçlar sayısal verilerle karşılaştırılmıştır. Bu çalışmada da farklı geometri parametreleri olarak jet akışı ve ana akışın hız oranları, kütle akısı oranları ve momentum akısı oranları alınmıştır. Bunlar bizim çalışmamızda benzerlik parametreleri olarak değerlendirdiğimiz R, R' ve R" değerleridir. Ayrıca çalışmadaki deneysel sonuçlar LES yaklaşımı sonuçları ile karşılaştırılmıştır [4].

Lee ve arkadaşlarının yaptığı bir başka çalışmada konkav bir yüzey üzerindeki ana akışa açılan bir sıra genişletilmiş delikten çıkan jet akışı deneysel olarak incelenmiştir. Ana akış ve jet akışı arasındaki yoğunluk ve momentum akısı oranı aynı tutulmuştur [5]. Bunun dışında çalışma benzer olarak görünse de incelenen yüzey konkavlığının etkisi olduğundan sonuçlar farklı bir çalışma konusudur.

Pah kırılması sonucu ani genişleyen akış üzerinde Reynolds sayısının etkisinin araştırıldığı başka bir çalışmada da Reynolds sayısının 10^5'ten yüksek olduğu durumlarda Reynolds sayısının etkisinin önemsiz olduğu sonucuna ulaşılmıştır [6]. Bu sonuç bizim çalışmamızda yaptığımız gerçek durumlar ile benzerliğin Reynolds sayısından bağımsız olduğu kabulüyle örtüşmektedir.

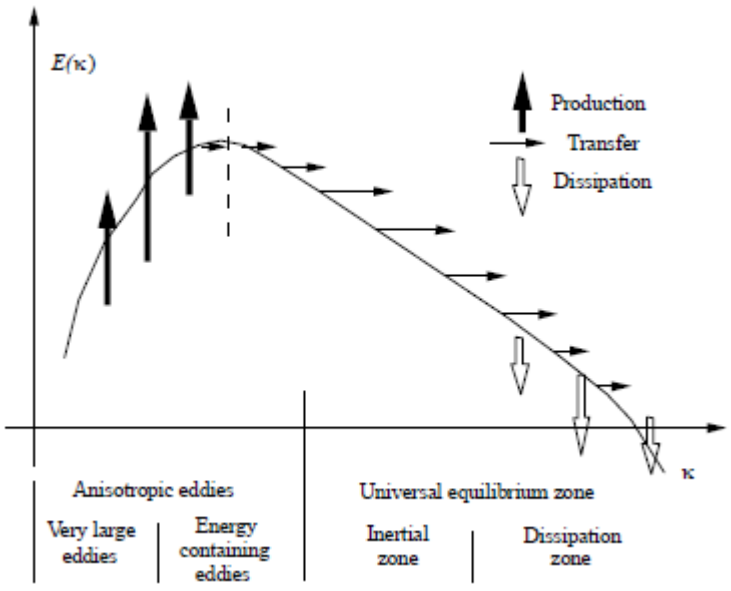
Bunların dışında sayısal analizlerde kullanılan türbülans modelleri ve yaklaşımları için ise ilgili kitaplar araştırılarak bilgi edinilmiştir [7-9].

Sonuç olarak literatürde deneysel ve sayısal benzer birçok çalışma yapılmış ancak bu araştırmaya birebir örnek olacak bir çalışma görülmemiştir. Ancak benzer çalışmalardaki inceleme ve karşılaştırma yöntemleri referans alınmış ve sayısal çözümlerde kullanılacak yöntemlere ilgili kaynakların incelenmesi sonucu karar verilmiştir.

1.3 Hipotez

Yukarıda da anlatıldığı gibi bu proje çalışması bilgisayar simülasyonu ve rüzgar tünelinde deneysel çalışmalar olmak üzere iki aşamadan oluşmaktadır. Rüzgar tünelinde gerçekleştirilecek deneylerde, tünel hızının sınırlı olmasından dolayı gerçek durumda olan hızların kullanılması imkansızdır. Bu sebepten dolayı çalışmanın deneysel kısmında benzerlik kurallarından yararlanılmıştır.

Çapraz akış yapılandırmalarında, jet etkisinin ve jet çıkışı arkasındaki çalkantılı akışın türbülans karakteristiklerinin belirlenmesinde ilgilenilen ana parametre jet ve çapraz akış ortalama hız oranlarıdır, R=Vj/Vc [2]. Ayrıca farklı kanallarda gerçekleşen farklı akışlar için karşılaştırma yapılacaksa hız oranları aynı olmaldır [1]. Bu nedenle standart oda koşullarında gerçekleştirilecek deney için R değeri gerçek durumla aynı değerde tutulmaktadır. Jet çıkışının aşağısındaki skaler büyüklüklerin taşınımı için türbülans özelliklerinin (örneğin momentum ve ısıl difüzyon) moleküler olanlarla karşılaştırıldığında çok daha önemli olduğunun da belirtilmesi gerekir [2].



Şekil 1.3 : Türbülans enerji sepektrumu [8].

Çapraz akışlarda birçok parametre jetin davranışını etkiler; ancak en önemlileri efektif hız oranları ve Reynolds sayısıdır [10]. Bilindiği gibi, yüksek Reynolds sayıları için dissipasyon girdaplarının enerji içeren girdapların boyutlarına oranı çok küçük olmaktadır. Reynolds sayısı yeteri kadar yüksek olduğunda, Şekil 1.3'te görülen denge aralığının başında ve sınırları içinde dissipasyonun ihmal edilebileceği büyük bir bölge olabilir [8]. Bu bölgede viskoz kuvvetlerin etkisi yok olmaktadır ve enerji transferinde baskın olan atalet kuvvetleridir. Bu nedenle viskoz girdapların katkısı ihmal edildiğinde türbülanslı skaler taşınımı düzenleyen ve "Reynolds Sayısı Benzerliği" olarak adlandırılan kurallar Reynolds sayısından bağımsız olmalıdır. Bu nedenle, inceleme altındaki akış fiziği için sürükleme, taşıma veya herhangi diğer kuvvetlerle ilgili bir sorun olmadığından atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlerle oranını deneylerde gerçek durumlarla aynı tutmaya gerek yoktur. Kısaca, mevcut araştırmada vurgulanan nokta, Reynolds sayısı yeteri kadar yüksek olduğu sürece Reynolds sayısından bağımsız olarak kabul edilebilen türbülanslı skaler taşınımdır.

Bu açıklamalar doğrultusunda ana parametre olarak alınan jet akışı ve ana akış hızları oranına akış yoğunlukları da eklenerek farklı R' ve R'' parametreleri elde edilmiştir.

$$R' = \frac{\rho_{jet} V_{jet}}{\rho_{ana_akış} V_{ana_akış}} \tag{1.1}$$

$$R'' = \frac{\rho_{jet} V_{jet}^2}{\rho_{ana_akış} V_{ana_akış}^2} \tag{1.2}$$

Daha sonra bilinen gerçek koşullar yardımıyla hesaplanan hız ve yoğunluk değerleri kullanılarak gerçek durumlar için R' ve R'' değerleri bulunmuştur. En sonunda, bulunan R değerleri deney koşullarında kullanılarak (rüzgar tünelinde kullanılabilecek maksimum hız değeri olan) sabit ana akış hızı için deneylerde kullanılacak olan farklı durumlardaki jet hızları aşağıdaki gibi hesaplanmıştır:

$$(V_{jet})_{deney_R'} = \frac{(R')_{gerçek\ durum}\ (\rho_{ana\ akış} V_{ana\ akış})}{(\rho_{jet})_{deney}} \tag{1.3}$$

$$(V_{jet})_{deney_R''} = \sqrt{\frac{(R'')_{gerçek\ durum}\ (\rho_{ana\ akış} V_{ana_akış}^2)}{(\rho_{jet})_{deney}}} \tag{1.4}$$

İlerleyen bölümlerde görülebileceği üzere yapılmış olan sayısal analizler sonucunda deneylerde kullanılacak R parametresine karar verilmiştir.

2. SAYISAL ANALİZ

2.1 Giriş

Günümüzde bilgisayarların donanım ve yazılım olarak gelişmesi, çok karmaşık matematik ifadelerden oluşan ve genel olarak analitik çözümlerini elde etmenin çok zor veya bazen imkansız olduğu mühendislik problemlerinin analizine ve çözülmesine imkan vermiştir. Bu tür kabiliyetlere sahip olan yazılımlara genel olarak simülasyon programları adı verilmektedir. Simülasyon programlarında önce bir fiziksel olayın kendisi ve daha sonra bu fiziksel olayı etkileyen dış faktörler programa tanımlanır. Simülasyon programları o fiziksel olayı tanımlayan matematiksel denklemleri dış etkenlerin etkisini de göz önüne bulundurarak yüksek hassasiyetlerle çözerek daha az maliyetle, daha hızlı ve daha kolay bir şekilde olayın sonucunu hesaplar.

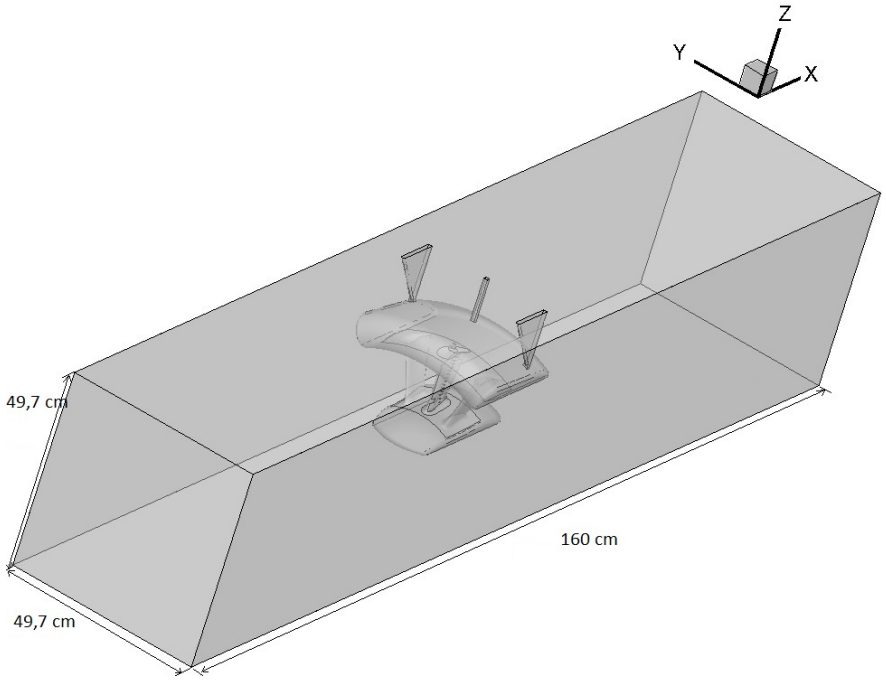
Bilgisayar simülasyon programlarının kullanıldığı en önemli mühendislik dallarından biri ısı ve akışkan bilim dallarıdır ve yukarıda belirtildiği gibi ısı akışkan problemlerinin analitik çözümleri çok zordur ve birkaç basit durum haricinde tam çözüm imkansızdır. Yapılmış olan bu proje çalışmasında da akış problemlerini çözebilmek için FLUENT 6.3 paket programı kullanılmıştır.

Projenin amaçlarından biri yapılacak olan deneysel çalışmaların yanı sıra bilgisayar yazılımlarından yararlanarak HAD analizlerinin yapılmasıdır. Bu şekilde her iki yöntemle elde edilen sonuçları karşılaştırma fırsatı elde edilmektedir ve deneysel çalışmada üretim hatalarından dolayı meydana gelen sonuçların yanılmalara sebebiyet vermesinin önüne geçilmek istenmiştir.

Bilgisayar destekli analizde doğru sonuçları elde edebilmek için bilgisayar programına doğru verileri sağlamak ve ayrıca doğru çözüm metodunu seçmek gerekir. Bu sebepten dolayı sayısal analizlerin sonuçlarının incelemesine başlamadan önce bu analizlerde kullanılan çözüm metodolojisi anlatılmıştır.

2.2 Çözüm Alanı Geometrisi

Bir projenin sayısal analizine başlamadan önce, teknik resim programları yardımı ile çözüm alanının oluşturulması gerekmektedir. Bu sebeple çizimi yapılan geometriler deney aşamasında kullanılacak olan rüzgar tüneline benzer bir geometride yerleştirilmiştir. (Şekil 2.1). Çözüm alanında oluşturulan bu sanal tünelin uzunluğu kanatçıkların akışın giriş ve çıkış bozuntularından etkilenmemesi için ön ve arka tarafta 80 cm olmak üzere toplam 160 cm alınmıştır. Bu sanal tünelin genişliği ve yüksekliği deneyde kullanılacak olan rüzgar tünelinin ölçüleriyle aynı olarak (49,7×49,7 cm^2) alınmıştır.



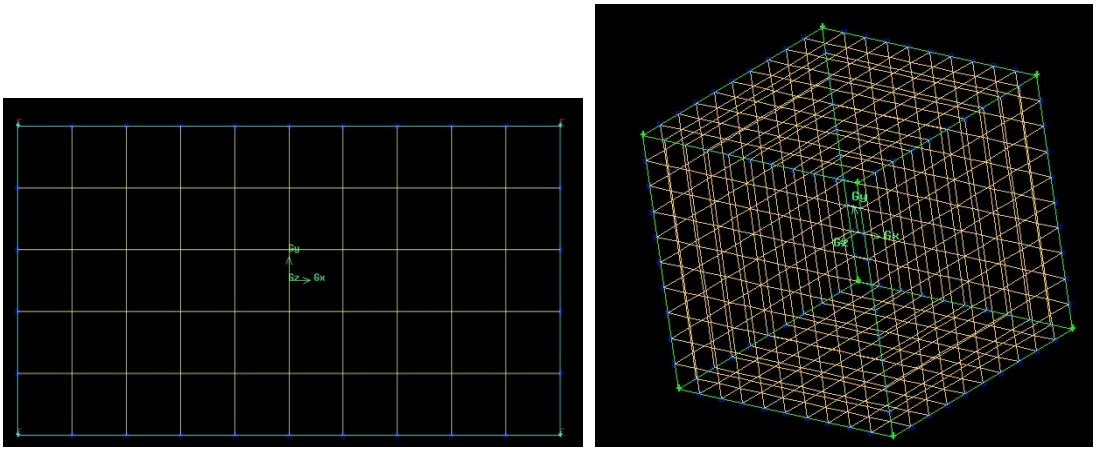
Şekil 2.1 : Çözüm alanı geometrisi.

2.3 Ağ Üretim Metodolojisi

Sayısal analizin gerçekleşebilmesi için bir kontrol hacmini daha küçük hacimlere bölme işlemine ağ üretimi adı verilir ve bir HAD analizine başlamadan önce olayın gerçekleşeceği geometrilerde ağ (mesh) üretilmesi gerekmektedir. Bu çalışmada ağ üretimi için ICEM CFD yazılımından yararlanılmıştır.

İyi bir ağ üretimi HAD çözümünün en önemli aşamasıdır. Ağ üretme işlemi bilgisayar için çok ağır bir işlemdir ve yanlış ağ üretim metodolojisi, gereksiz hafıza kullanımına, çözümlemenin yavaşlaması sonucu zaman kaybına ve hatalı sonuçların elde edilmesine sebep olabilir.

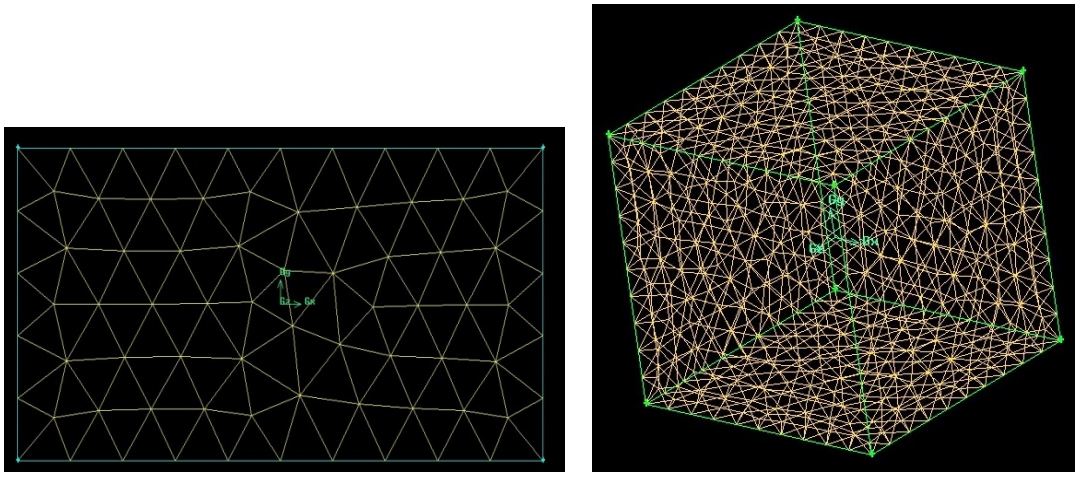
Yapılandırılmış (structured) ve yapılandırılmamış (unstructured) olmak üzere genel olarak iki farklı ağ üretim metodu bulunmaktadır. Bu yöntemlerin her birinin kendine göre avantaj ve dezavantajları vardır. Yapılandırılmış bir ağ üretiminde, ağ hücreleri topolojik olarak dikdörtgen esaslıdır. Bu sebepten dolayı, üretilen hücreler bu yöntemde iki boyutlu çözümlemede dört yüzlü ve üç boyutlu çözümlemede ise altı yüzlüdürler (Şekil 2.2).



Şekil 2.2 : İki ve üç boyutlu yapılandırılmış (structured) ağ hücreleri [11].

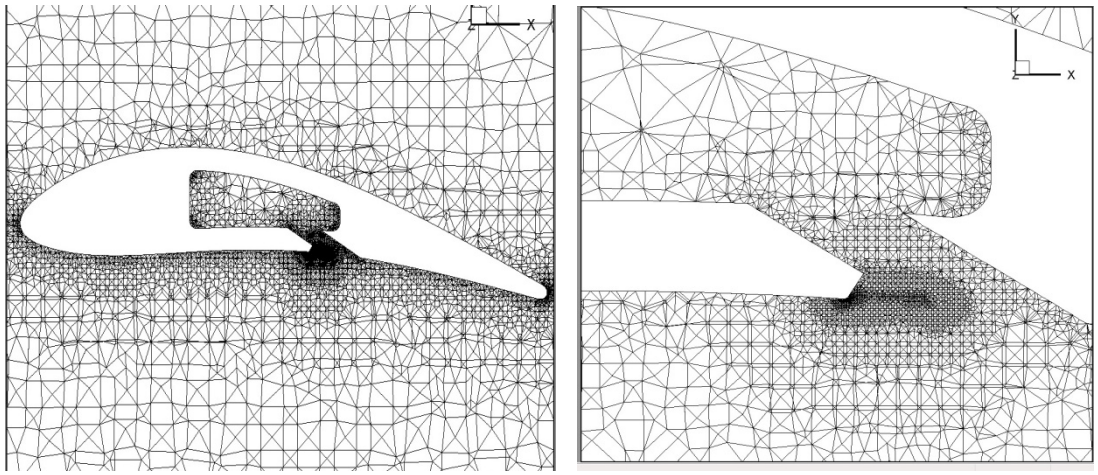
Yapılandırılmış ağ üretim metodunda üretilen ağlar daha az bilgisayar CPU zamanını kullanıp daha hızlı sonuçlar verirler, ama bu yöntem karmaşık geometriler için için uygun olmayıp bazı ölü bölgelerin oluşmasına (hücre atılmayan bölgeler) sebep olabilir.

Yapılandırılmamış ağ üretiminde hücreler farklı şekillerde üretilebilir, bu sebepten dolayı ağ üretme işlemi daha esnek bir şekilde gerçekleşebilir (Şekil 2.3).

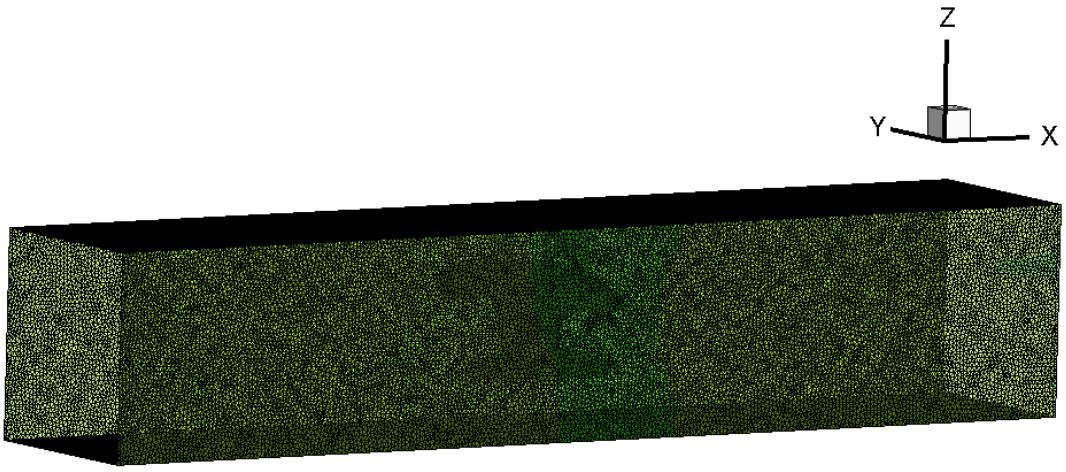


Şekil 2.3 : İki ve üç boyutlu yapılandırılmamış (unstructured) ağ hücreleri [11].

Yapılandırılmamış ağlara sahip geometrilerin bilgisayar açısından çözümlemesi daha zor ve zaman alıcıdır ancak karmaşık geometrilerde bu tarz ağ üretim metodunun kullanılması kaçınılmazdır. Bu çalışmanın en önemli amacı olan farklı yarıçaplarda kırılan jet çıkış pahlarının, jet akışı üzerinde olan etkisini incelemek olduğu için, pah kırılan bölgede çok sık bir şekilde ağ üretme gereği ortaya çıkmıştır (Şekil 2.4). Bu sebeplerden dolayı bu çalışmada çözüm alanı için yapılandırılmamış (unstructured) ağ üretim yöntemi kullanılmıştır (Şekil 2.5).



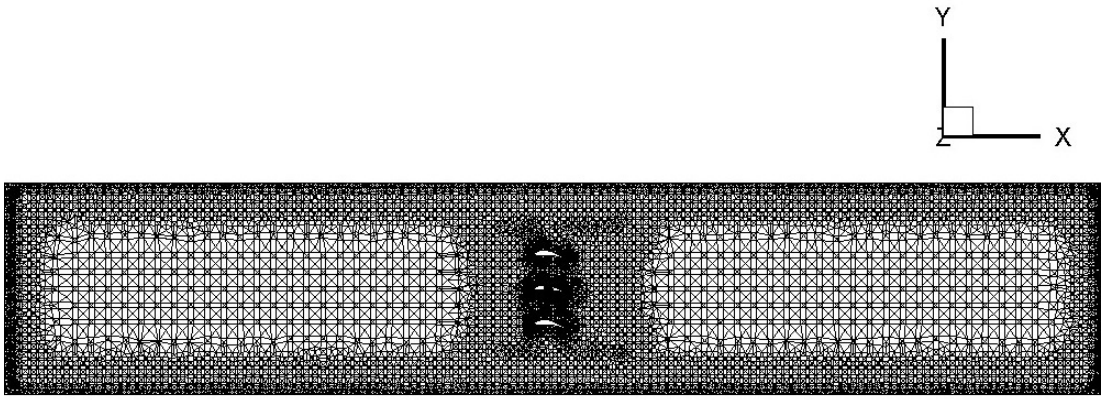
Şekil 2.4 : Pah kırılan bölgedeki ağ sıklığı.



Şekil 2.5 : Çözüm alanının ağ sıklığı.

Bu çalışmanın ağ üretiminde göz önüne bulundurulan başka bir konu ise yüzeye yakın bölgelerdeki ağ sıklığıdır. Bilindiği gibi bir kanal akışında hız ve sıcaklık değişiminin büyük bir kısmı yüzeylere yakın bölgelerde (sınır tabakada) gerçekleşmektedir, bu sebepten dolayı bu bölgelerin daha yüksek hassasiyetlerle

incelenmesi gerekir. Bu çalışmada ise bu konuya dikkat edilerek akışın gerçekleştiği kanallarda yüzeye yakın bölgelerde daha sık ağ üretilmiştir (Şekil 2.6).



Şekil 2.6 : Yüzeylere yakın bölgelerdeki ağ sıklığı.

Bu sayısal çalışmada yukarıda bahsedilen konulara dikkat edilerek analizi yapılacak olan geometrilerde 7 milyon ile 8 milyon hücreden oluşan ağlar oluşturulmuştur.

ICEM CFD programında geometrilerde ağ oluşturduktan sonra geometriyi oluşturan bütün yüzeyler göz önüne alınarak sınır koşullarının tanımlanmıştır. Bütün bu işlemler bittikten sonra ICEM CFD programı ile üretilen dosya çözülmek üzere FLUENT programına aktarılmıştır.

2.4 Sayısal Çözüm Metodolojisi

ICEM CFD programı yardımı ile oluşturulan ağ dosyası FLUENT analizi için hazır duruma gelmiştir. ICEM ortamı boyutsuz bir ortamdır ve boyutlandırma işi FLUENT programında yapılmaktadır. Bu işlemin yapılmasından sonra FLUENT'te çözüm stratejisi belirlenir.

Bu çalışmada sayısal çözümlemeyi iki guruba ayırmak mümkündür. Bunlardan birincisi gerçek çözümleme, yani gerçekte uçağın bulunduğu koşulları dikkate alarak sayısal analizin gerçekleştirilmesi; ikincisi ise benzerlik koşullarını dikkate alarak gerçekleştirilen deneysel çalışmanın sayısal analizidir. Daha önce de anlatıldığı gibi bu sayede gerçek koşullarda yapılan analizler deney koşullarında yapılan analizlerle kıyaslanabilmekte ve sonuç olarak bütün bu sayısal sonuçlar da deneyden elde edilen sonuçlarla karşılaştırılabilmektedir.

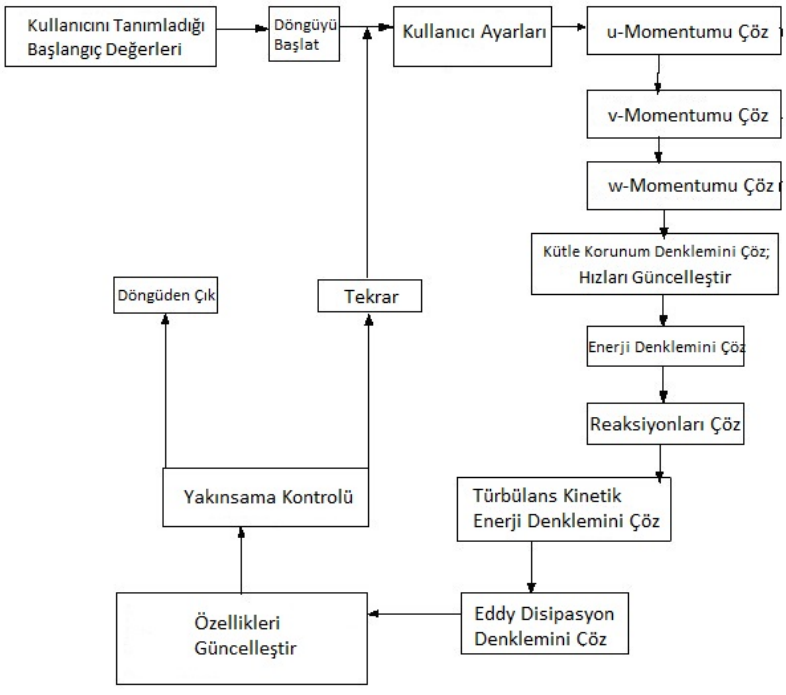
Sayısal çözümlemede önceden belirlenen ve uçağın gerçekte karşılaştığı iki farklı durum seçilerek buna göre termo-fiziksel özellikleri hesaplanmış (Çizelge 2.1) ve bu durumlar dahilinde her farklı pah yarıçapı için gerçek koşulların ve de R' ve R" benzerlik koşullarının analizleri yapılmıştır. Bu şekilde iki durum, üç pah yarıçapı, üç ayrı parametre ve iki farklı türbülans modeli için toplam 36 sayısal analiz yapılmıştır.

Çizelge 2.1 : Analizi yapılan durumlar için belirlenen termo-fiziksel özellikler.

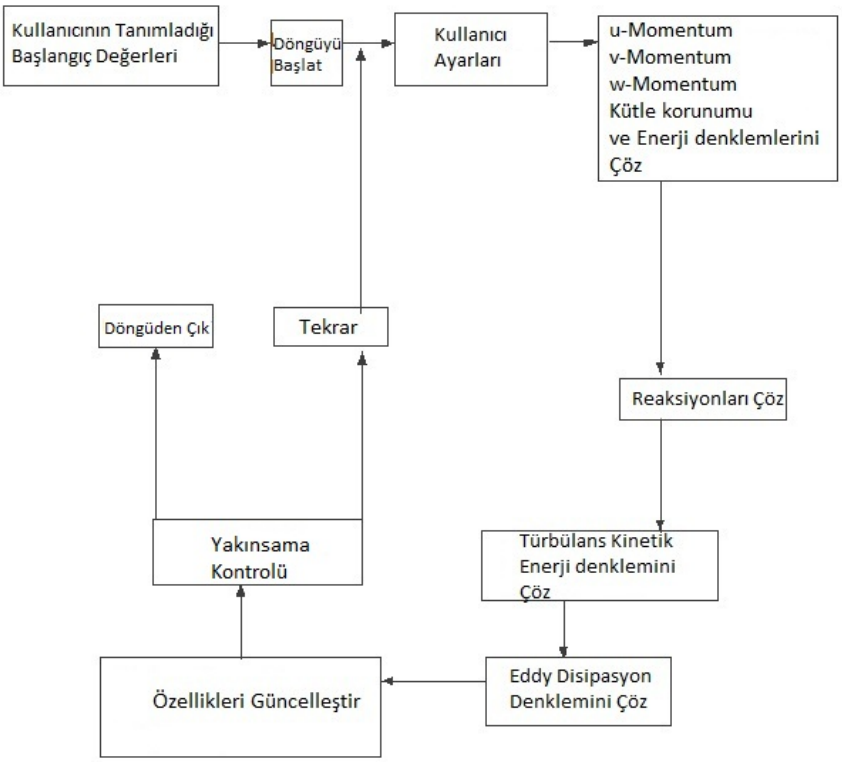
Durum	$P_{ana_akış}$ [kpa]	$T_{ana_akış}$[K]	$\rho_{ana_akış}$ [kg/m^3]	$V_{ana_akış}$ [m/s]	P_{ai} [kPa]	T_{ai} [K]	m_{ai} [kg/s]	ρ_{ai} [kg/m^3]
1	61,4909	279,603	0,7671	85,3848	343,601	526,933	0,015714286	2,2745
2	100,286	259,747	1,3467	48,4050	209,005	381,287	0,010642857	1,9120

2.4.1 Deneysel durumların çözüm metodolojisi

FLUENT'te bancınç temelli (pressure based) ve yoğunluk temelli (density based) olmak üzere iki farklı çözüm yöntemi mevcuttur. Basınç temelli çözümde ayrılmış çözücü (segregated solver) algoritması (Şekil 2.7) kullanılır ve her denklem (Momentum, Süreklilik vb.) ayrı ayrı çözülür ve işlem iterasyonlarla devam eder. Yoğunluk temelli çözümde ise birleştirilmiş çözücü (coupled solver) algoritması (Şekil 2.8) kullanılır ve süreklilik, momentum ve enerji denklemleri bir arada, diğer denklemler ayrı olarak çözülür.



Şekil 2.7 : Basınç temelli çözüm algoritması [11].



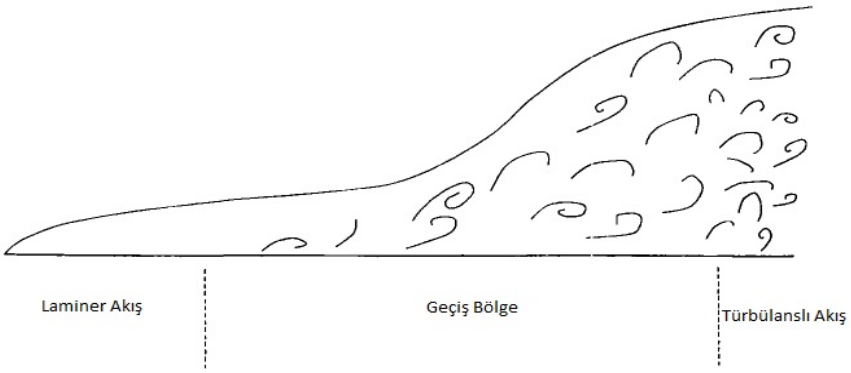
Şekil 2.8 : Yoğunluk temelli çözüm algoritması [11].

Birçok ticari HAD kodunun temelini oluşturan basınç temelli yöntemler sıkıştırılamaz ve düşük Mach sayısındaki akışlar için çok uygunken, yoğunluk temelli yöntemler de genellikle geleneksel aerodinamik uygulamalarında karşılaşılan transonik ve süpersonik akış alanlarında etkilidir [12]. Yapılan çalışmada da akış hızı ses hızını geçmediği için basınç temelli çözüm algoritması ile çözümlemeye karar verilmiştir.

Ayrıca yapılan analizde önemli olan özellikler sistemin anlık değerleri değil istenilen rejime geldiği durumdaki değerleri olduğundan zamandan bağımsız çözüm, yani sürekli hal çözümü seçilmiştir.

Analizleri etkileyen ana faktörlerden biri de akışın türüdür. Bilindiği üzere akışkan parçacağının paralel katmanlar arasında bozulma olmadan sadece akış doğrultusunda hareket ettiği laminer akış ve akışkan parçacığının akış doğrultusundan ayrılarak düzensiz hareket ettiği ve özelliklerinin değişim gösterdiği türbülanslı akış olmak üzere iki farklı akış türü vardır. Buna bağlı olarak Şekil 2.9'da görüldüğü üzere akış, akış doğrultusunda laminer akış bölgesi, laminerden türbülansa geçiş bölgesi ve türbülanslı akış bölgesi olarak üç bölgeye ayrılabilir. Bir türbülanslı akışta hız, sıcaklık, basınç ve diğer akış özellikleri akışın her noktasında zamanla sürekli

değişmektedir ve pratikte çoğu akışlar türbülanslıdırlar [13]. Bu sebeple HAD analizlerinde önemli etkenlerden biri de türbülans çözümüdür.



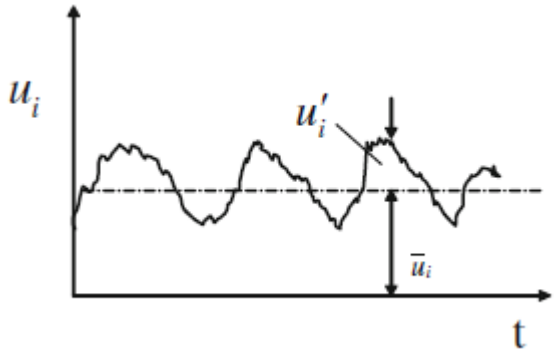
Şekil 2.9 : Düz levhadaki akışta türbülansa geçiş aşamaları [14].

Başlangıçta laminer olan bir akışın türbülansa geçişine sebep olabilecek birçok faktör vardır. sebep olabilir. Türbülanslı akışa geçisi gösteren temel nicelik Reynolds sayısıdır.

$$Re = \frac{\rho.v.L}{\mu} \tag{2.1}$$

Örneğin boru içi akışta türbülansa geçiş Reynolds sayısı 2300 civarlarında gerçekleşirken, düz levha üzerindeki sınır tabaka akışında Reynolds sayısı 300000~500000 arasındayken gerçekleşir. Bellidir ki serbest akış türbülansı, basınç gradyanı, ısı geçişi (ısınma veya soğuma), yüzey pürüzlülüğü ve yüzey eğriliği gibi birçok faktör türbülanslı akışa geçişi etkilemektedir [14].

Bir türbülanslı akışta bir noktadaki bir akış özelliğinin büyüklüğü sürekli olarak değişir [15]. Şekil 2.10'da bir türbülanslı akışın herhangi bir noktasındaki zamana bağlı hız değişimi gösterilmektedir.



Şekil 2.10 : Türbülanslı akışta bir noktadaki hızın zamanla değişimi [15].

Görüldüğü gibi u_i, yani anlık hız bir ortalama hız değerin etrafında sürekli değişim göstermektedir. Anlık değer ile ortalama değerin arasındaki farka çalkantı (fluctuating) değeri adı verilir. Buna göre:

$$u = \overline{u} + u' \qquad p = \overline{p} + p'$$
$$v = \overline{v} + v' \qquad T = \overline{T} + T' \qquad \textbf{(2.2)}$$
$$w = \overline{w} + w' \qquad \rho = \overline{\rho} + \rho'$$

Korunum denklemlerinde hız ifadeleri yerine (2.2) numaralı ifadeler yerleştirilirse türbülanslı akış için korunum denklemleri elde edilmiş olunur. Bunlarla ilgili tüm ayrıntılar ilgili kaynakta anlatılmaktadır [13].

Türbülanslı akışların doğasındaki bu düzensizlik türbülans problemlerine deterministik yaklaşım yapılmasını imkansız hale getirmektedir ve bu sebeple türbülanslı akışların çözümü ele alınırken istatiksel metodlar kullanılır [15]. HAD analiz programlarında bugüne kadar geliştirilen birçok türbülanslı akış çözümleme modeli bulunmaktadır, ancak önemli olan çalışılan akış ve geometrinin özelliğine bağlı olarak doğru çözüm modelini seçmektir. Bu yüzden ilgili analizi başarılı şekilde gerçekleştirebilmek için çalışmaya başlamadan önce uygun türbülans çözümleme modeline karar verilmelidir.

Bu çalışmada analizi yapılan akışlarda ve Reynolds sayısının laminer akıştan türbülanslı akışa geçiş değeri olan 300000~500000 aralığından daha büyük olması sebebiyle akışın tam türbülanslı olduğu belirlenmiş ve çözüm modeli olarak k-ε modeli ve LES yaklaşımı seçilmiştir. Bu sayede çok yaygın olarak kullanılmakta olan ve çok güvenilir sonuçlar üreten iki türbülans yönteminin çözüm sonuçlarına ulaşılmış ve birbirleriyle karşılaştırma fırsatı elde edilmiştir.

En basit tam türbülans modelleri iki ayrı taşınım denkleminin çözülmesiyle türbülanslı hız ve uzunluk ölçeklerinin bağımsız olarak belirlenmesini sağlayan iki denklemli modellerdir ve bu geleneksel türbülans modelleri ilk olarak Launder ve Spalding tarafından önerilmiştir ve kapsamlı bilgi ilgili kaynakta mevcuttur [7]. Standart k-ε modeli de bu iki denklemli modeller sınıfına dahildir ve en çok kullanılan türbülans modelidir. Geniş bir aralıkta uygulanabilirliği vardır ve birçok ticari HAD koduna dahil edilmiş, ısı transferi, yanma ve çok fazlı akışlar gibi çeşitli problemlere uygulanmıştır [9]. Bu durum modelin popülerliğini açıklamaktadır. Yarı ampirik olan bu modelin güçlü yanları ve zayıflıkları görüldükten sonra

performansını artırmak amacıyla model üzerinde iyileştirmeler yapılarak "RNG" ve "realizable" olmak üzere iki versiyonu daha geliştirilmiştir [16]. RNG modelinin tanıtılması, yeni versiyonunun önerilmesi ve detaylarıyla birlikte relizable modeliyle ilgili bilgiler ilgili kaynaklarda bulunmaktadır [17-19].

k-ε modelinin türetilmesinde akışın tam türbülanslı olduğu ve moleküler viskozite etkilerinin ihmal edilebilir olduğu kabulleri yapıldığından bu model sadece tam türbülanslı akışlar için geçerlidir [2]. Önceki paragraflarda açıklandığı üzere çalışmada analizi yapılan akışların da tam türbülanslı olması seçilen modelin uygun olduğunu göstermektedir. k-ε modelinin yukarıda bahsedilen bütün versiyonları için türbülans kinetik enerjisi "k" ve dissipasyon oranı "ε" parametrelerinin taşınım denklerimden elde edilmesiyle ilgili detaylar ve modelde kullanılan katsayılar ilgili kaynakta bulunmaktadır [7].

Anlatılanlar doğrultusunda bu çalışmada türbülans modeli olarak daha hızlı yakınsama sağladığından dolayı ilk aşamada standart k-ε modeli, yakınsama gerçekleştikten sonra ise daha yüksek hassasiyetli sonuçlar sağladığı için "realizable" k-ε modeli seçilmiştir.

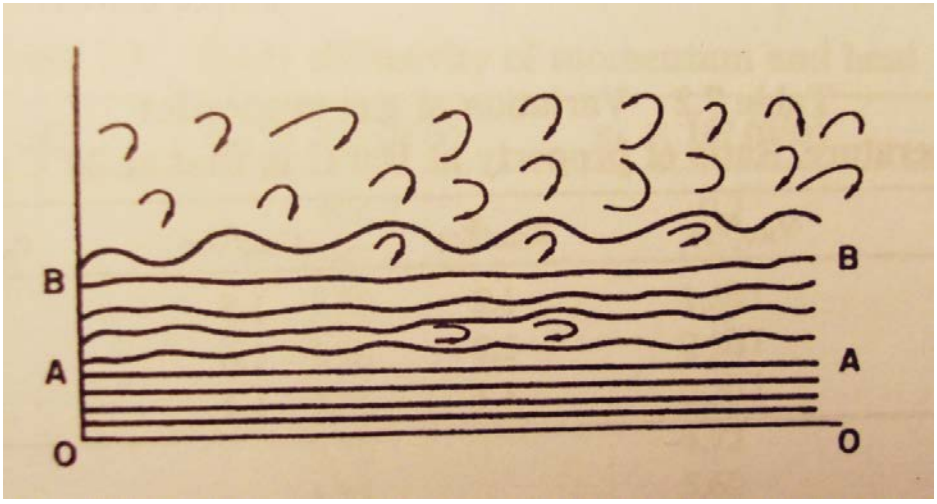
Diğer seçilen türbülans modeli olan LES yaklaşımı, DNS ve RANS uçları arasında ara bir yöntem olarak kullanılmaktadır [20]. LES yaklaşımı RANS yaklaşımına göre daha genel bir yaklaşımdır ve büyük ölçekli girdaplar için RANS'ın sınır koşullarına bağlı olmasını önler. Ayrıca DNS gibi üç boyutlu, zamana bağlı bir çözüm verir ve DNS methoduna göre çok daha yüksek Reynolds sayılarında kullanılabilir. Çünkü eğer küçük ölçekler atalet alanı spektrumuna uyarsa ve yakın duvar etkileri önemli değilse hesaplama için gereken çaba Reynolds sayısından bağımsız olur [20].

LES yaklaşımında büyük üç boyutlu düzensiz hareketler doğrudan ifade edilirken daha küçük ölçekteki hareketlerin etkileri modellenir [9]. Türbülanslı akışlar geniş bir yelpazede uzunluk ve zaman ölçeğine sahip girdaplar ile karakterize edilir. En büyük girdaplar genellikle ortalama akışın karakteristik uzunluğuyla kıyaslanabilir ve doğrudan çözülürken, küçük girdaplar türbülans kinetik enerjinin dissipasyonundan sorumludur ve modellenir. LES yaklaşımının arkasındaki mantık şu şekilde özetlenebilir: momentum, kütle, enerji ve diğer pasif skaler büyüklükler daha büyük girdaplarla aktarılır. Büyük girdaplar daha çok probleme bağlıdır ve akış geometrilerine ve akışın sınır şartlarına göre belirlenir. Küçük girdaplar ise

geometriye daha az bağlıdırlar, izotropik olmaya eğilimlidirler ve sonuç olarak daha evrenseldirler ve bunlara uyan evrensel bir türbülans modeli bulma ihtimali çok daha yüksektir [2]. Ana fikir, büyük enerji taşıyan yapıların momentum ve enerji transferine olan katkısını hesaplamak ve sayısal algoritmayla çözülmeyen küçük yapıların etkilerini modellemektir.

Türbülanslı akışlar yüzeylerin varlığından büyük ölçüde etkilenir. Ortalama hız alanı yüzeylerde sağlanması gereken kaymama şartından açıkça etkilenmektedir. Yüzeye çok yakın bölgelerde viskozitenin sönüm etkisi yüzeysel hız dalgalanmalarını azaltır. Yüzeye yakın bölgelerden uzaklaştıkça, ortalama hızdaki büyük farklılıklar nedeniyle üretilen türbülans kinetik enerjisiyle birlikte türbülans da hızla artar [2].

Sayısız deneyler yüzeye yakın bölgenin üç alt tabakaya bölünebileceğini göstermiştir. Viskoz alt tabaka olarak adlandırılan ve şekil 2.11'de O-A arasında gösterilen en içteki tabakada akış hemen hemen laminerdir ve viskozite momentum, ısı ve kütle transferinde etkin rol oynamaktadır. Tam türbülanslı bölge olarak tanımlanan dıştaki tabakada önemli etken türbülanstır (Şekil 2.11, B'den yukarısı). Son olarak bu iki tabaka arasıda moleküler viskozite ve türbülans etkilerinin eşit derece önemli olduğu şekil 2.11'de A-B arasında gösterilen geçiş bölgesi bulunmaktadır [2].



Şekil 2.11 : Yüzeye yakın akış bölgeleri [13].

Türbülanslı bir akışta hangi bölgenin yüzeyden ne kadar mesafede olduğunu hesaplayabilmek için yüzey koordinatının normali olan y^+ değerinden yararlanılmaktadır. Aşağıdaki eşitlikte görülen y^+, yüzeye yakın hücrelerdeki etkilerin

laminer veya türbülanslı olup olmadığını belirleyen ve sonuç olarak türbülanslı sınır tabakanın bu etkilerce çözülen kısmını belirten boyutsuz bir sayıdır [21].

$$y^+ = \frac{u_\tau\, y}{v} = \frac{\sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}}{v} y \qquad \textbf{(2.3)}$$

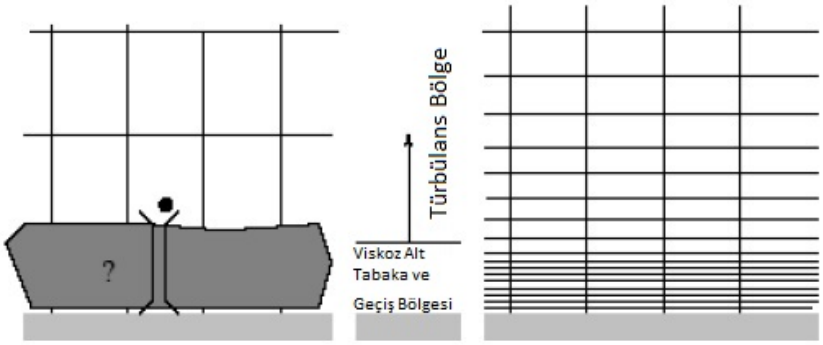
Yüzeye yakın bölgedeki türbülanslı sınır tabaka y^+ açısından şu şekilde özetlenebilir:

$y^+ < 5$ ise viskoz alt tabaka anlamına gelir. Hız profilleri laminerdir ve viskoz gerilme yüzey kayma gerilmesine karşı etkindir.

$5 < y^+ < 30$ ise geçiş bölgesi anlamına gelir ve viskoz ve türbülans kayma gerilmessi eşit derecede etkindir.

$y^+ > 30$ ise tam türbülanslı bölge anlamına gelir ve türbülans kayma gerilmesi etkindir [21].

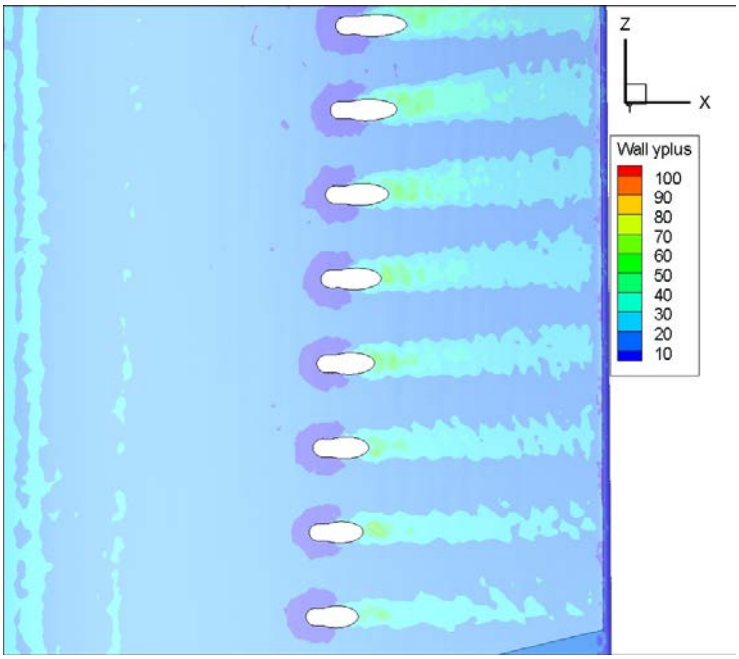
Yüzeye yakın bölgelerin modellenmesi için genel olarak iki yaklaşım bulunmaktadır. Birinci yöntemde viskoz alt tabaka ve geçiş bölgesi modellenmez, onun yerine yüzey ve tam türbülanslı bölge arasındaki bağlantı yüzey fonksiyonları (wall functions) diye adlandırılan ve yarı-ampirik olan formüller kullanılarak sağlanır. Bu sebeple bu yöntemde yüzeye yakın bölgelerde yüksek hassasiyetli ağlara ihtiyaç yoktur ve bu yaklaşım yüksek Re sayılı akışlar için uygundur (Şekil 2.12a). Yüzey modelleme (near-wall modelling) olarak adlandırılan diğer yaklaşımda, türbülans modeli viskoz etkilerinin görüldüğü her iki tabakayı da içerecek şekilde değiştirilir ve çözülmek üzere yüzeye kadar ağ örgüsü oluşturulur (Şekil 2.12b) [2].



a) Yüzey fonksiyonu yaklaşımı **b)** Yüzey modelleme yaklaşımı

Şekil 2.12 : Yüzeye yakın bölgelerin çözümleme yöntemleri [K10].

Yüzey fonksiyonu yaklaşımı CPU kullanımı açısından daha ekonomik, kararlı ve oldukça hassas olduğundan dolayı popülerdir ve ensdüstriyel akış simülasyonlarından pratik seçenek olarak tercih edilir [2]. Yapılan analizlerde çözümlemede yüzey fonksiyonu yaklaşımını kullanan "Standard Wall Functions" seçeneği tercih edilmiştir. Bu seçim ile birlikte yüzeylerde y^+ değerinin 30 den büyük ve 300 den küçük olmasına özen gösterilmiştir; ancak sadece pahların kırıldığı bölgede olmak üzere (jet çıkışının arkasında) 30'den küçük y^+ değerleri de bulunmaktadır (Şekil 2.13).



Şekil 2.13 : 0,8 mm yarıçapında pah kırılmış modelin y^+ değerleri.

HAD analizinin yapılmasındaki asıl amaç farklı pah yarıçaplarının akışa etkisinin daha iyi gözlemlenebilmesi olduğundan pah kırılan deliklerin çevresini daha iyi takip edebilmek için pahların kırıldığı bölgelerde daha sık ağ oluşturulmuştur. Eğer bu yapılmasaydı 0,8 mm, 1,7 mm ve 2,0 mm pah yarıçaplarının oluşturabileceği farkları hesaplamalarda gözlemlemek imkansız olacaktı. Bu bölgelerdeki düşük y^+ değerlerinin sebebi gereklilikten doğan ağ sıklığıdır. Ancak bu değerler çözümü olumsuz yönde etkilememiştir.

Deneysel çalışmaların sayısal analizinde akışkanın (havanın) sıkıştırabilirlik özelliğinin de hesaplamalara katılabilmesi amacı ile havanın yoğunluk değişiminin ideal gaz kanununa göre olması ön görülmüştür. Sıkıştırabilirlik özelliğinin ideal gaz kanunu ile gerçekleşebilmesi için FLUENT programında enerji denkleminin çözdürülmesi gerekmektedir. Enerji denklemi, çözümleme süresini çok yavaşlattığı

için ilk aşamada enerji denkleminin çözümü aktif olmadan çözümlemeler yapılmıştır. Bu durumda hava yoğunluğu 30°C laboratuvar sıcaklığındaki yoğunluk, yani 1,166 kg/m^3 olarak sabit alınmıştır ve ilk çözümlemeler bu şekilde gerçekleştirilmiştir. Bu çözümlemelerin kısmi bir şekilde yakınsamasından sonra bu kez enerji denkleminin çözümü aktifleştirilmiş ve çözümleme yoğunluğun ideal gaz kanununa göre değiştiği şekilde gerçekleştirilmiştir.

FLUENT'te çözümleme stratejisinin devamında, sınır şartlarının değerleri belirlenmiştir. Bu çalışmada dört farklı sınır koşulu kullanılmıştır. Havanın tünele giriş yüzeyinde "mass flow inlet (kütle akışı girişi)" koşulu, jetin kanatçığa giriş yüzeyine "mass flow inlet (kütle akışı girişi)" koşulu, havanın tünelden çıkış yüzeyi için "pressure outlet (basınç çıkışı)" ve diğer yüzeler için "wall (yüzey)" koşulları kullanıldı. Deneysel analizlere ait sınır koşulları değerleri çizelge 2.2'de sunulmuştur.

Çizelge 2.2 : Deney koşullardaki analizlerin sınır koşulları.

Durum ve Benzerlik Parametresi	Havanın Tünele Giriş Hızı [m/s]	Havanın Tünele Giriş Debisi [kg/s]	Havanın Tünele Giriş Sıcaklığı [K]	Havanın Anti_Ice Giriş debisi [kg/s]	Havanın Anti_Ice Giriş Sıcaklığı [K]	Havanın Tünelden Çıkış Basıncı [Pa]
1 R'	40	11,5205	303,15	0,01118962	303,15	101325
1 R"	40	11,5205	303,15	0,01452799	303,15	101325
2 R'	40	11,5205	303,15	0,00761462	303,15	101325
2 R"	40	11,5205	303,15	0,01405034	303,15	101325

Çözümleme işleminde, analiz hızını ve yakınsama süresini etkileyen diğer bir faktör ayrıklaştırma yöntemidir. Yapılan analizlerde ilk başta CPU kullanımı açısından daha ekonomik olan ama biraz daha geç yakınsayan ayrıklaştırma yöntemi olan "First Order Upwind" yöntemi seçilmiştir. Daha sonra ise tekrardan yapılan çözümlemede CPU kullanımı açısından daha ağır olan ama hassasiyet açısından daha iyi olan "Second Order Upwind" ayrıklaştırma yöntemi seçilmiştir.

Bu aşamada artık deneysel durumlar sayısal çözümleme için hazır hale gelmiştir. Çözümlemelerde yakınsama kriteri olarak 10^{-5} değeri alınmıştır.

Yapılan analizlerin karmaşık bir geometride gerçekleşmesi ve analizleri yapılan geometrilerde çok sayıda ağ hücresinin mevcut olmasından dolayı, analizlerin normal bilgisayarlarda koşturulması imkansız hale gelmiştir. Bundan dolayı yapılan analizler yüksek başarımlı bilgisayarlar yardımı ile gerçekleştirilmiştir.

2.4.2 Gerçek durumların sayısal çözümlemesi

Gerçek durumların analizinde çalışma sıcaklığı daha düşük olduğundan ve akış hızları daha yüksek olduğundan yoğunluk değişiminin ve jet akışı ile ana akış karışımının yoğunluk değerinin çözümlemelerde daha etkin bir şekilde rol oynadığı kesindir. Bu sebepten dolayı bu analizleri daha yüksek hassasiyetlerle çözebilmek için bu proje çalışmasına özel bir UDF kodu hazırlanmıştır. Kullanıcı tanımlı fonksiyon C programlama dilinde yazılmış bir gurup makrodan oluşmaktadır. Yazılan bu UDF'ler FLUENT yazılımına yüklenir ve FLUENT yazılımı C programlama dili ile uyumlu olduğundan makrolarda yazılan komutları çözümleme esnasında uygular. UDF'lerin yardımı ile FLUENT'in standart çözüm algoritmaları dışında farklı algoritmaların çalıştırılması mümkün olmakta ve bu şekilde özel durumlara daha uygun çözümlemeler uygulanabilmektedir.

Bu çalışma için UDF kodu ile kanallarda çıkan jet akışıyla ana akışın karışımındaki özelliklerin (yoğunluk, sıcaklık vb.) daha yüksek hassasiyetle çözülebilmesine imkan sağlanmış oldu.

Gerçek analizler için uygulanan çözüm stratejisi her yönü ile deneysel durum için uygulanan strateji ile aynıdır; sadece anlatıldığı gibi bu analizlerde sıcaklık ve yoğunluk değişimlerinin hesaplanması için özel olarak hazırlanan UDF kullanılmıştır.

Gerçek analizlerde tanımlanan sınır koşulları da deneysel durumunda kullanılan sınır koşulları gibidir, sadece ana akışın girişi ve jet akışı girişi "mass flow inlet" yerine UDF programında hesaplanan "velocity inlet (hız girişi)" olarak seçilmiştir. Hızlar UDF programında kütlesel debi yardımı ile hesaplandığından bu durum çözümlemede bir değişiklik yaratmamıştır. Gerçek koşullardaki analizlerde kullanılan değerler çizelge 2-3'te sunulmuştur.

Çizelge 2.3 : Gerçek koşullardaki analizlerin sınır koşulları.

Durum	Havanın Tünele Giriş Debisi [kg/s]	Çalışma Basıncı [Pa]	Havanın Tünele Giriş Sıcaklığı [K]	Havanın Anti_Ice Giriş debisi [kg/s]	Havanın Anti_Ice Giriş Sıcaklığı [K]	Havanın Tünelden Çıkış Basıncı [Pa]
1	16,17876	61490,9	279,603	0,015714286	526,933	61490,9
2	16,10178	100286,0	259,747	0,010642857	381,287	100286,0

3. SAYISAL ANALİZ SONUÇLARI

3.1 Giriş

Bir önceki bölümde anlatıldığı gibi sayısal analizleri deneysel çalışmaların analizleri ve gerçek durumların analizleri olarak iki bölüme ayırmak mümkündür. Bu kapsamda hipotez bölümünde anlatıldığı üzere bu analiz sonuçlarının ışığında deneysel çalışmaların koşullarını belirlemek mümkün olmuştur.

Bu bölümünde sayısal analizlerin sonuçları ayrıntılı bir şekilde değerlendirilmiş ve bu değerlendirmeler sonucunda deneysel çalışmalara hangi koşullarda devam edileceğine karar verilmiştir. Daha önce de anlatıldığı gibi sayısal analizler üç farklı pah kırma yarıçapı için k-ε modeli ve LES yaklaşımı yardımı ile yapılmıştır. İleriki bölümlerde her pah kırma için elde edilen sayısal analiz sonuçları gösterilmiştir. Bu bölümlerde sunulan sonuçların karşılaştırılması alt bölüm 3.5'te ve ayrıca bu sonuçların deneysel sonuçlarla karşılaştırılması ise bölüm 5'te bulunmaktadır.

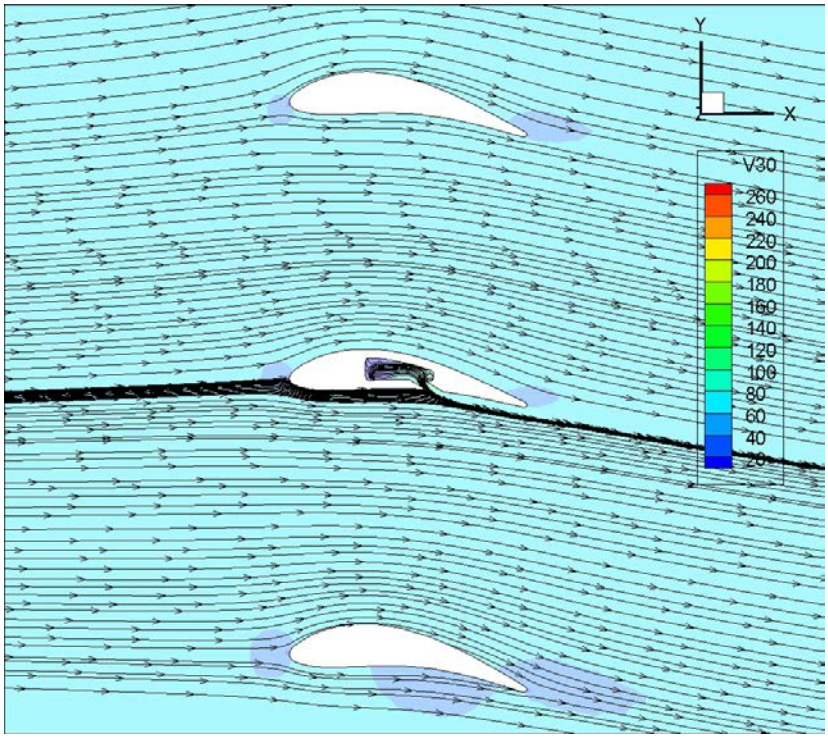
Verilen sınır koşulları sonucunda çalışma konusu açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçlar sırasıyla aşağıdaki bölümlerde gösterilmiştir.

Farklı ölçülerde pah kırılmış delikler için durum 1 ve durum 2 koşullarında ve R', R'' benzerlik parametreleri ve gerçek durum için ayrı ayrı yapılan analizlerin sonuçları uzak ve yakın görüntüler içeren şekillerle birlikte alt başlıklarda verilmiştir.

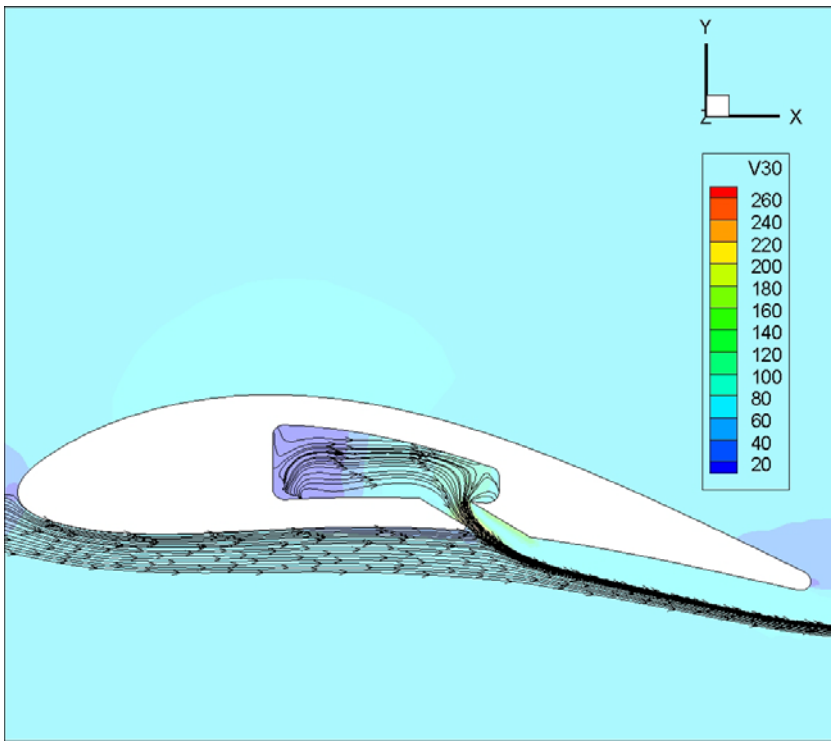
Bu şekilde ana akışın ve jet akışının, jet çıkış bölgesinde nasıl bir davranış gösterdiklerini ve çalışmanın amacı doğrultusunda çok önem arz eden jet çıkış bölgesindeki jetin hareketi ve ana akışın bu hareket üzerinde olan etkisini görmek ve benzerlik parametreleri kullanılarak elde edilen akım çizgileri ile gerçek durumda elde edilen akım çizgileri kıyaslanarak hangi hız oranının deneylerde kullanılacağını tespit etmek mümkün olmuştur.

3.2 0,8 mm Yarı Çaplı Pah Kırılmış Model için Sayısal Analiz Sonuçları

3.2.1 Durum 1 – R'

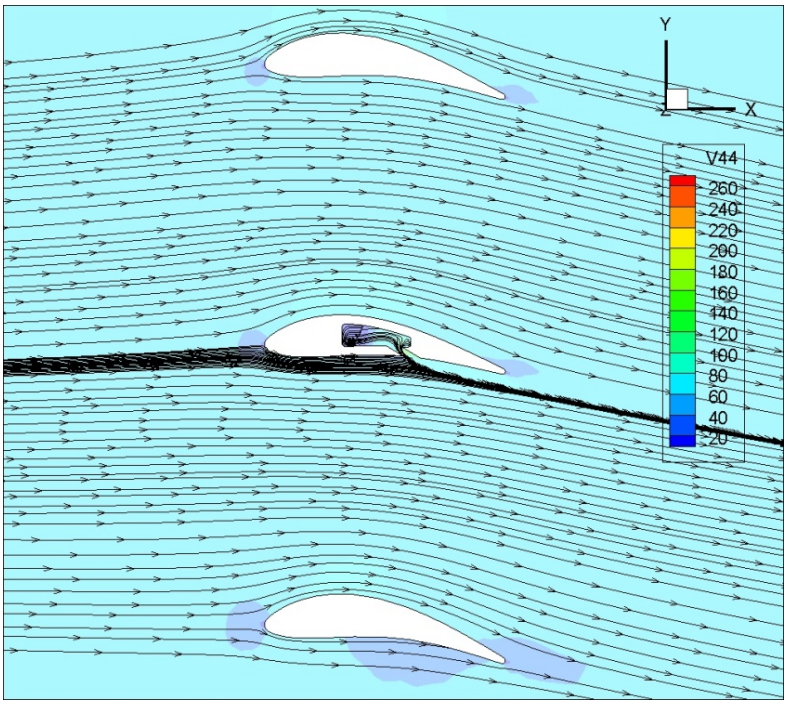


(a)

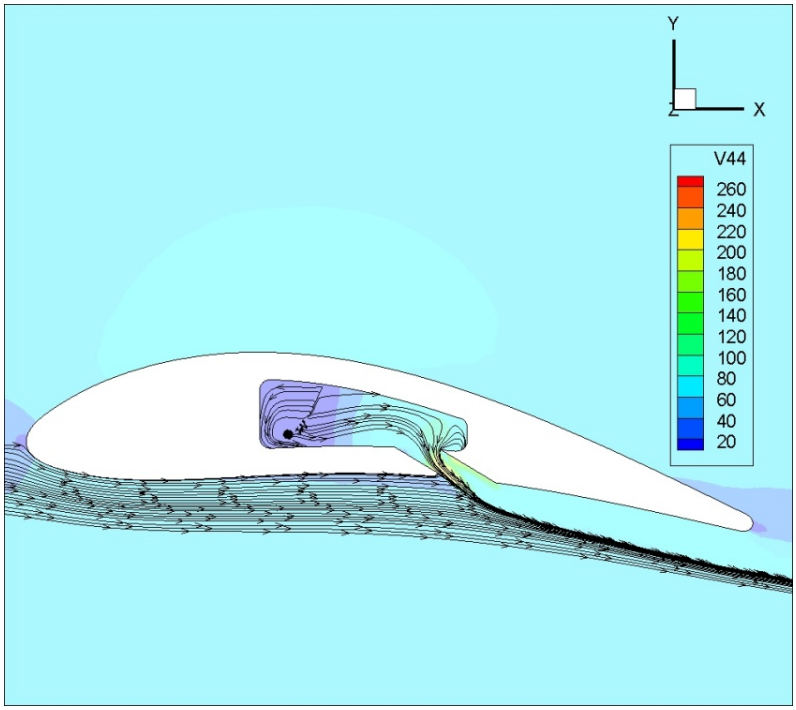


(b)

Şekil 3.1 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R', k-ε analizinin akım çizgileri.



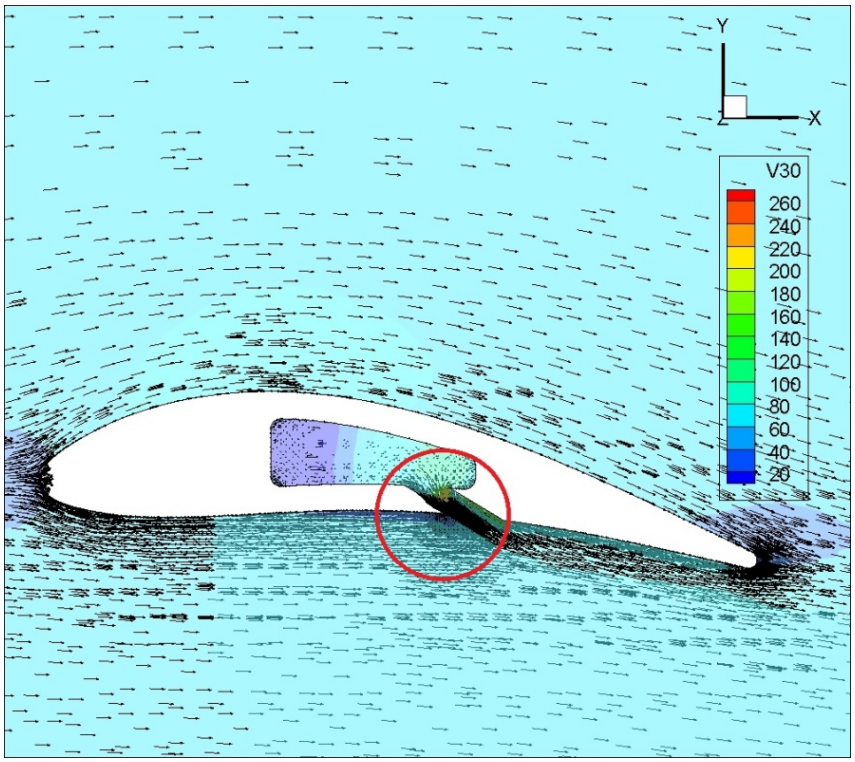
(a)



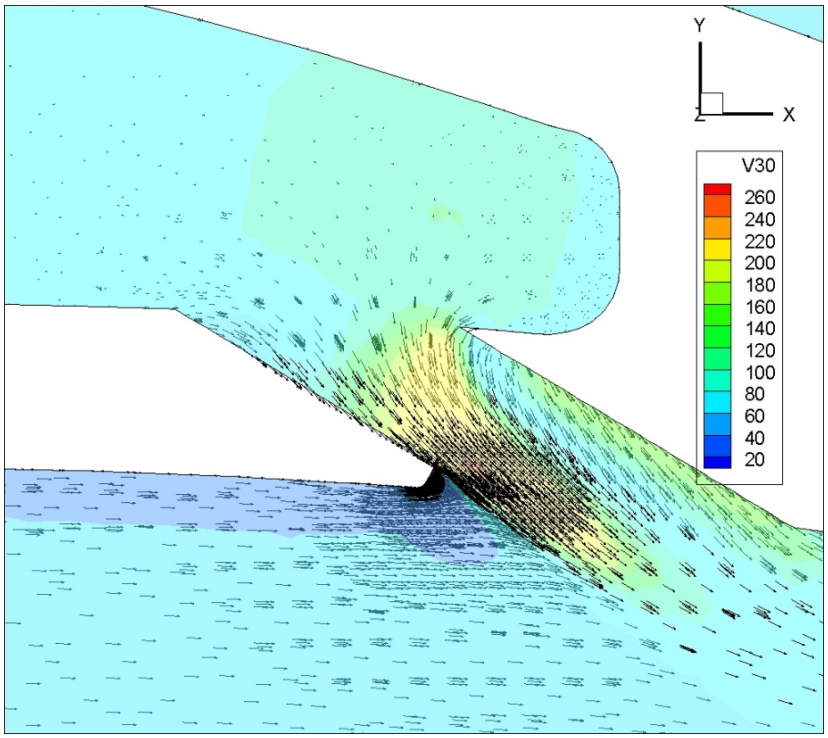
(b)

Şekil 3.2 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R', LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.1b ve 3.2b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri k-ε türbülans modellemesi ve LES yaklaşımı sonucunda elde edilen analiz sonuçları sunulmuştur. Görüldüğü gibi akışın jet çıkışında hangi açı ile jetten çıktığı açık bir şekilde görülmektedir.

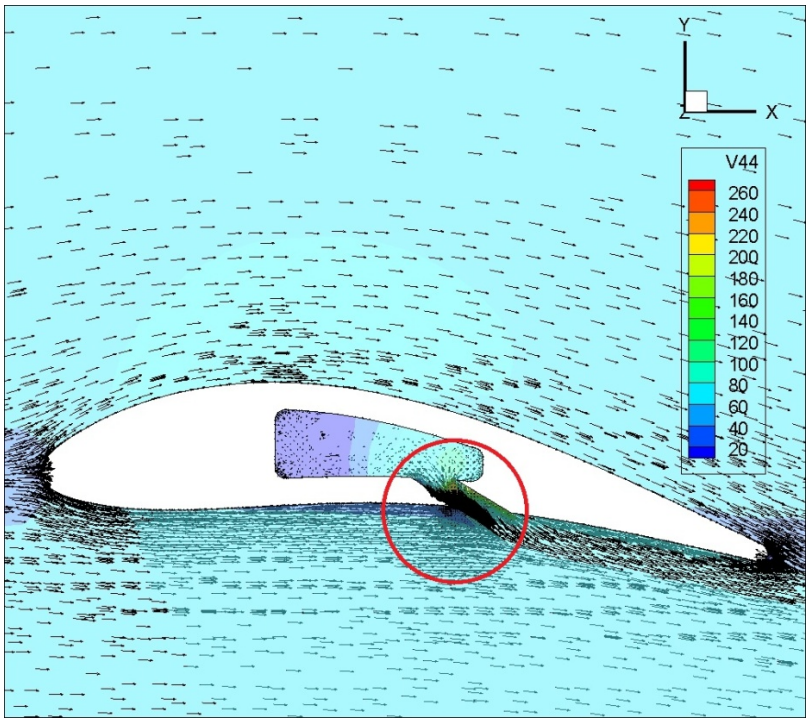


(a)

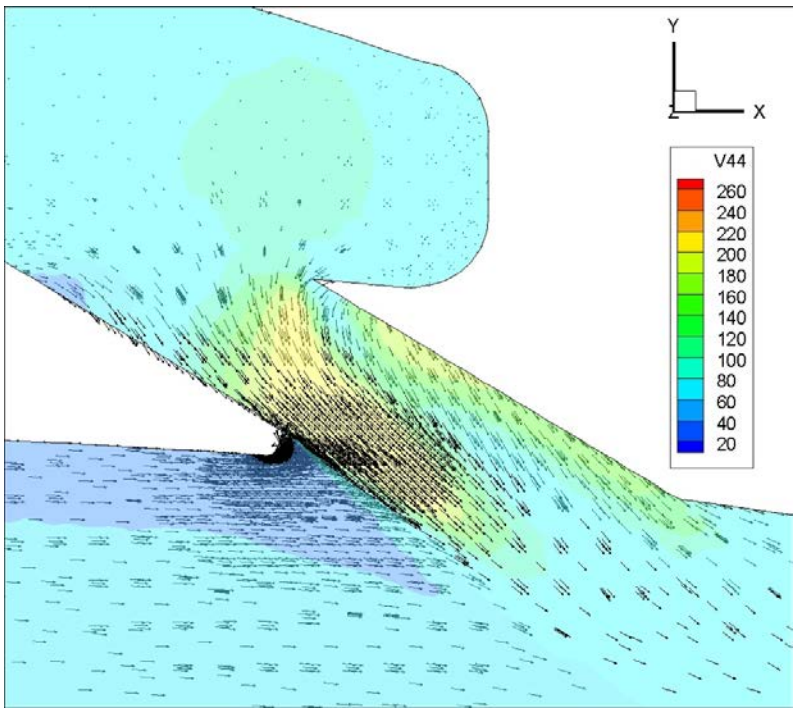


(b)

Şekil 3.3 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R', k-ε analizinin hız vektörleri.



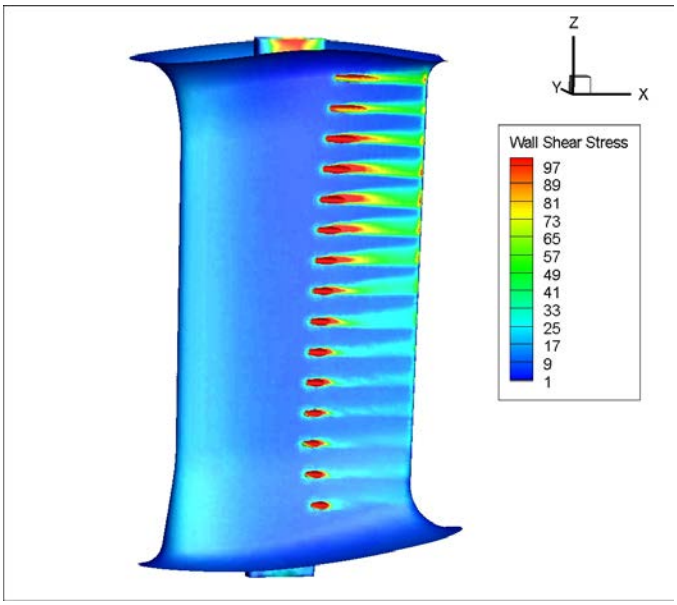
(a)



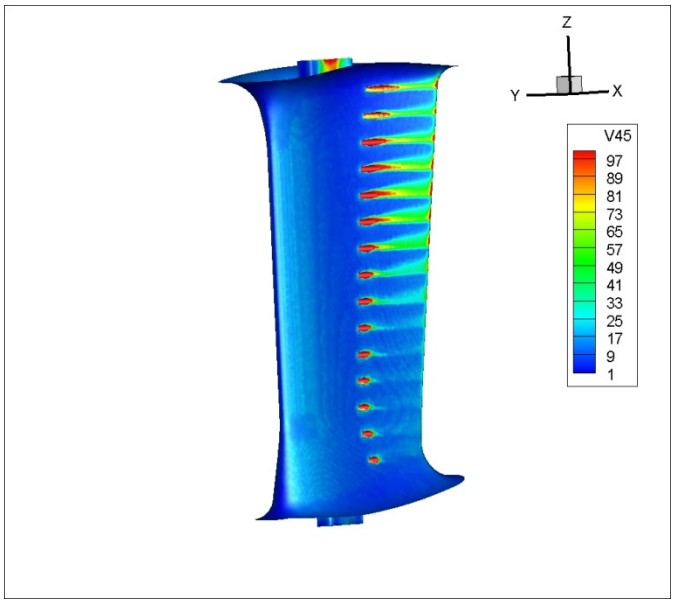
(b)

Şekil 3.4 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R', LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.3b ve Şekil 3.4b‘de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.5 : 0,8 mm pah, Durum 1 - R**',** k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

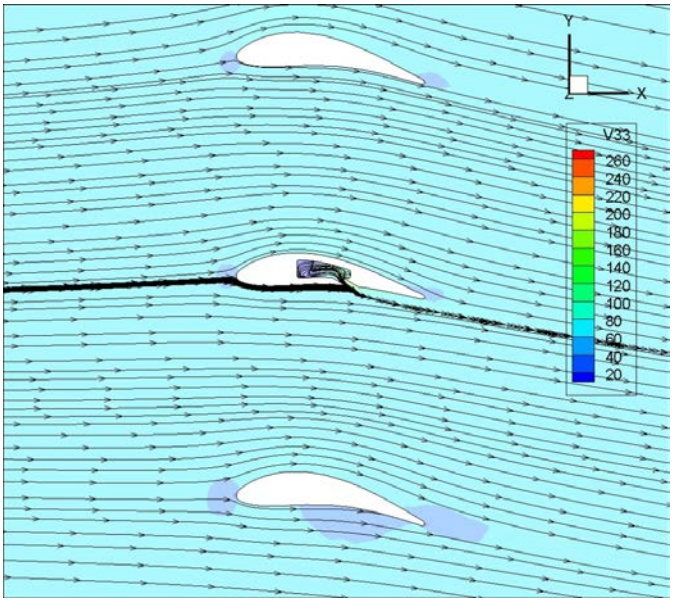


Şekil 3.6 : 0,8 mm pah, Durum 1 - R**',** LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

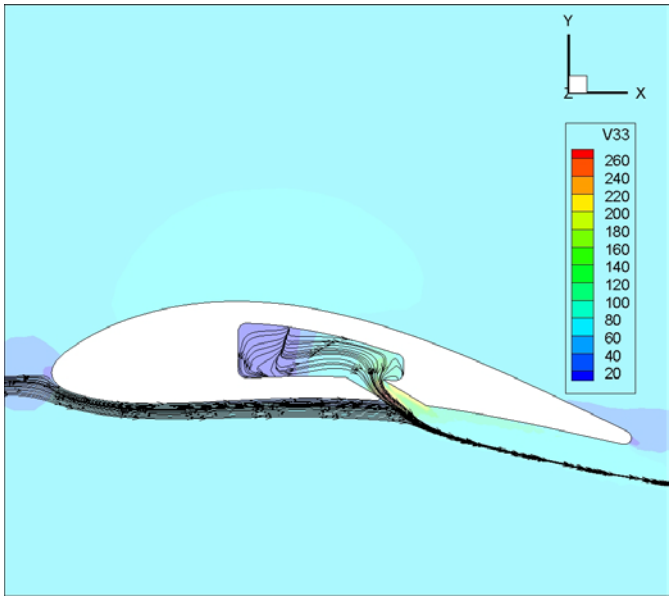
Bilindiği gibi bu çalışmanın en önemli amacı jet akışının kanatçığın firar kenarı yüzeyine etkisini görmektir. Bu çalışmada kanatçık yüzeyindeki ısı akısı verisinin verilmemesinden dolayı kanatçık yüzeyleri adyabatik olarak kabul edilmiştir. Bu nedenle kanatçık yüzeyinde jetin kanatçıkla olan temasını gösterebilen tek faktör, jet çıkışından dolayı ortaya çıkan yüzey kayma gerilmesidir. Şekil 3.5 ve Şekil 3.6'da bu kanatçık yüzeyindeki, yüzey kayma gerilmesi gösterilmiştir. Bu şekilde jetin kanatçık yüzeyi ile temas alanını görmek mümkün olmuştur.

Bu sonuçların deneysel kısımda elde edilen sonuçlarla benzerlik göstermesi gerekmektedir, ancak unutulmamalıdır ki sayısal analizlerde elde edilen sonuçlar ideal bir geometri üzerinde yapılan analizlerdir ama deneysel analizlerde üretim hataları gibi etkenler deney sonuçlarını etkileyebilmektedir. Bu nedenle sayısal çalışmaların ve deneysel çalışmaların tam olarak bir biri ile benzemeleri beklenmemelidir.

3.2.2 Durum 1 – R''

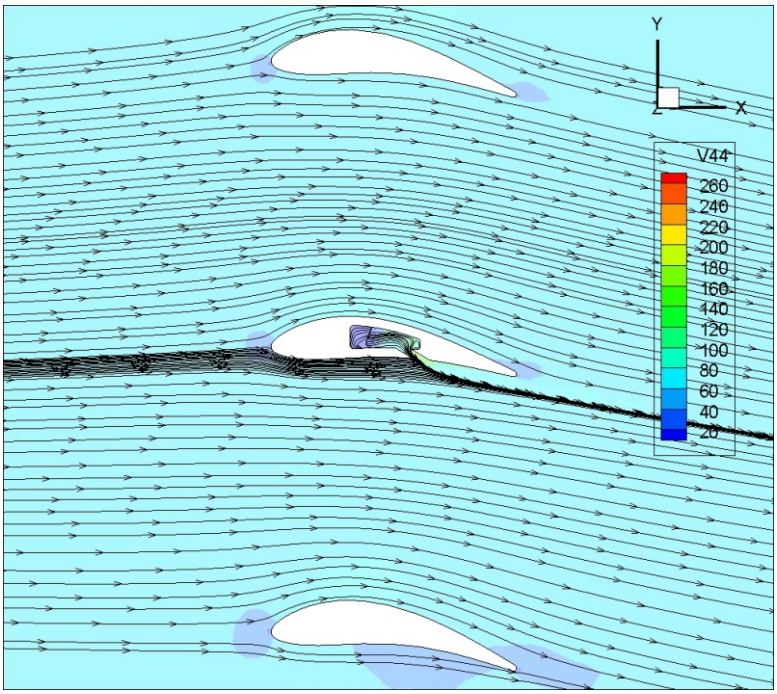


(a)

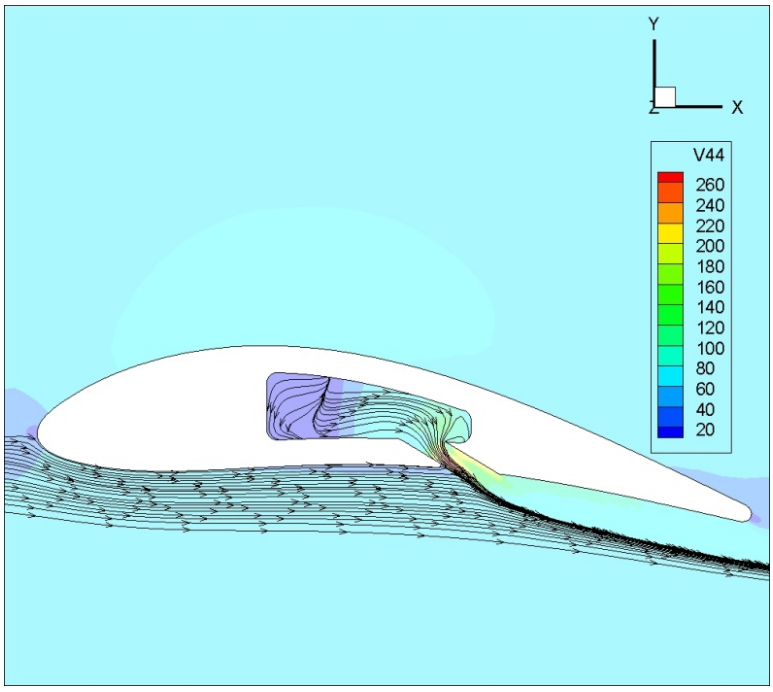


(b)

Şekil 3.7 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R", k-ε analizinin akım çizgileri.



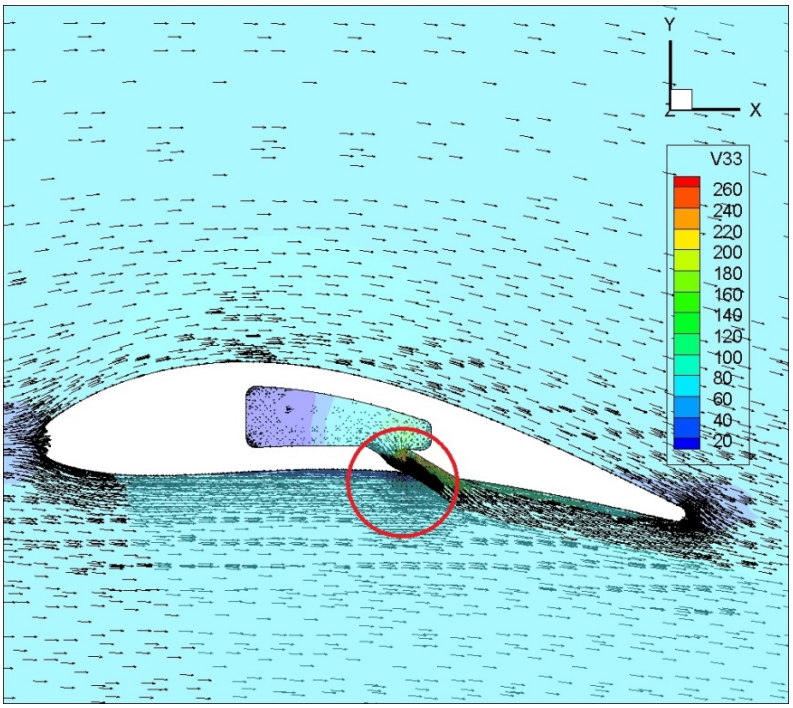
(a)



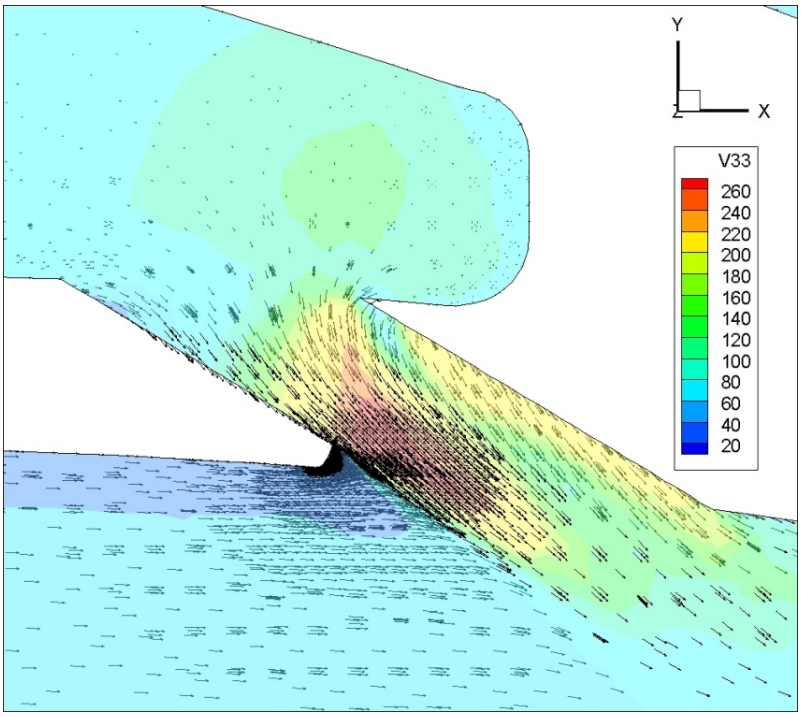
(b)

Şekil 3.8 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R'', LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.7b ve Şekil 3.8b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

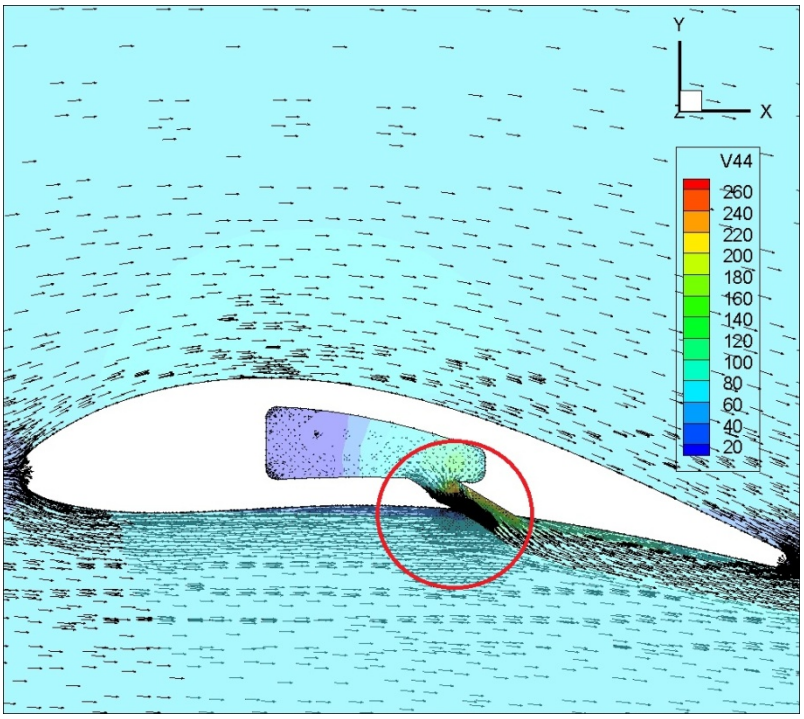


(a)

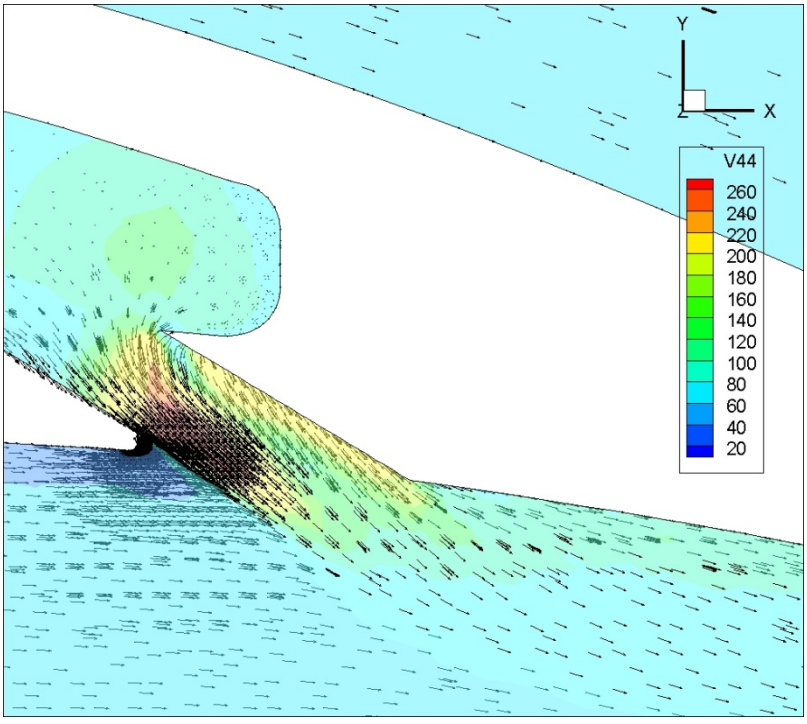


(b)

Şekil 3.9 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R'', k-ε analizinin hız vektörleri.



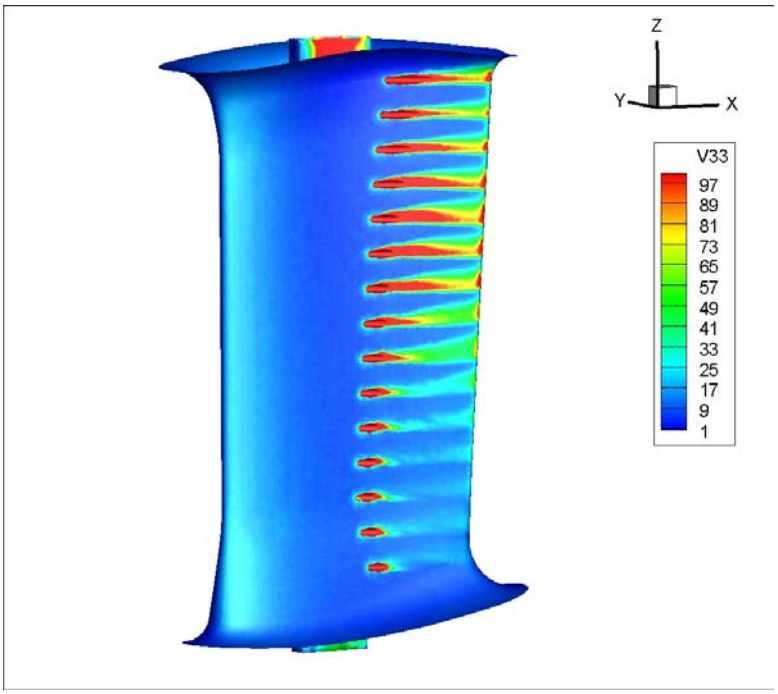
(a)



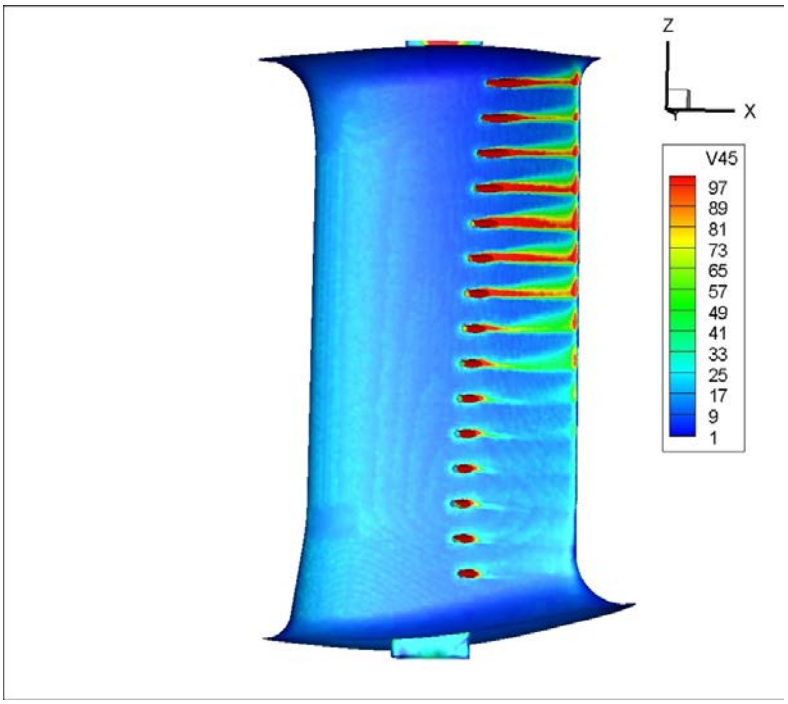
(b)

Şekil 3.10 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R'', LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.9b ve Şekil 3.10b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.11 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

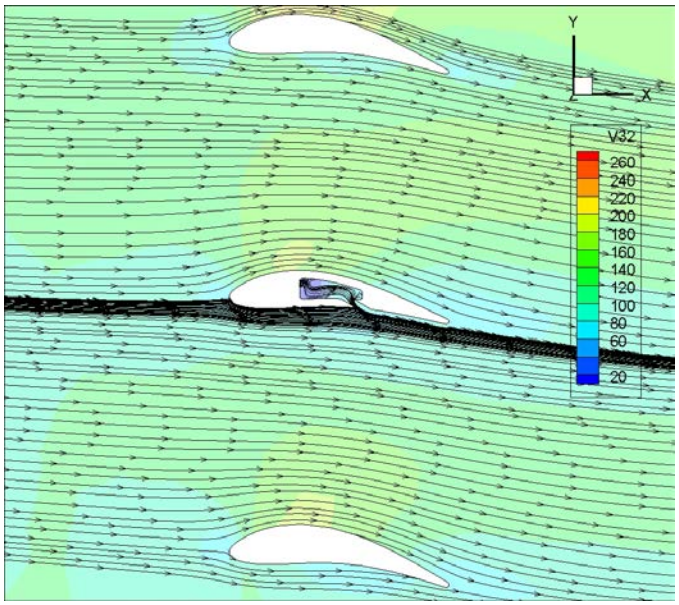


Şekil 3.12 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

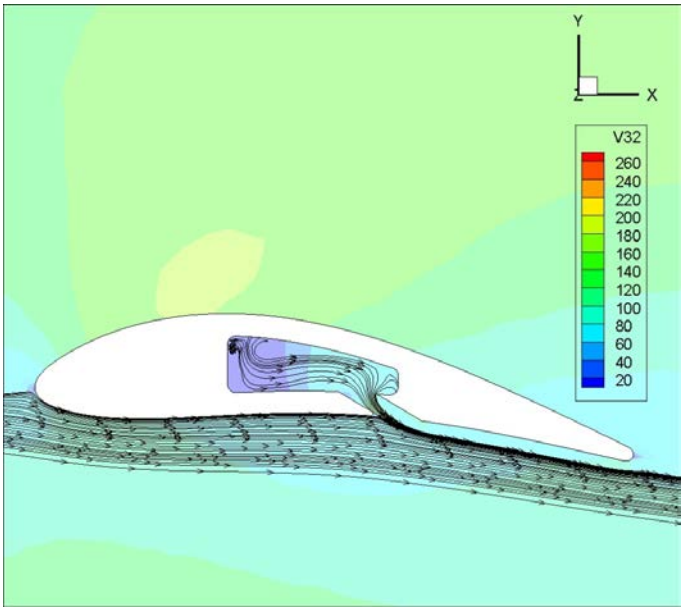
Şekil 3.11 ve Şekil 3.12'de jet akışının kanatçık üzerinde olan etkisini görmektir. Daha önce de açıklandığı gibi izlenen çözüm metodolojisinde çıkan jetlerin kanatçık yüzeyleri ile olan temasının etkisi jet akışının kanatçık yüzeyinde yarattığı kayma gerilmesi ile görülmektedir.

3.2.3 Durum 1 – gerçek koşul

Bu sayısal analizin sınır koşulları daha önce Çizelge 2-3‘te sunulmuştur. Verilen bu sınır koşulları sonucunda çalışma konusu açısından açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:



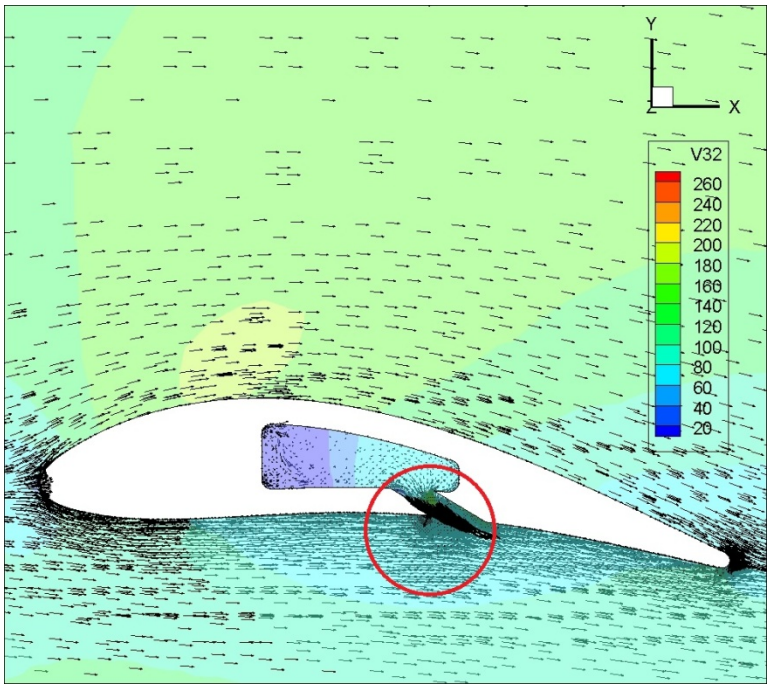
(a)



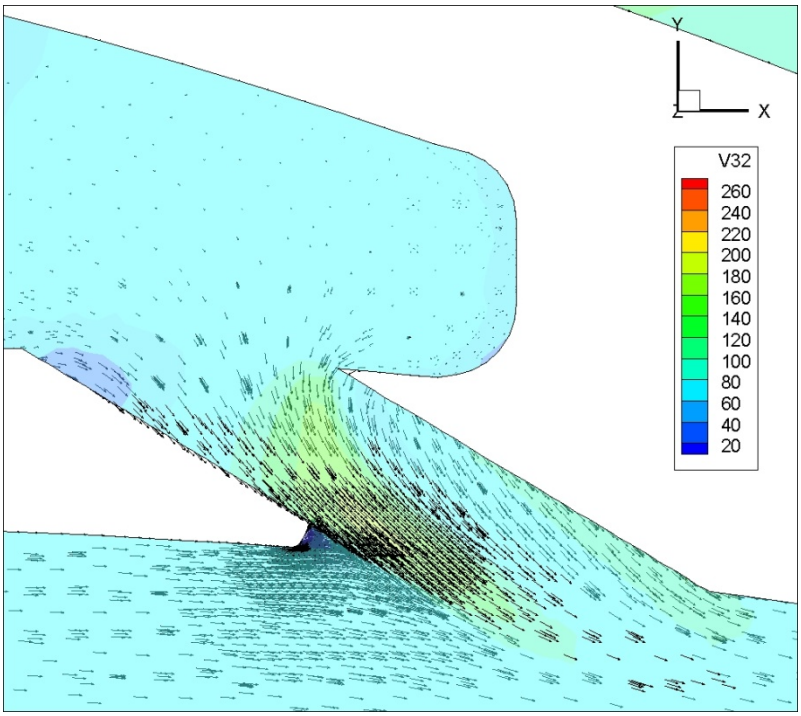
(b)

Şekil 3.13 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.13b‘de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.



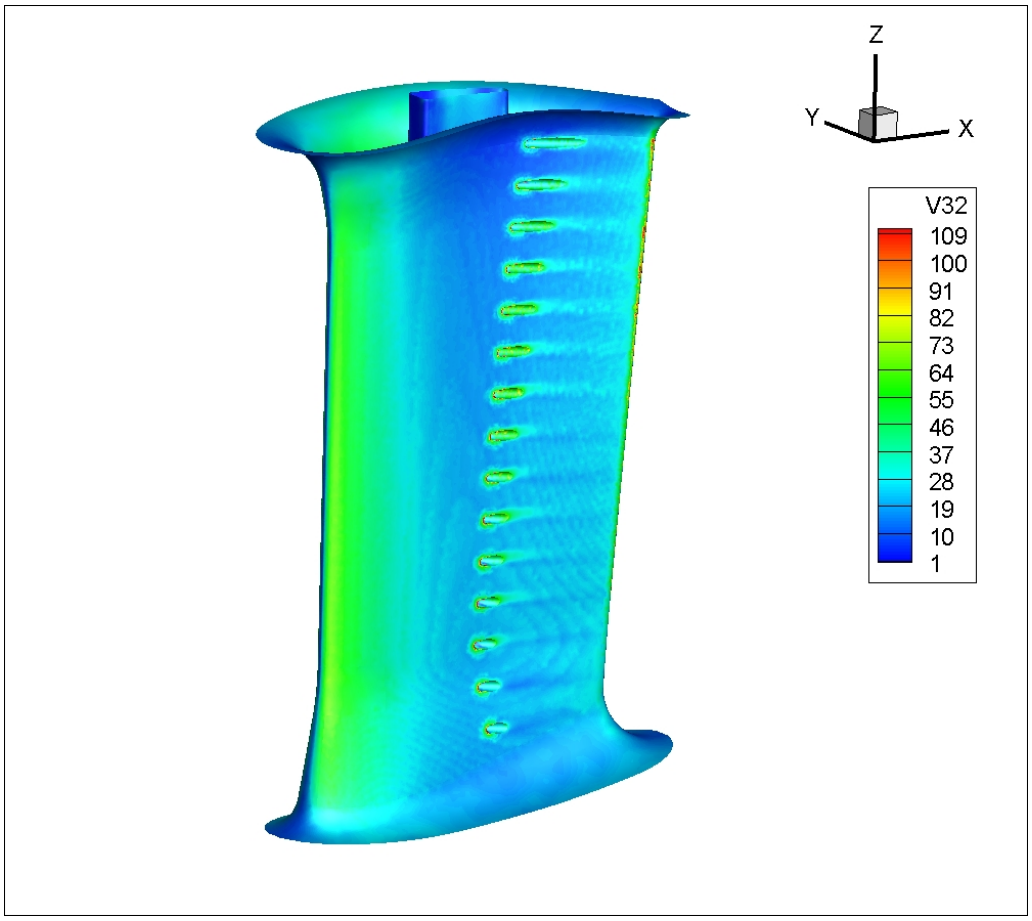
(a)



(b)

Şekil 3.14 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 - gerçek, k-ε analizinin analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.14b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.

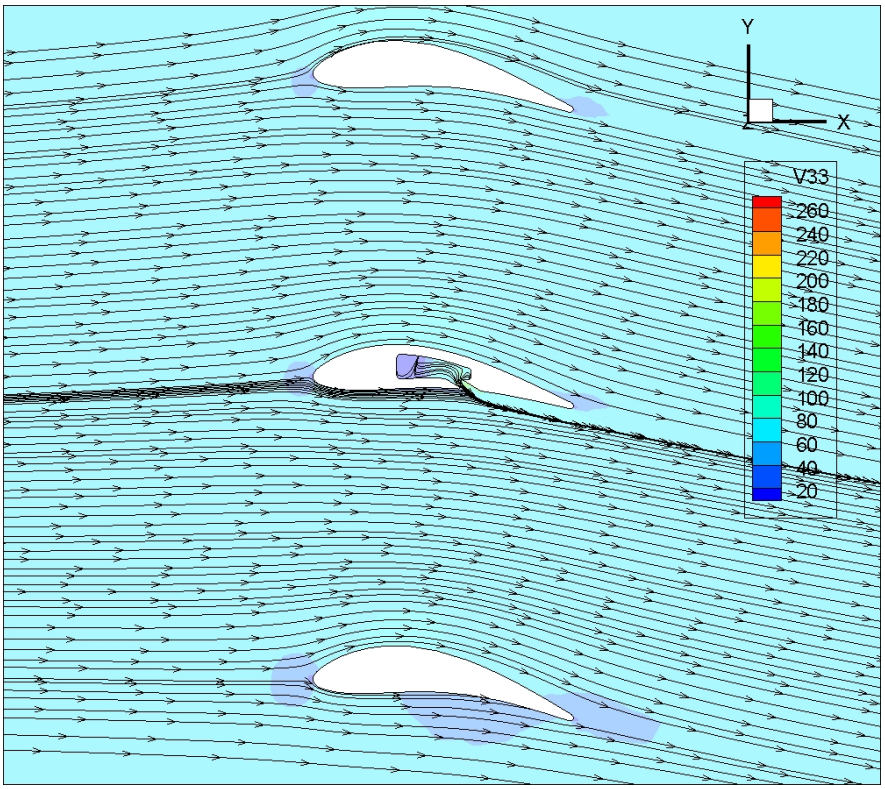


Şekil 3.15 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

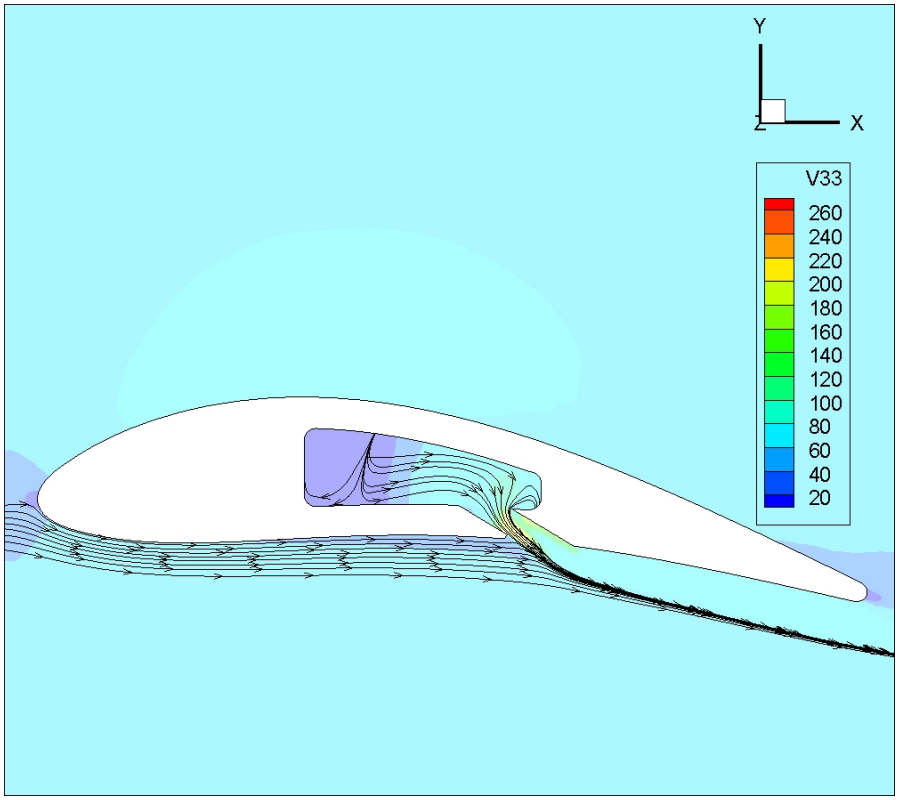
Şekil 3.15'de jet akışının kanatçık üzerinde olan etkisini görülmektedir. Bu veri yardımı ile jet akışının hangi ölçüde kanatçık yüzeyi ile temas ettiğini görmek mümkün olmaktadır.

3.2.4 Durum 2 – R'

Verilen sınır koşulları sonucunda çalışma konusu açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları bir sonraki sayfadaki gibidir:

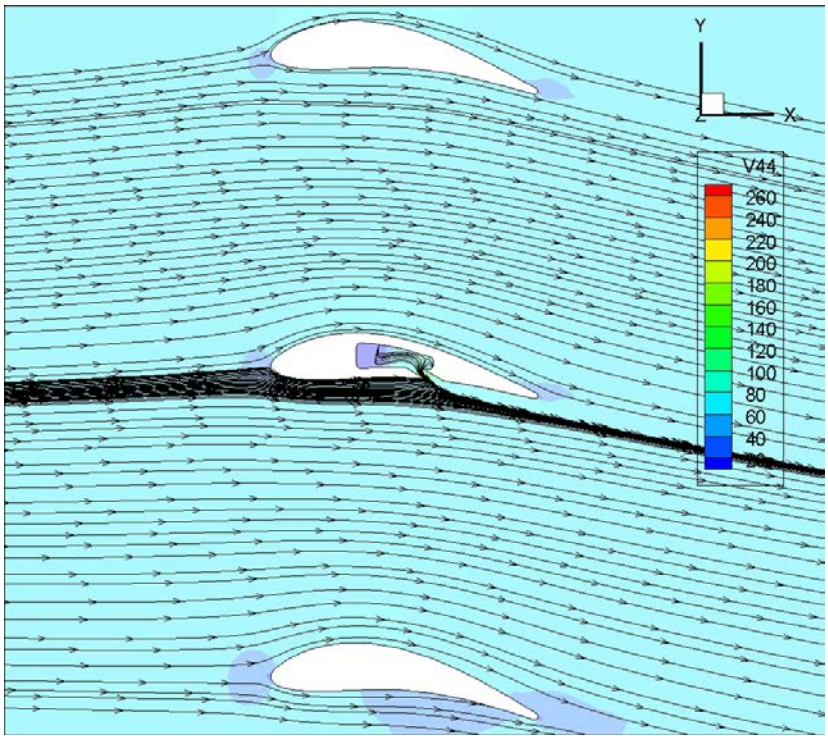


(a)

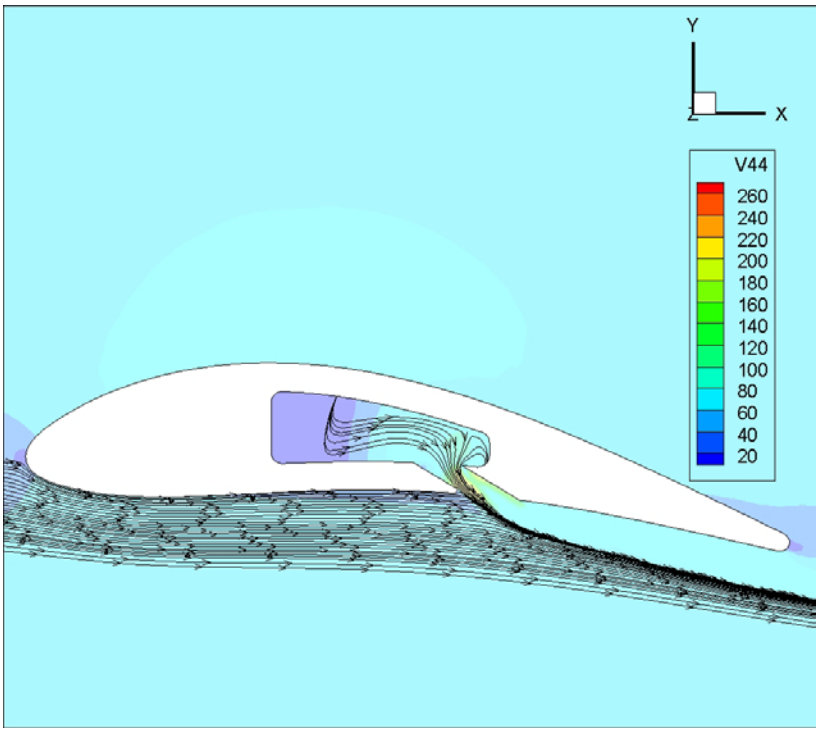


(b)

Şekil 3.16 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinin akım çizgileri.



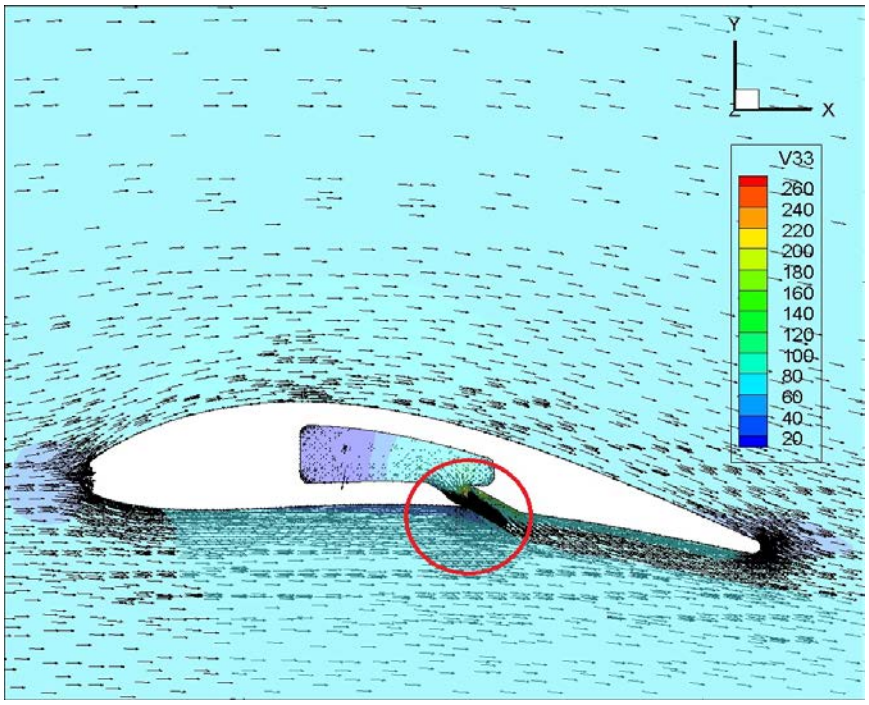
(a)



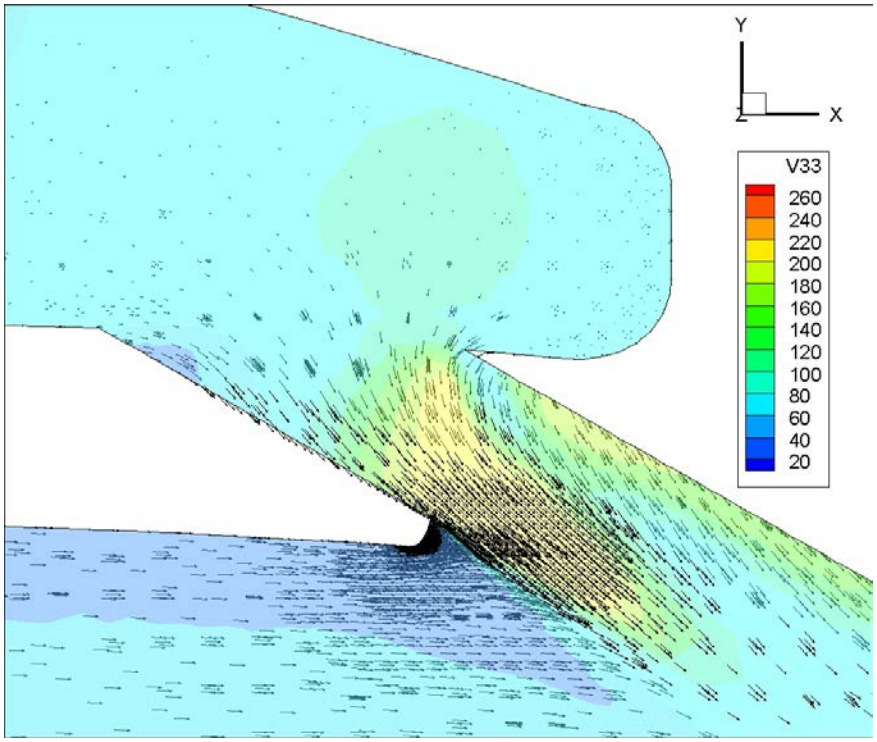
(b)

Şekil 3.17 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.16b ve Şekil 3.17b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

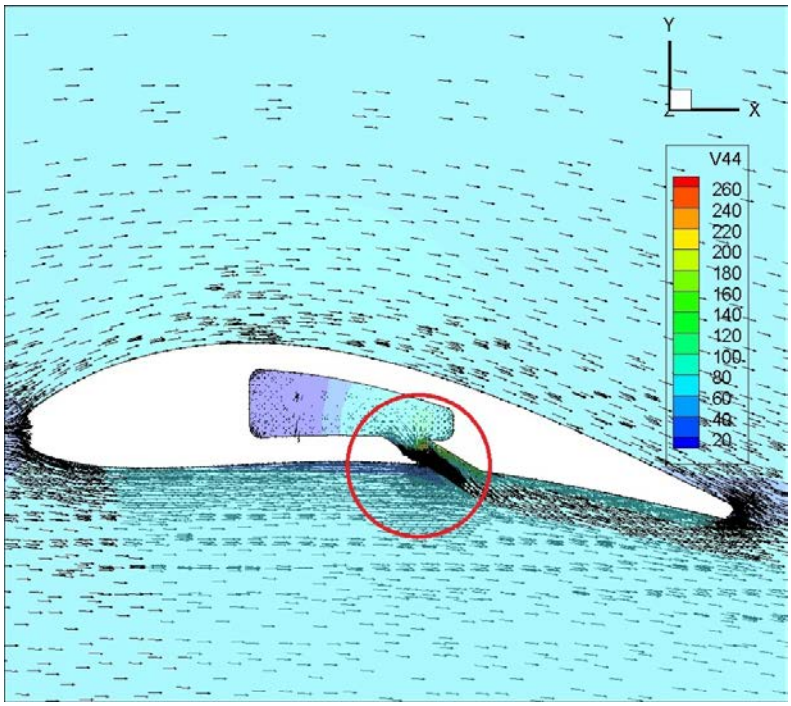


(a)

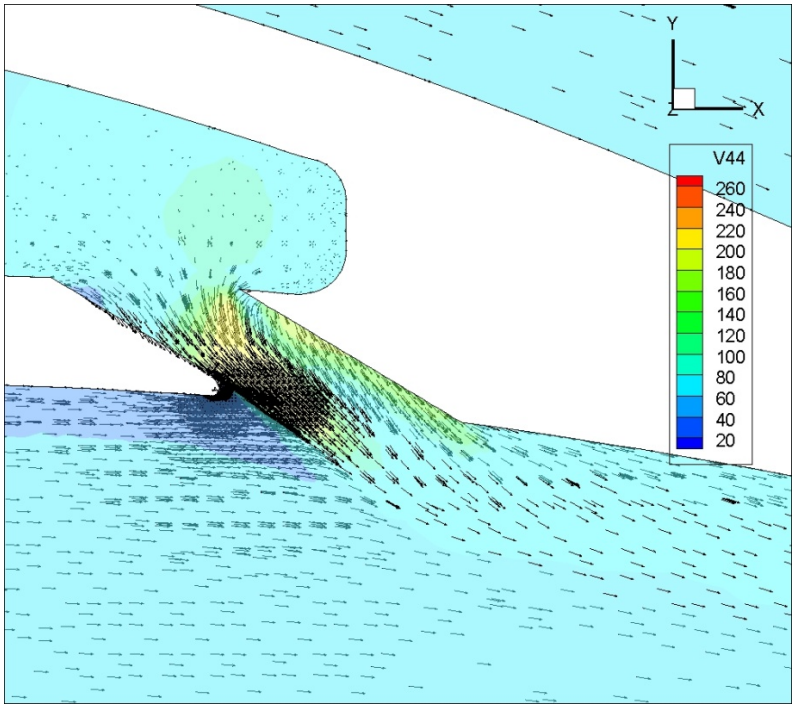


(b)

Şekil 3.18 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinin hız vektörleri.



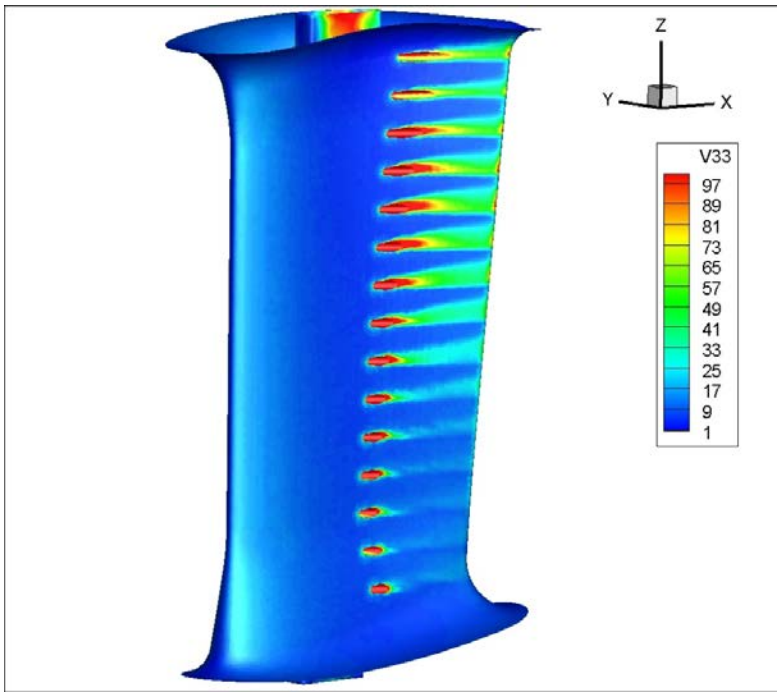
(a)



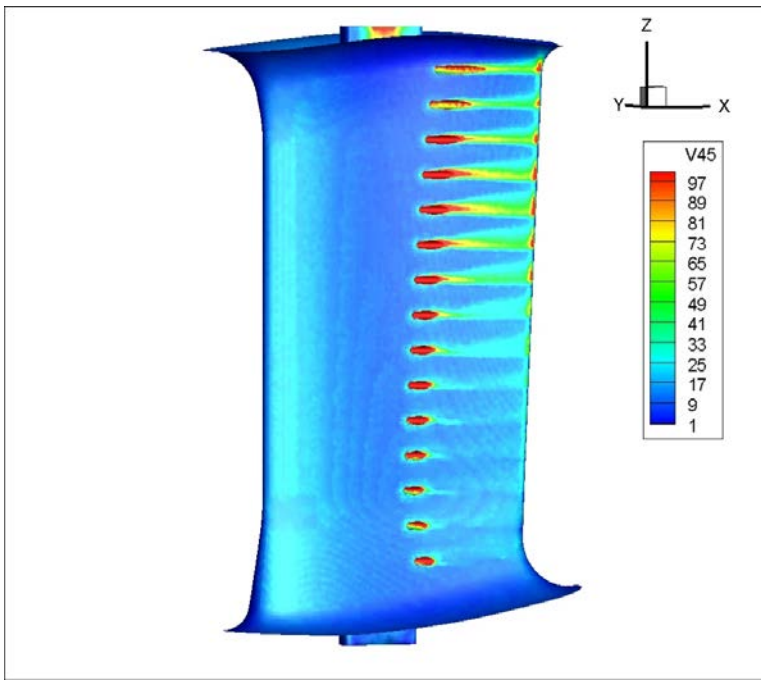
(b)

Şekil 3.19 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.18b ve Şekil 3.19b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.20 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

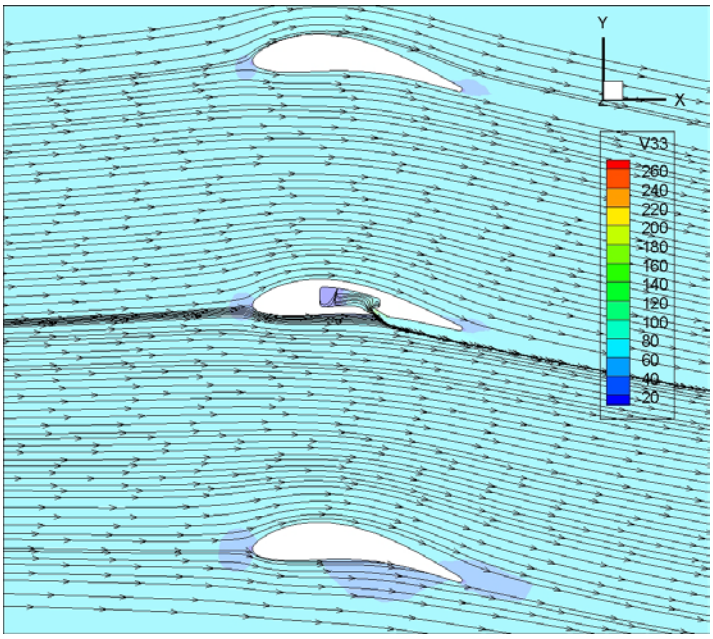


Şekil 3.21 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

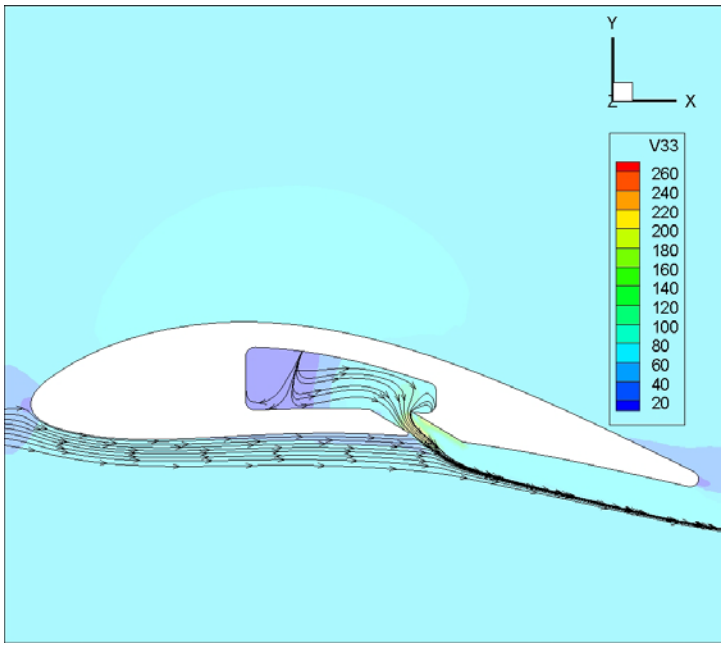
Şekil 3.20 ve Şekil 3.21'de uygulanan sınır koşulları altında, jetin kanatçık yüzeyi ile temasını gösteren, yüzey kayma gerilmesi değerleri gösterilmiştir.

3.2.5 Durum 2 – R''

Verilen sınır koşulları sonucunda çalışmanın amacı açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:

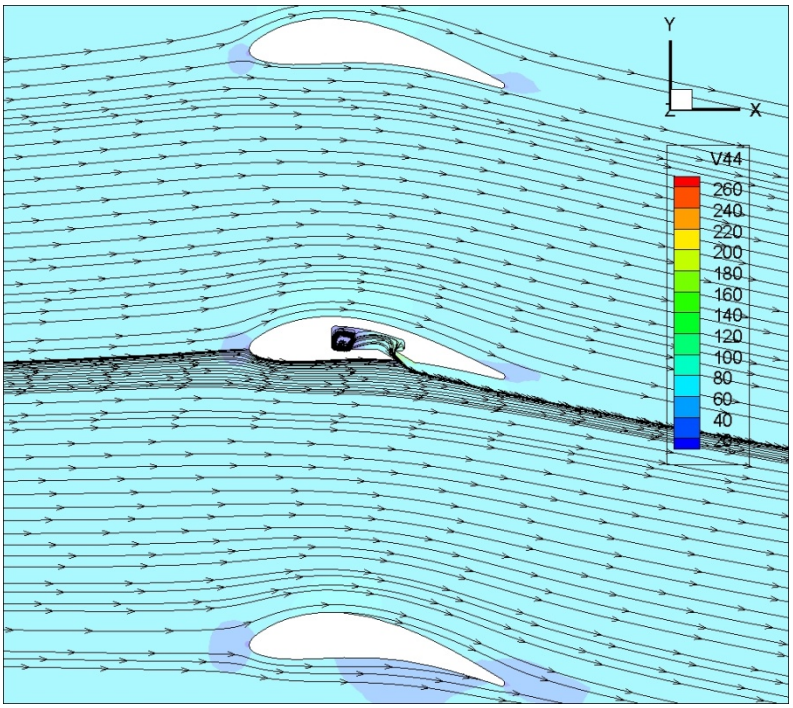


(a)

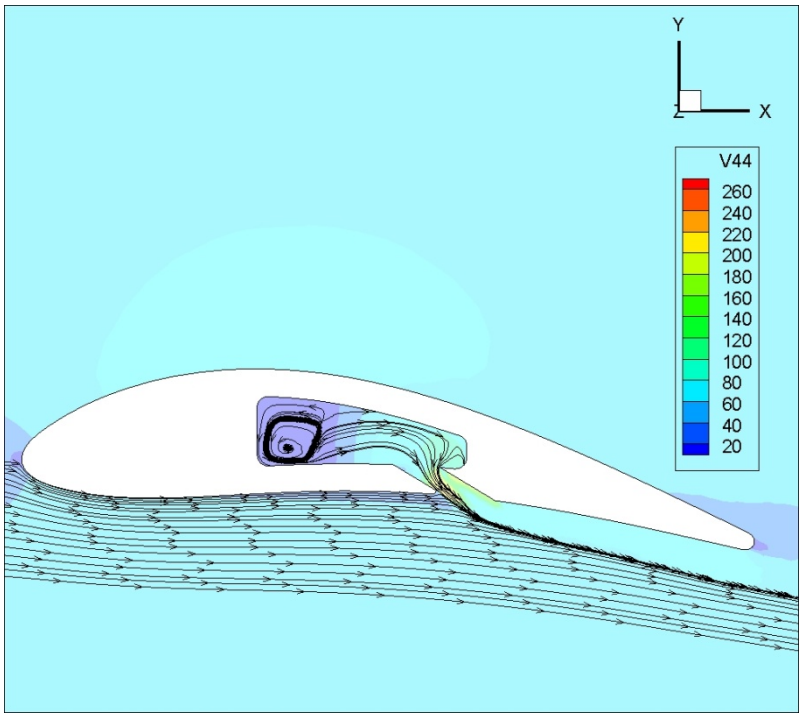


(b)

Şekil 3.22 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinin akım çizgileri.



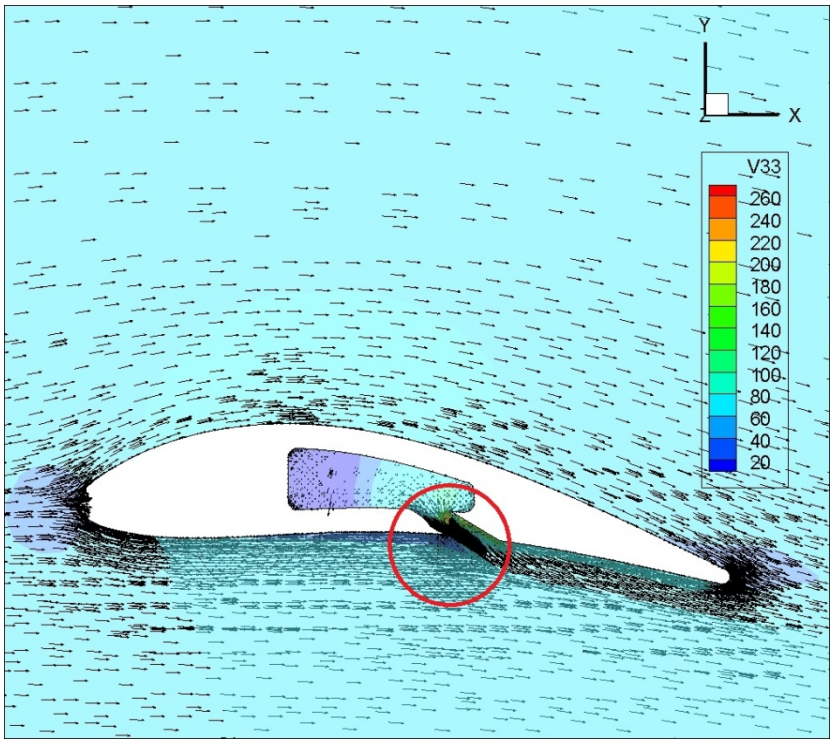
(a)



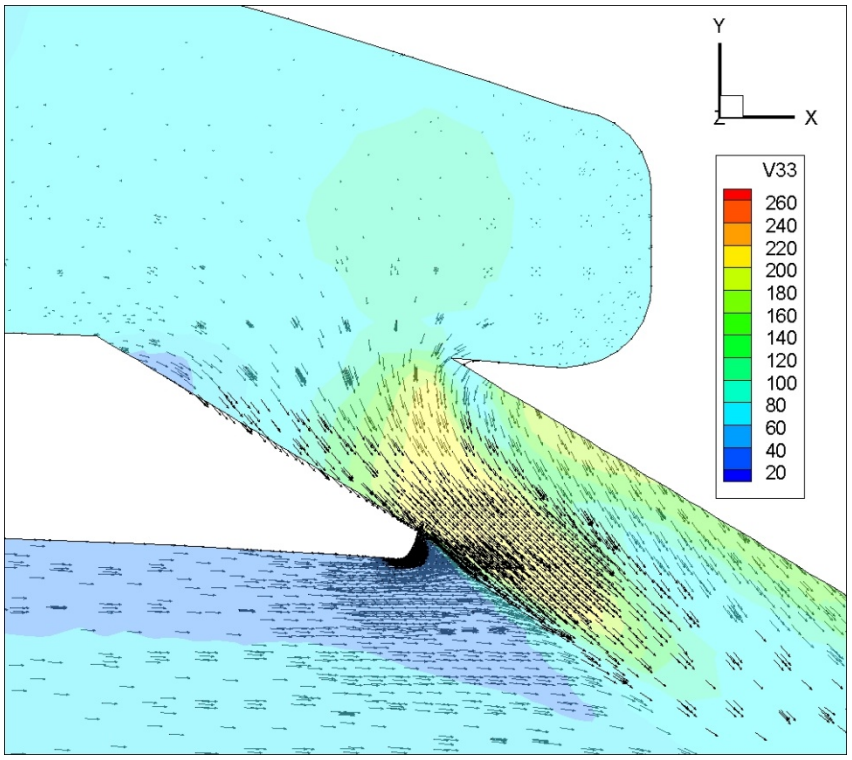
(b)

Şekil 3.23 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.22b ve Şekil 3.23b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

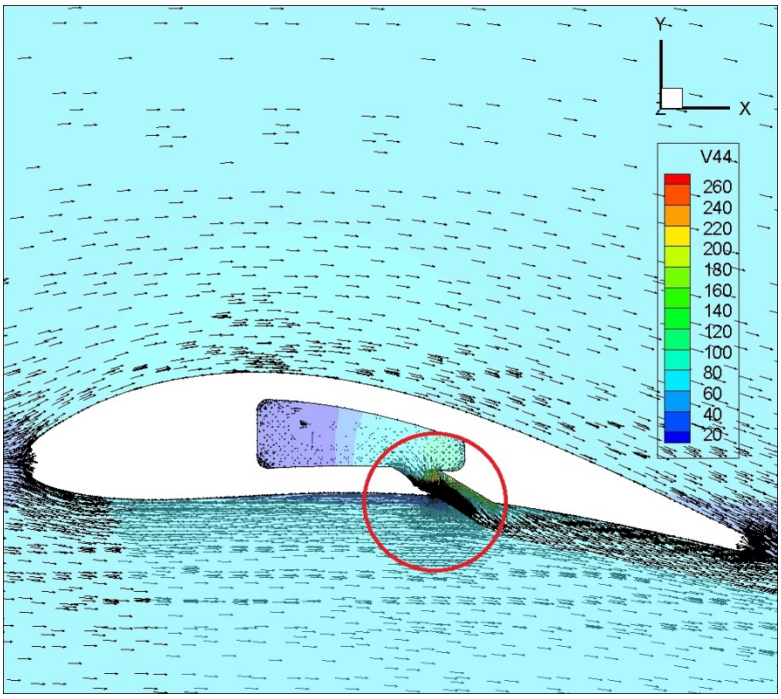


(a)

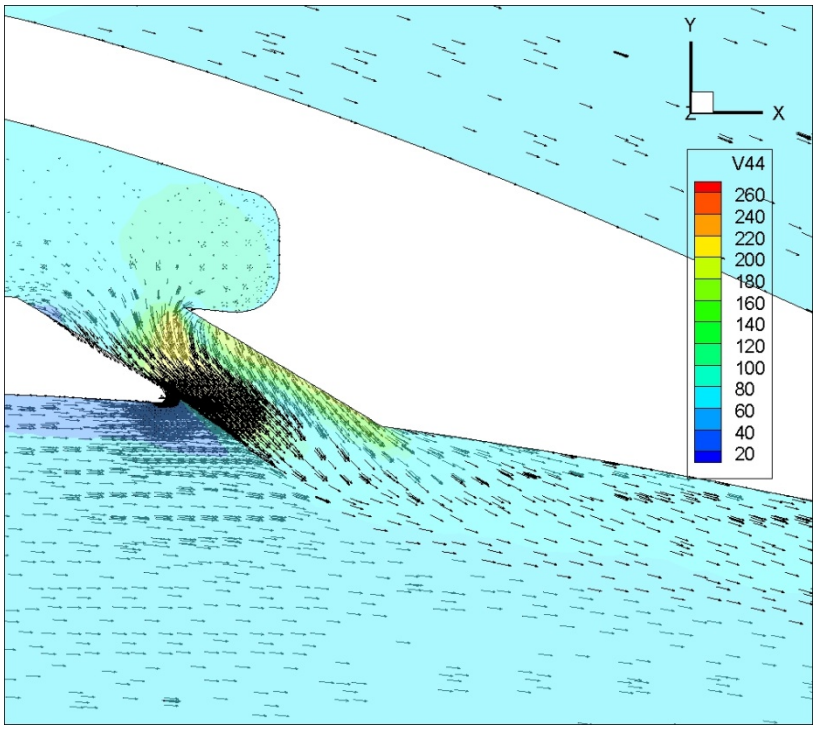


(b)

Şekil 3.24 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinin hız vektörleri.



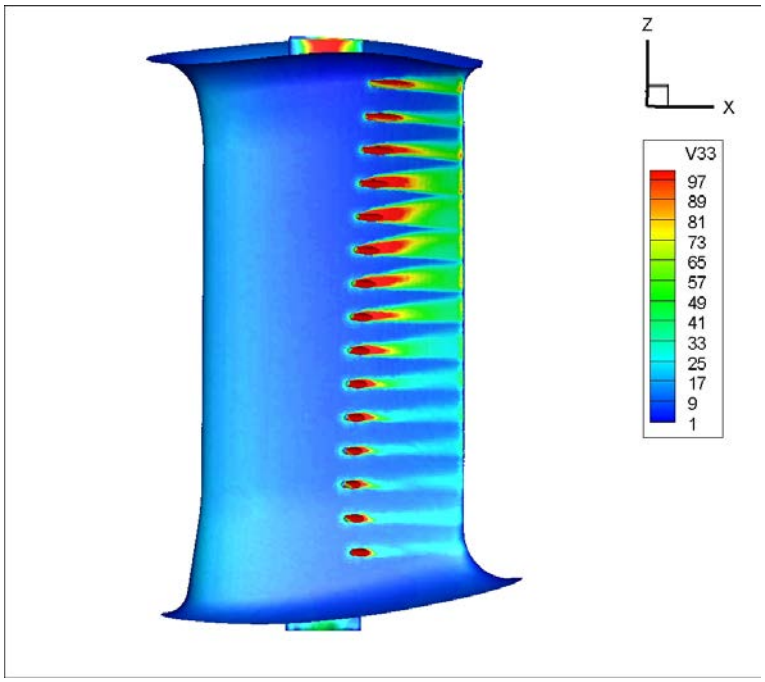
(a)



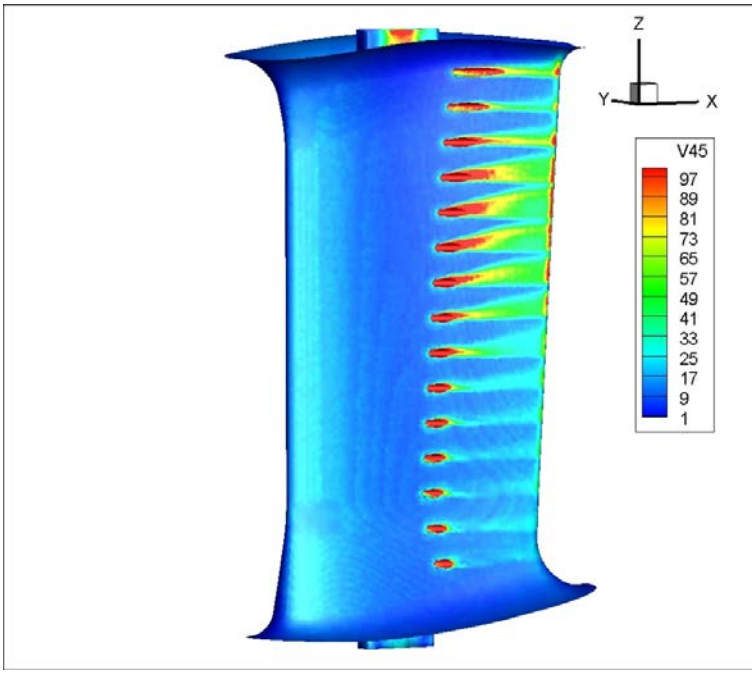
(b)

Şekil 3.25 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.24b ve Şekil 3.25b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.26 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

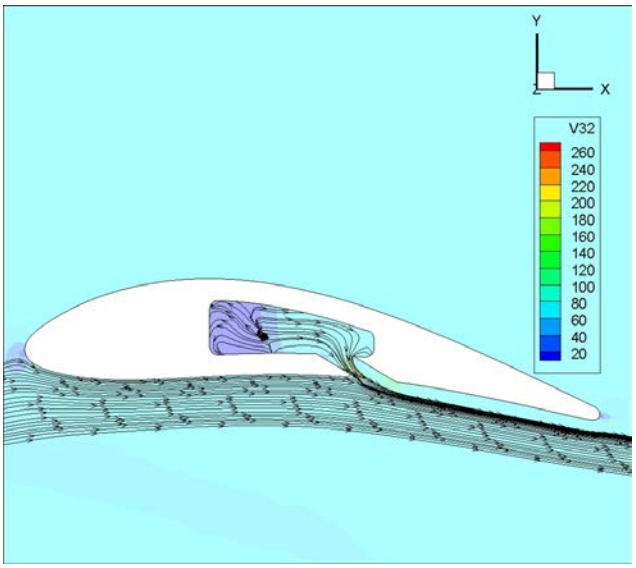


Şekil 3.27 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.26 ve Şekil 3.27'de jet akışının kanatçık yüzeyine etkisini görülmektedir. Daha önce de anlatıldığı gibi farklı durumların birbirleriyle doğru şekilde karşılaştırabilmesi için kanatçık yüzeyindeki kayma gerilmesi büyüklüğünden yararlanılmıştır.

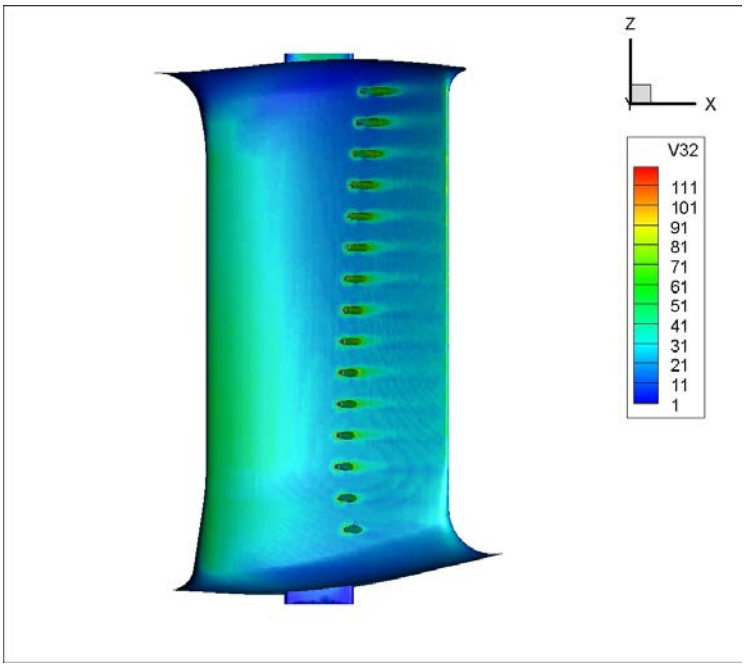
3.2.6 Durum 2 – gerçek koşul

Bu sayısal analizin sınır koşulları daha önce Çizelge 2-3‘te sunulmuştur. Verilen bu sınır koşulları sonucunda bu projenin amacı açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:



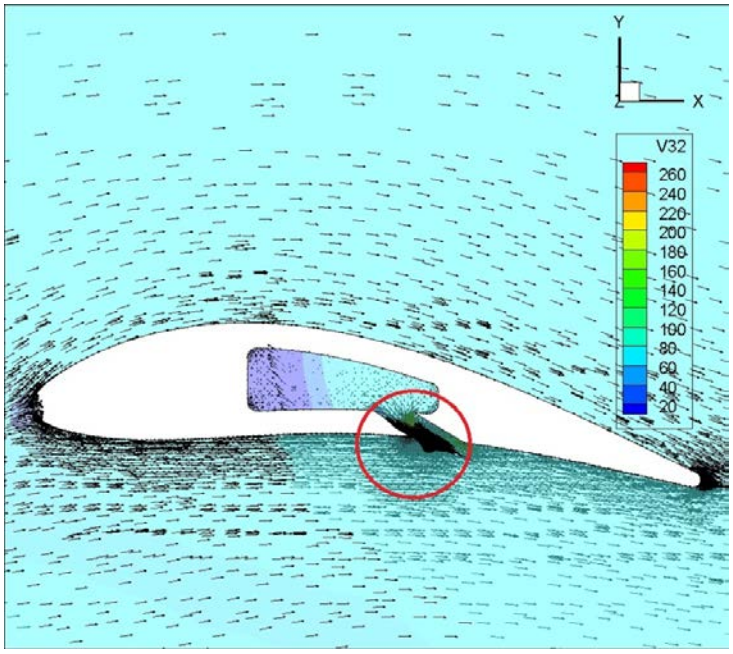
Şekil 3.28 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.28‘de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri sunulmuştur.

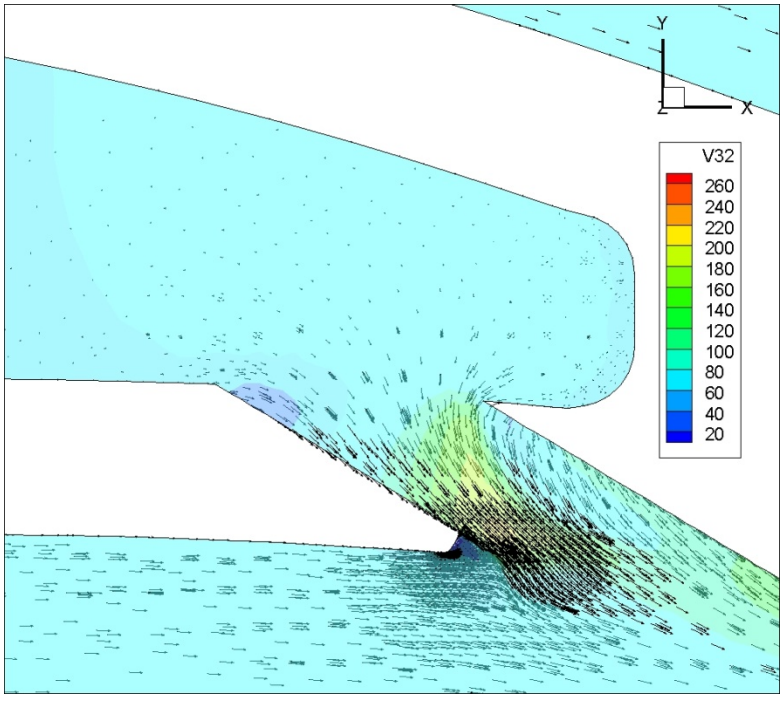


Şekil 3.29 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.29’da jet akışının kanatçık üzerinde olan etkisini gösterilmiştir.



(a)



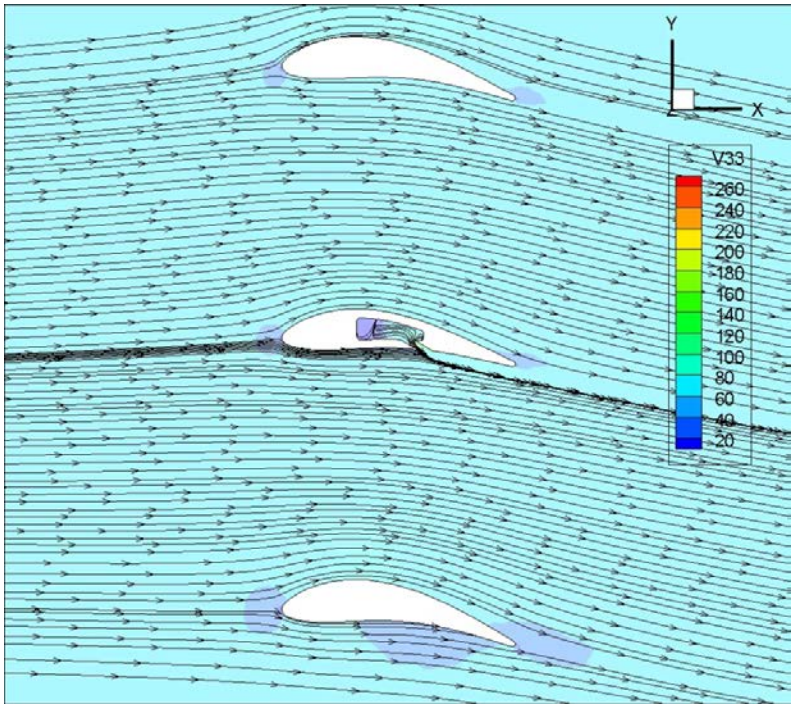
(b)

Şekil 3.30 : 0,8mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin hız vektörleri.

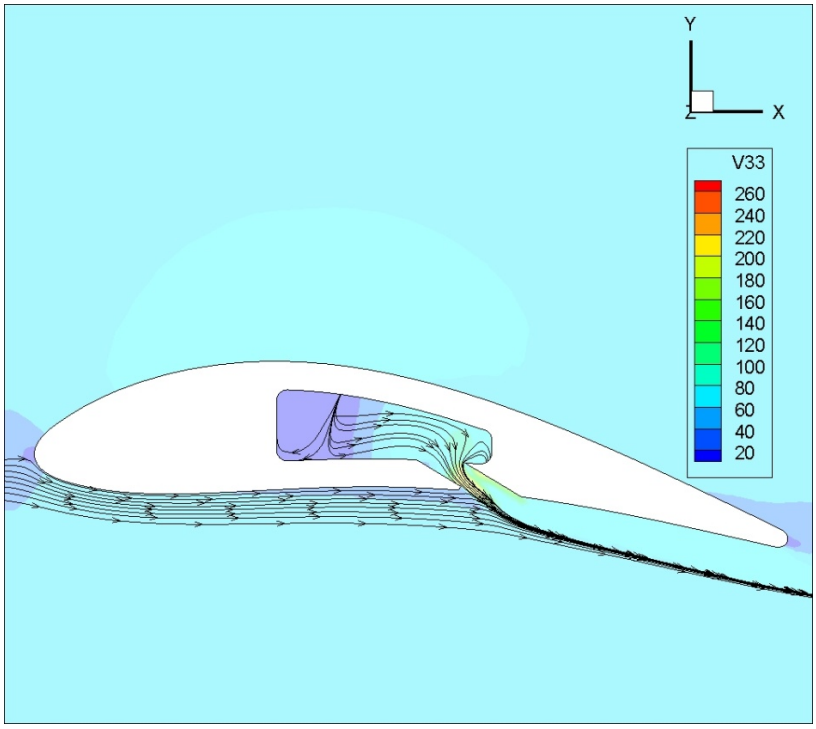
Şekil 3.30b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.

3.3 1,7 mm Yarı Çaplı Pah Kırılmış Model için Sayısal Analiz Sonuçları

3.3.1 Durum 1 – R'

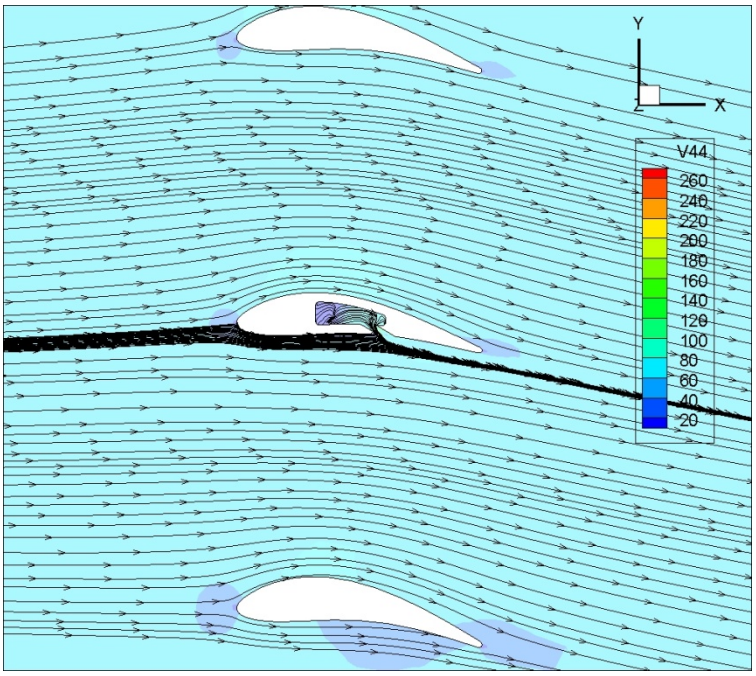


(a)

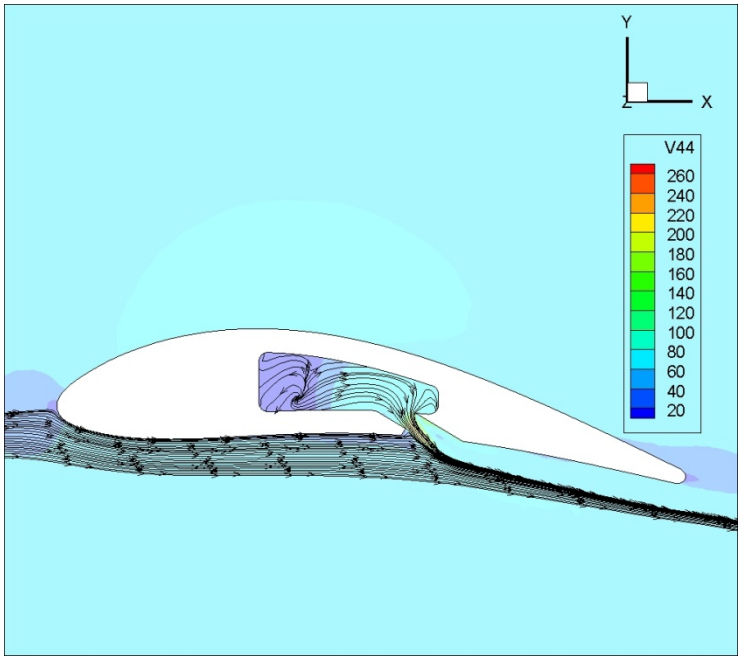


(b)

Şekil 3.31 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinin akım çizgileri.



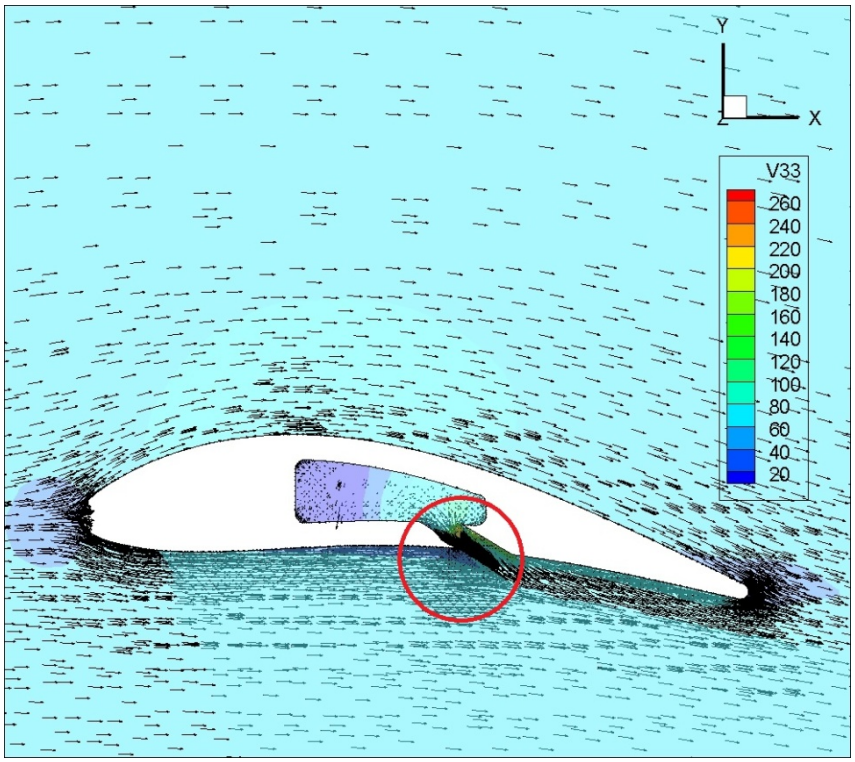
(a)



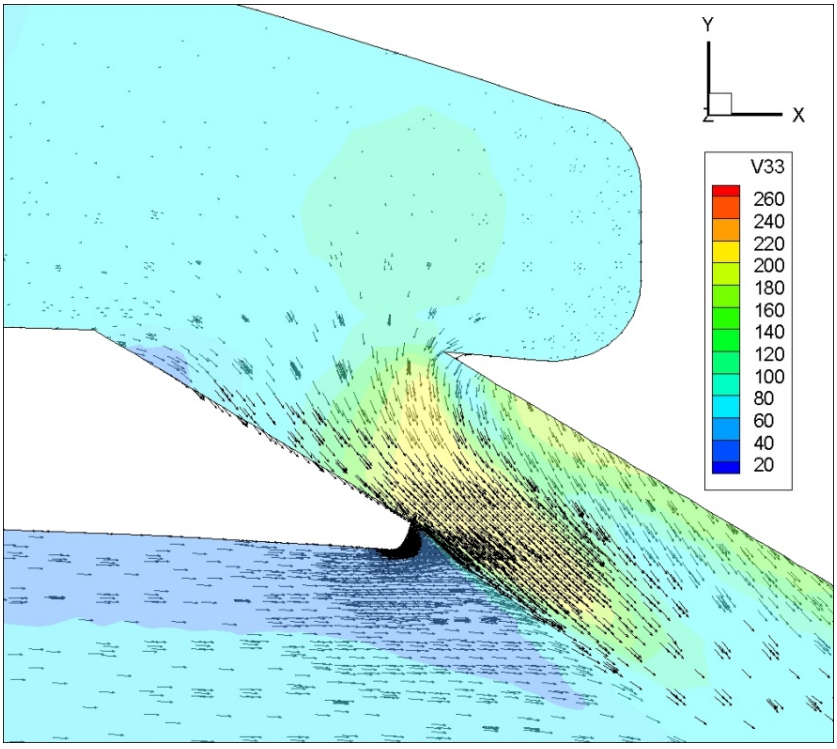
(b)

Şekil 3.32 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.31b ve Şekil 3.32b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

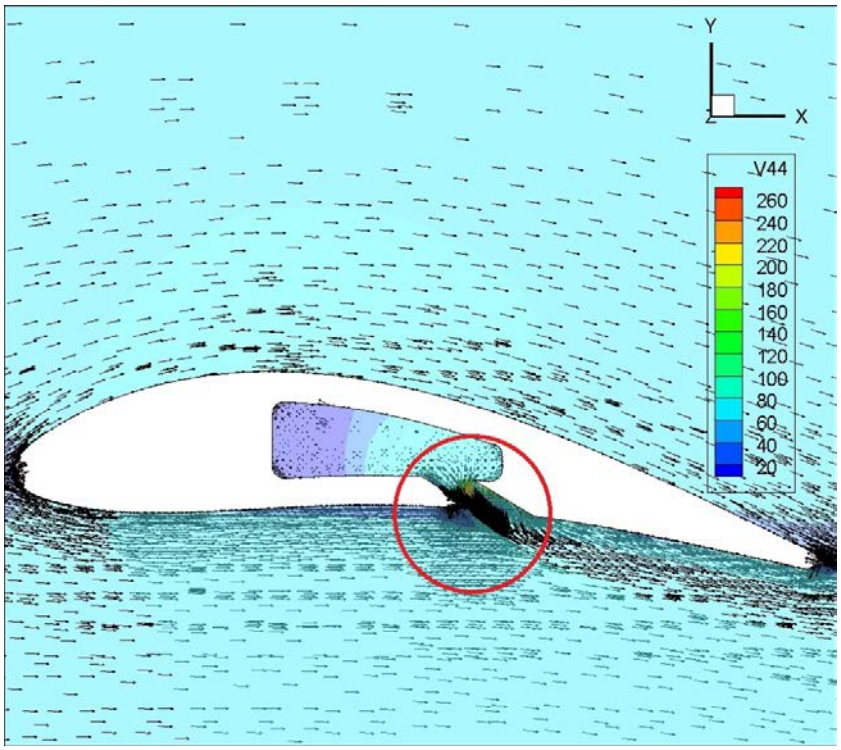


(a)

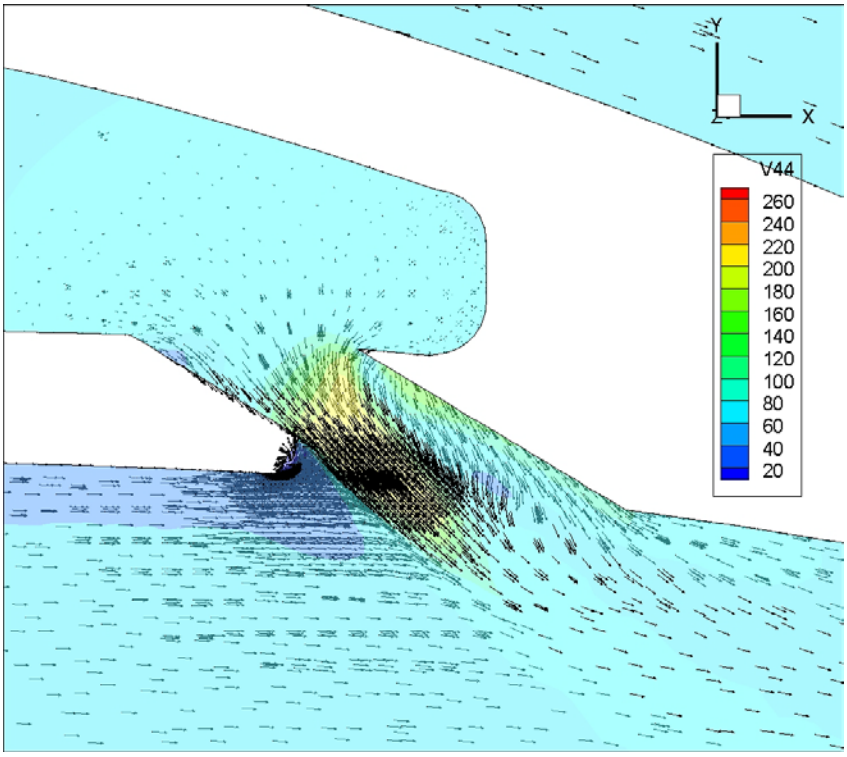


(b)

Şekil 3.33 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinin hız vektörleri.



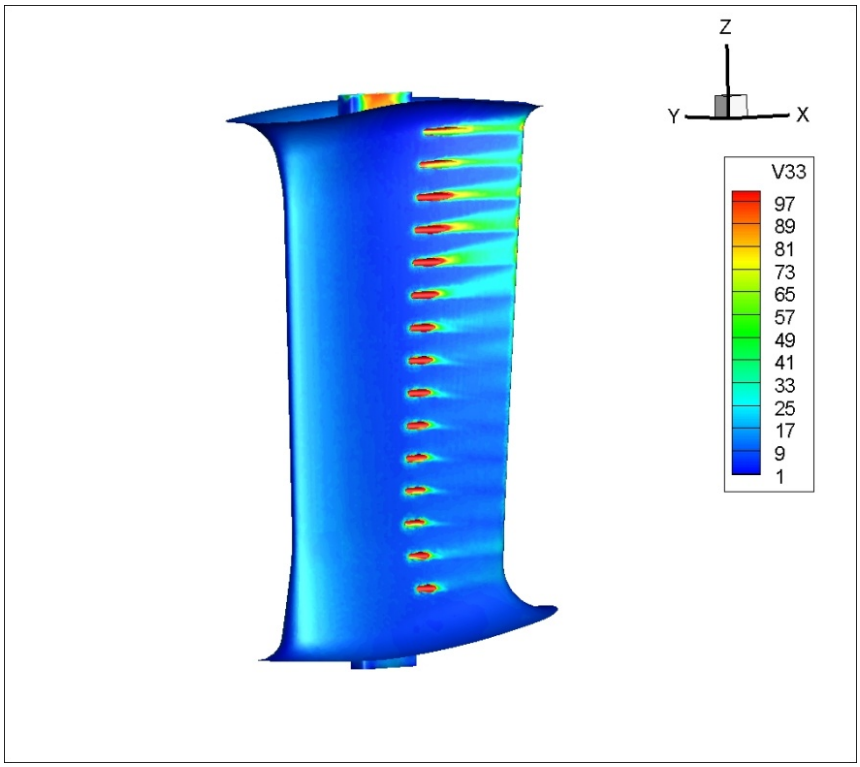
(a)



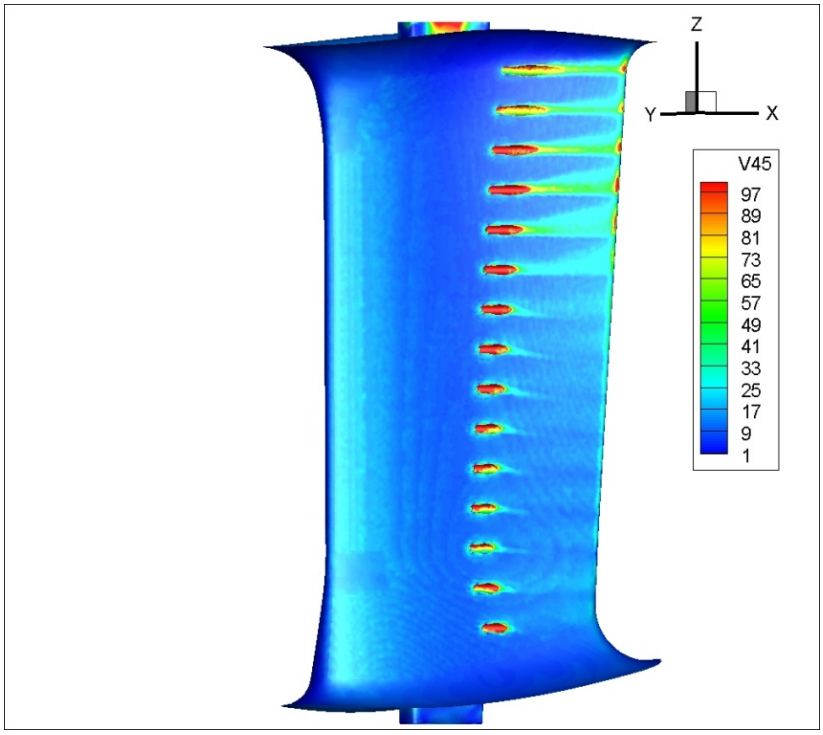
(b)

Şekil 3.34 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.33b ve Şekil 3.34b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.35 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

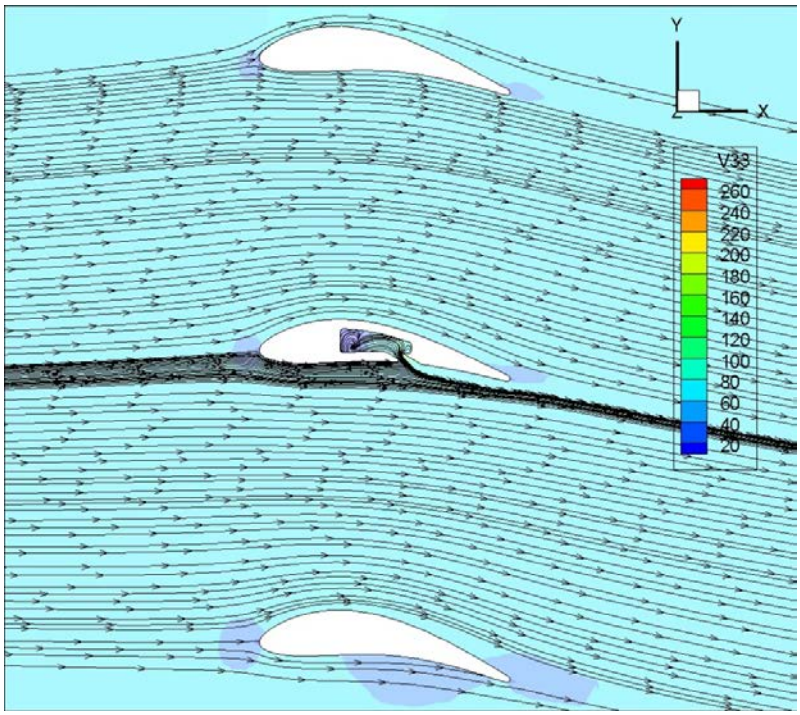


Şekil 3.36 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

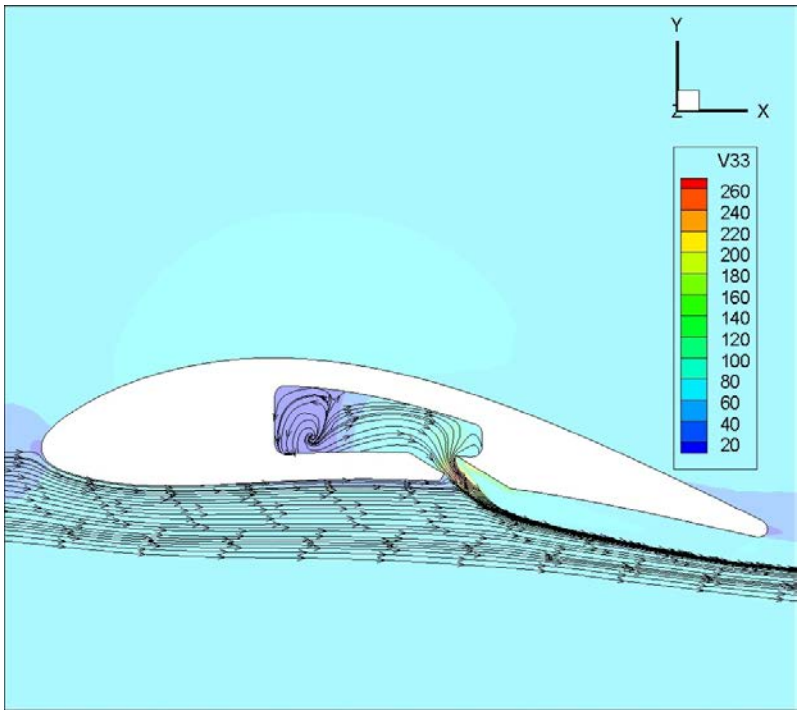
Şekil 3.35 ve Şekil 3.36'da jet akışının kanatçık yüzeyine olan etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.

3.3.2 Durum 1 – R''

Verilen sınır koşulları sonucunda çalışmanın amacı açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:

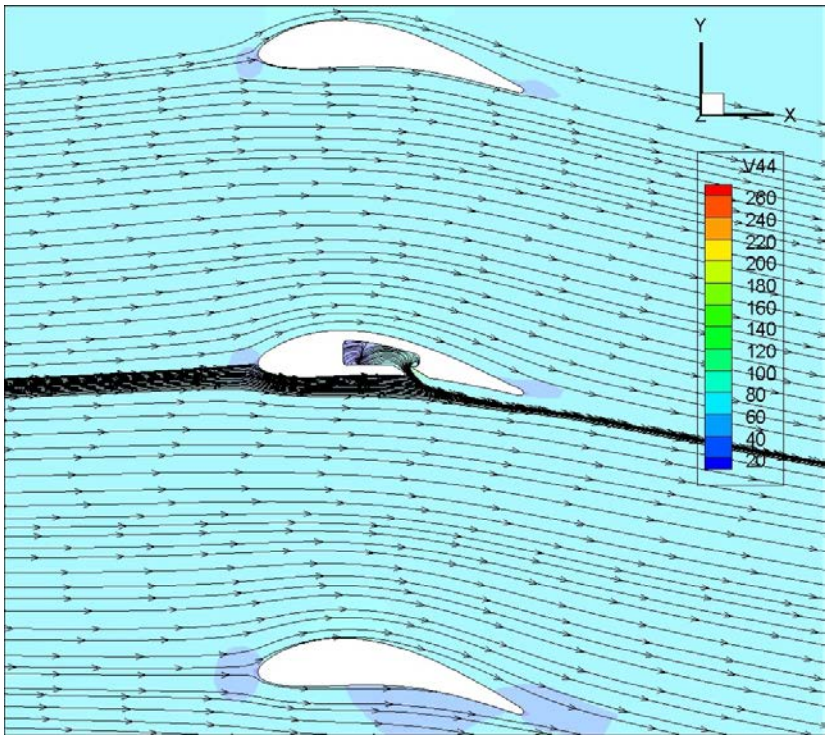


(a)

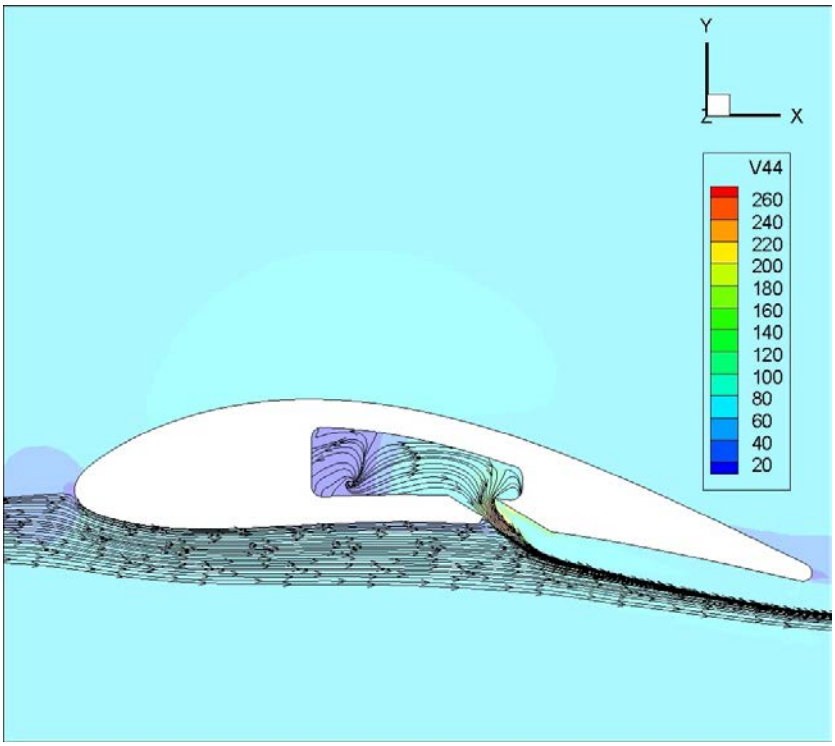


(b)

Şekil 3.37 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinin akım çizgileri.



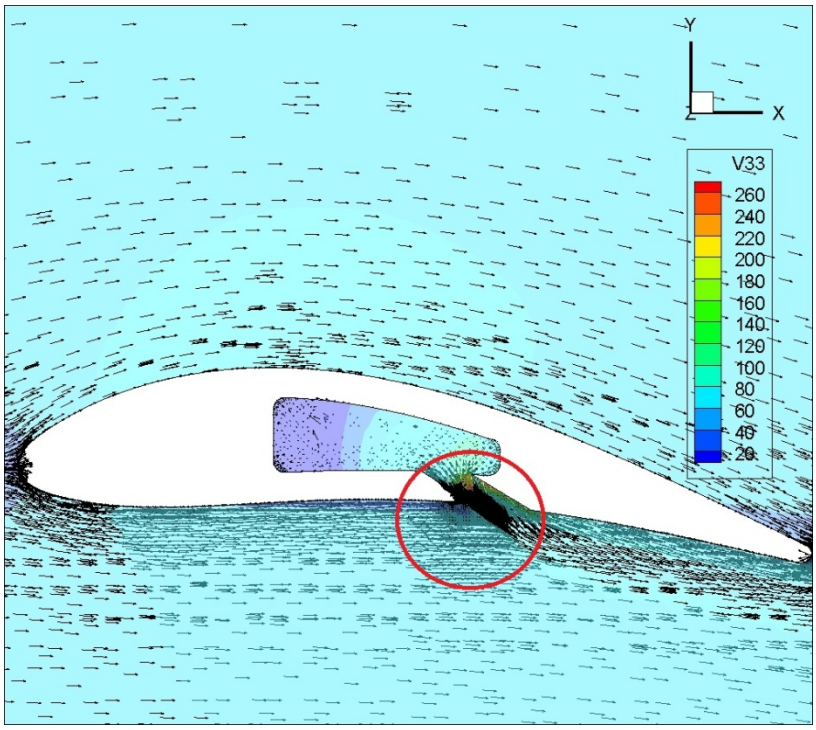
(a)



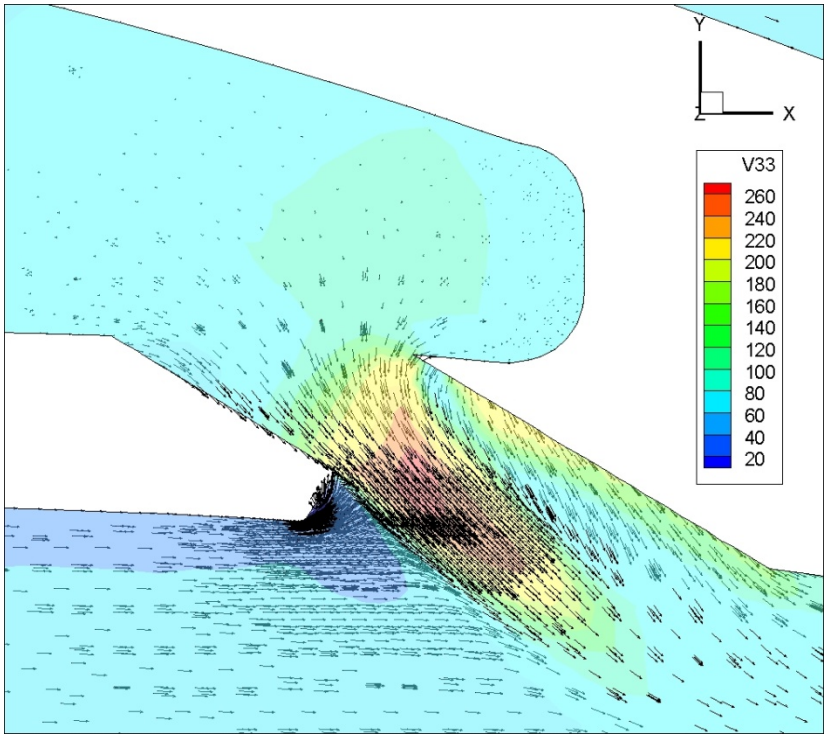
(b)

Şekil 3.38 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.37b ve Şekil 3.38b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

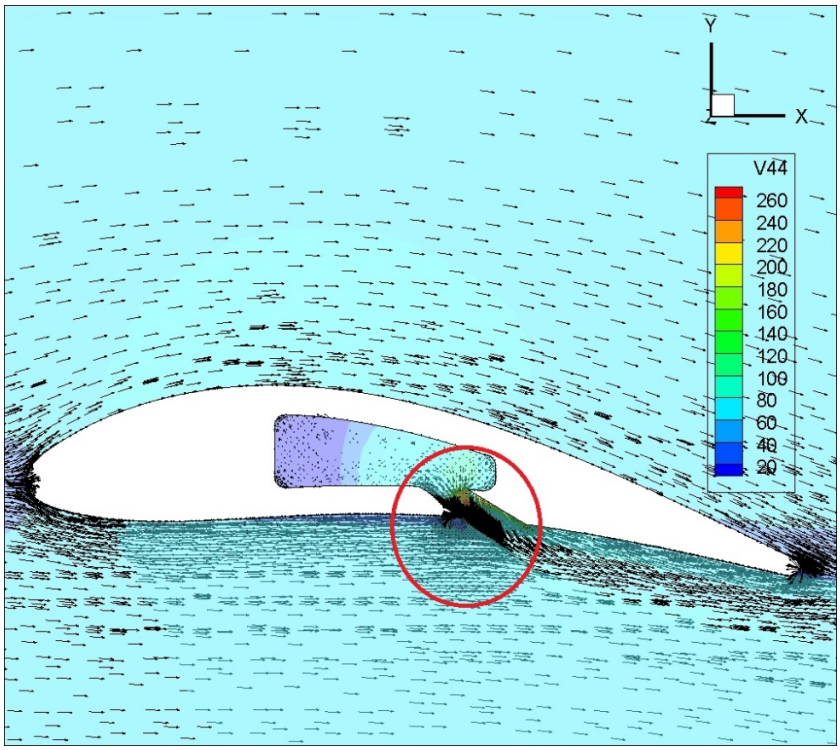


(a)

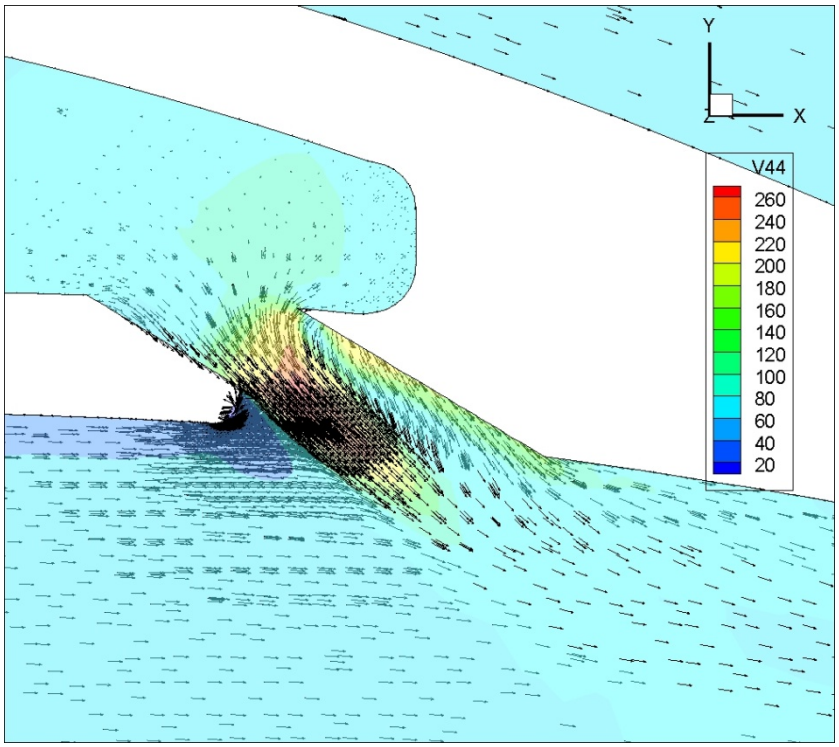


(b)

Şekil 3.39 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinin hız vektörleri.



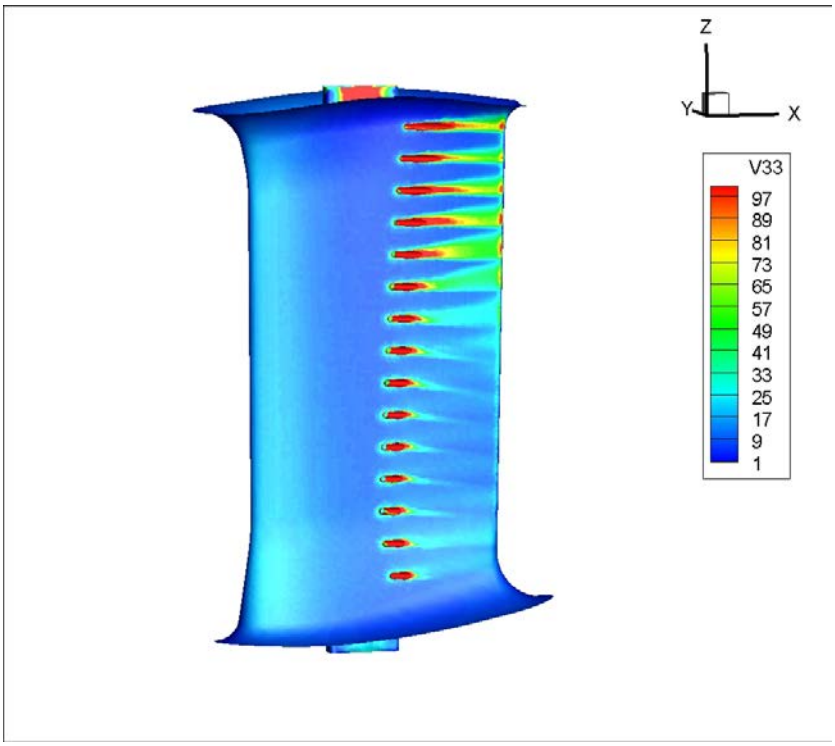
(a)



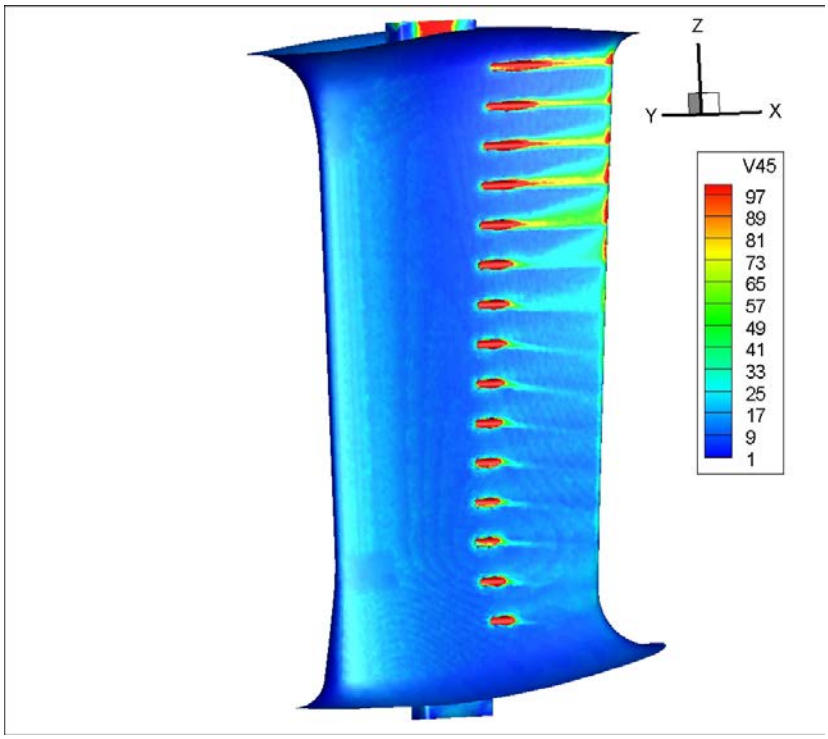
(b)

Şekil 3.40 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.39b ve Şekil 3.40b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.41 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

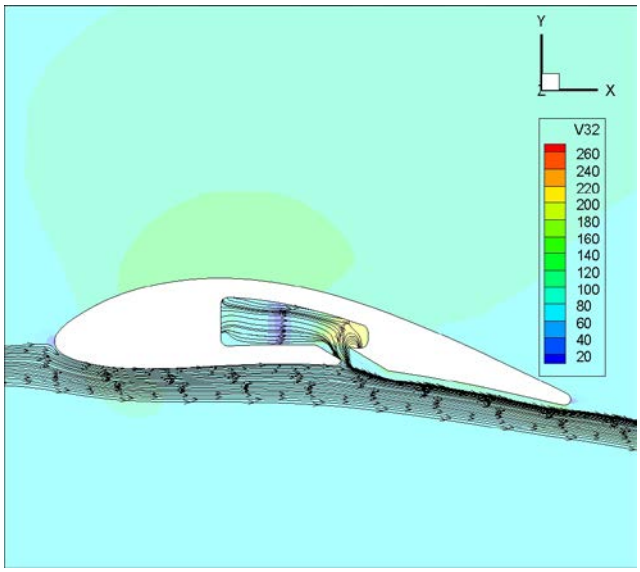


Şekil 3.42 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.41 ve Şekil 3.42'de jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi gösterilmiştir. Bu etkiyi göstermek için yüzey kayma gerilmesinden yararlanılmıştır.

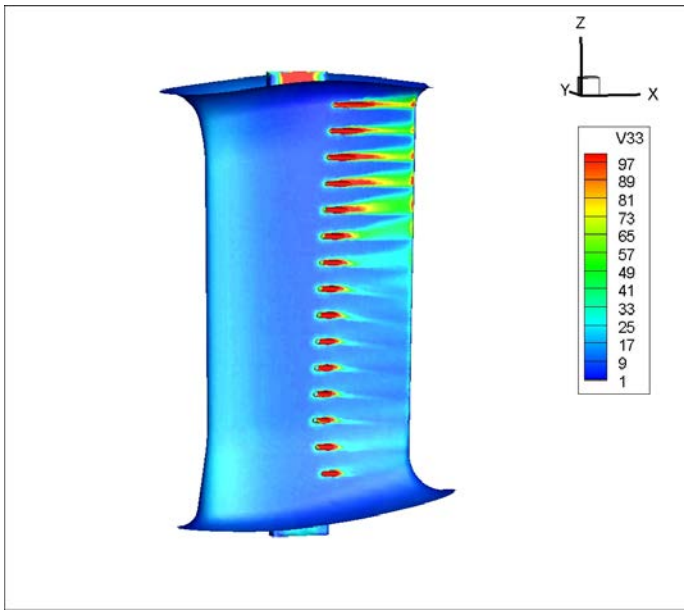
3.3.3 Durum 1 – gerçek koşul

Bu sayısal analizin sınır koşulları daha önce Çizelge 2-3‘te sunulmuştur. Verilen bu sınır koşulları sonucunda bu çalışmanın amacı açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:



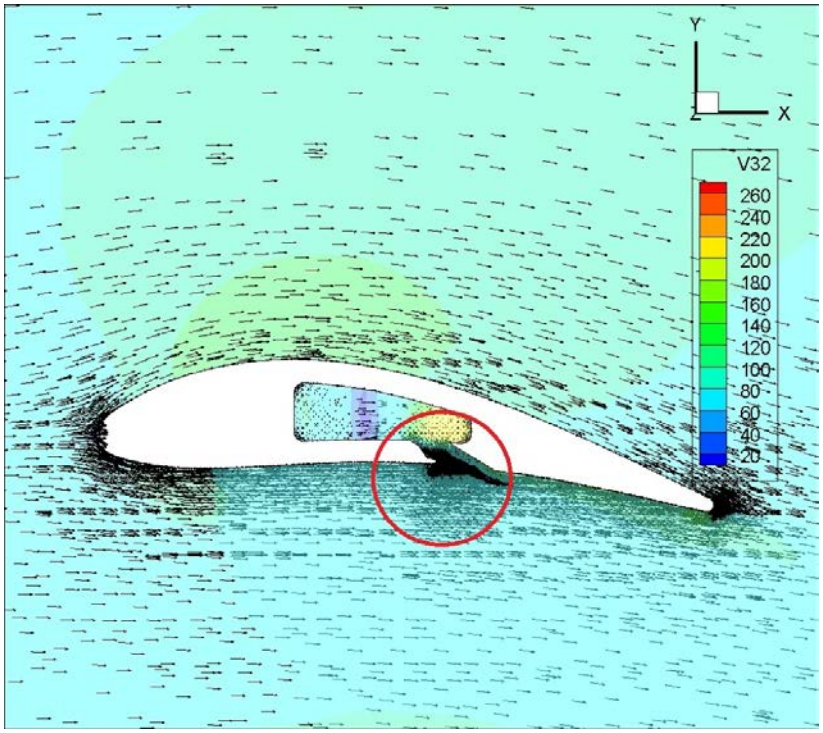
Şekil 3.43 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.43b ‘de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

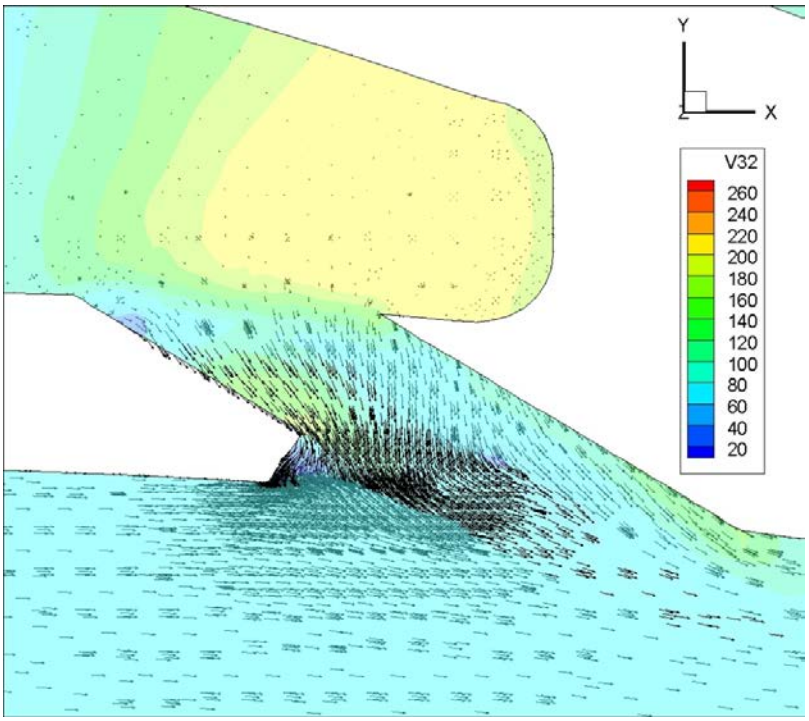


Şekil 3.44 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.44’te jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.



(a)

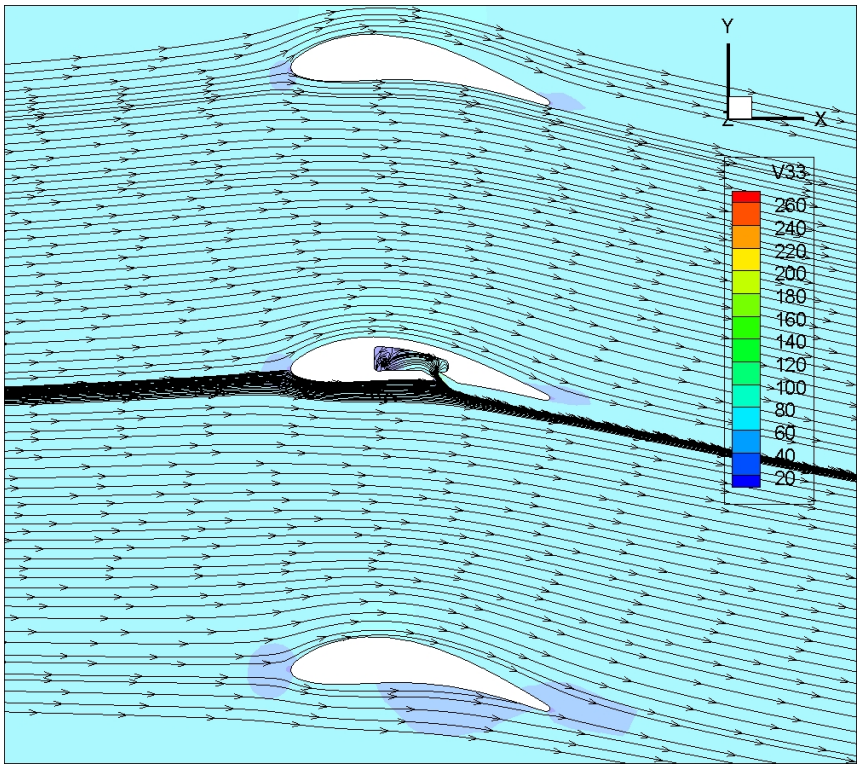


(b)

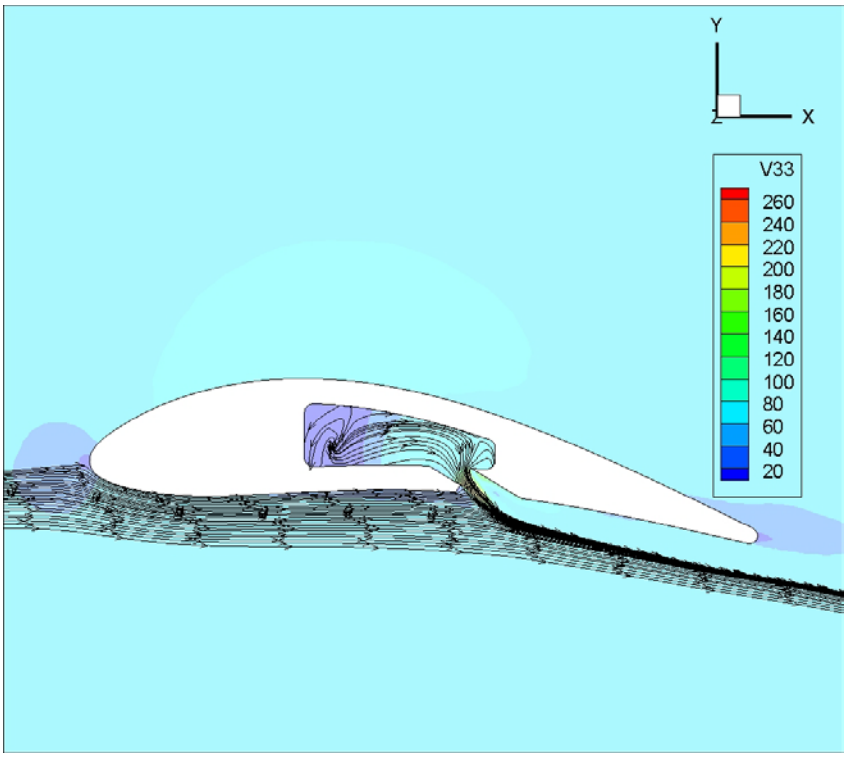
Şekil 3.45 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek k-ε analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.45b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.

3.3.4 Durum 2 – R'

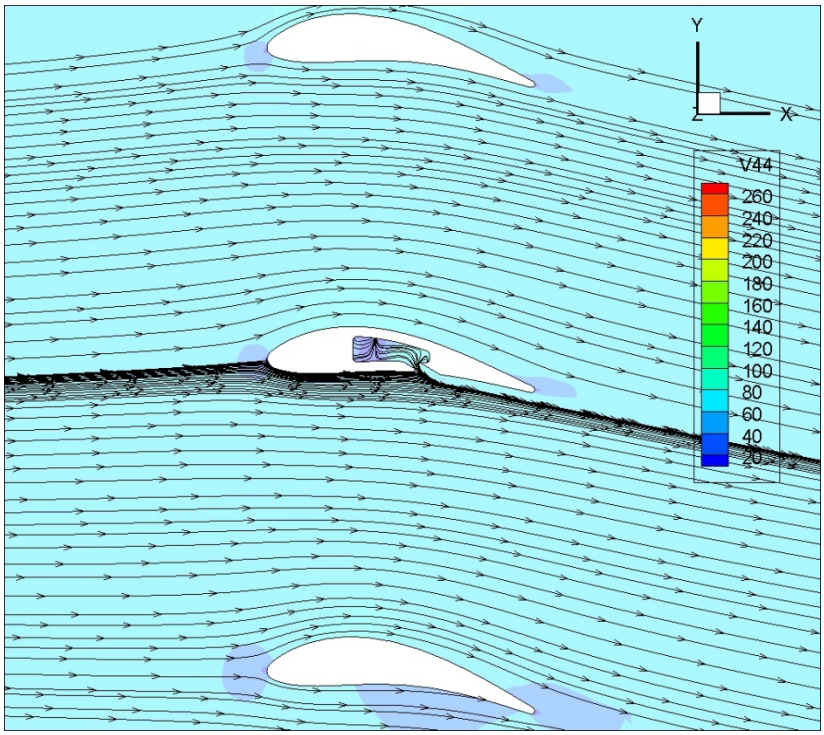


(a)

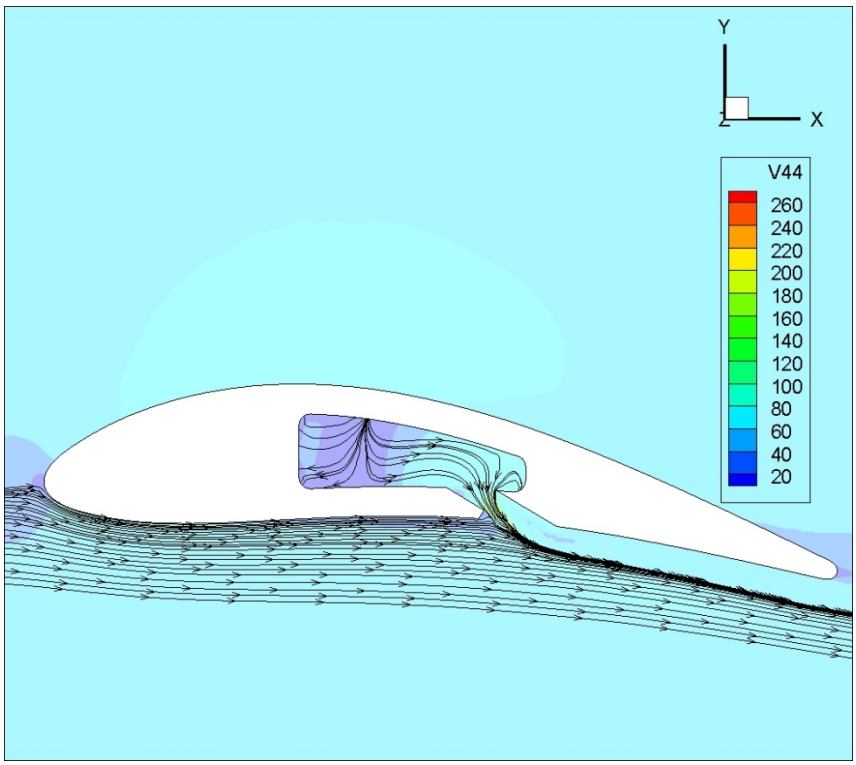


(b)

Şekil 3.46 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', k-ε analizinin akım çizgileri.



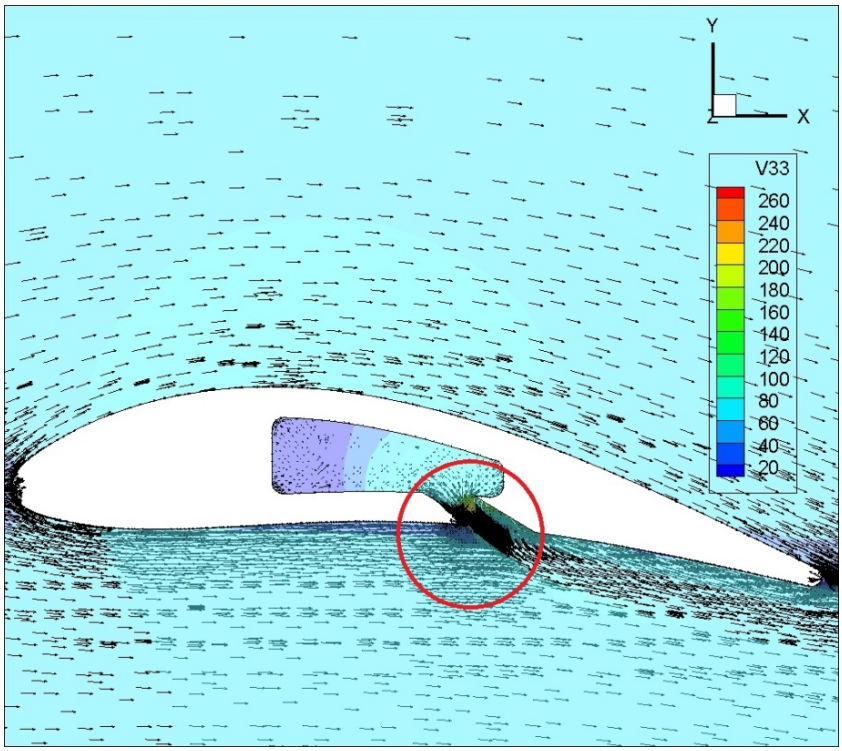
(a)



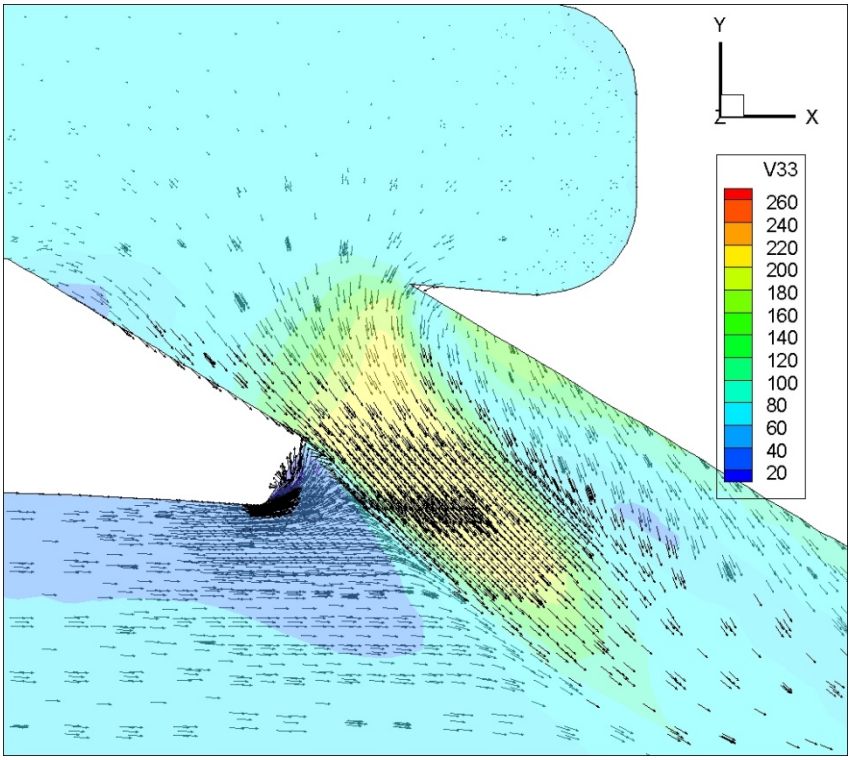
(b)

Şekil 3.47 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.46b ve Şekil 3.47b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

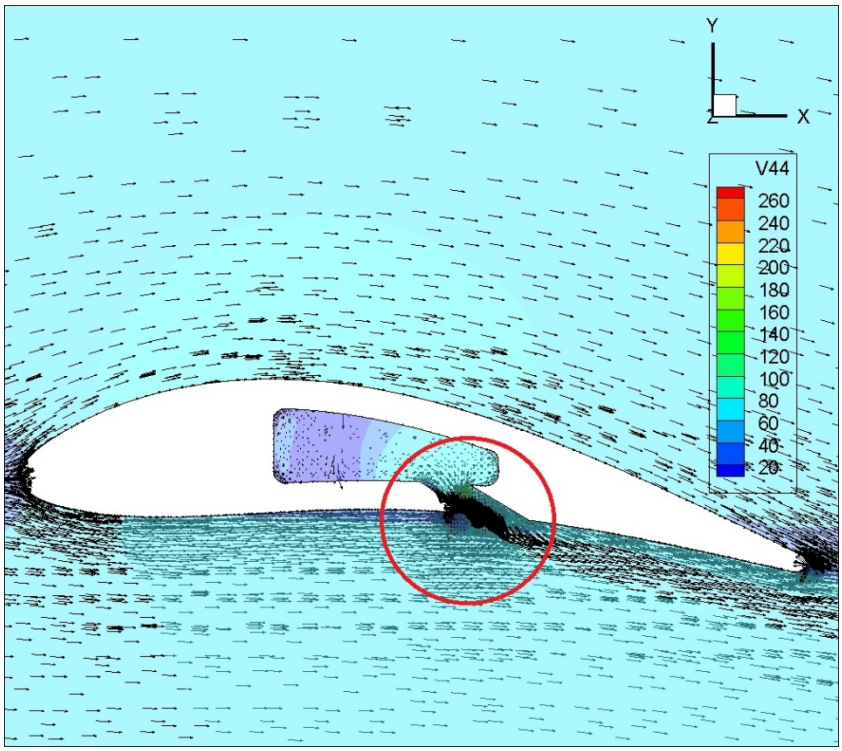


(a)

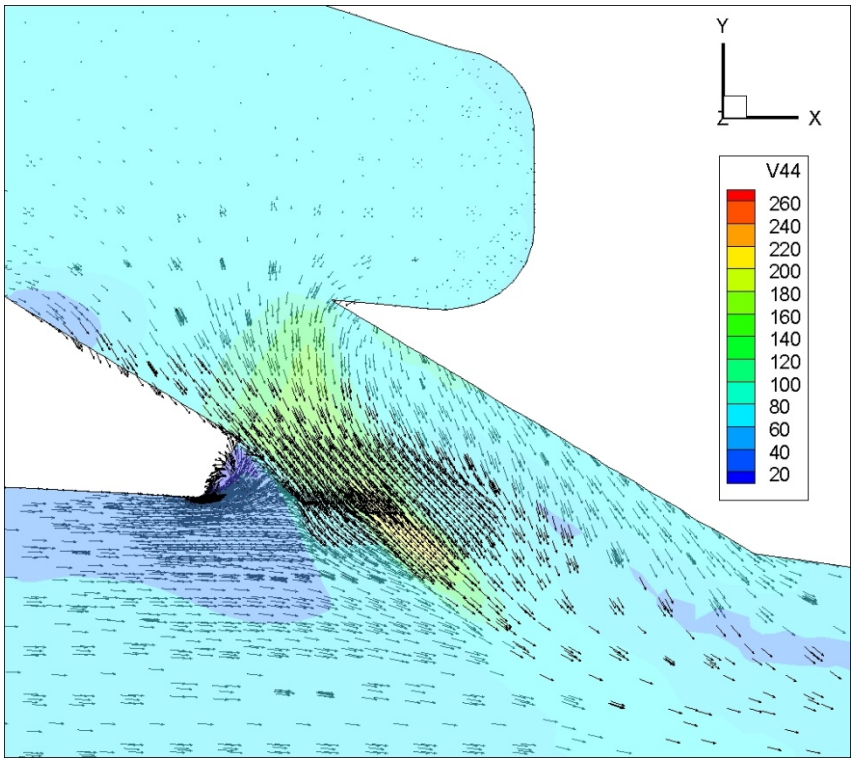


(b)

Şekil 3.48 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', k-ε analizinin hız vektörleri.



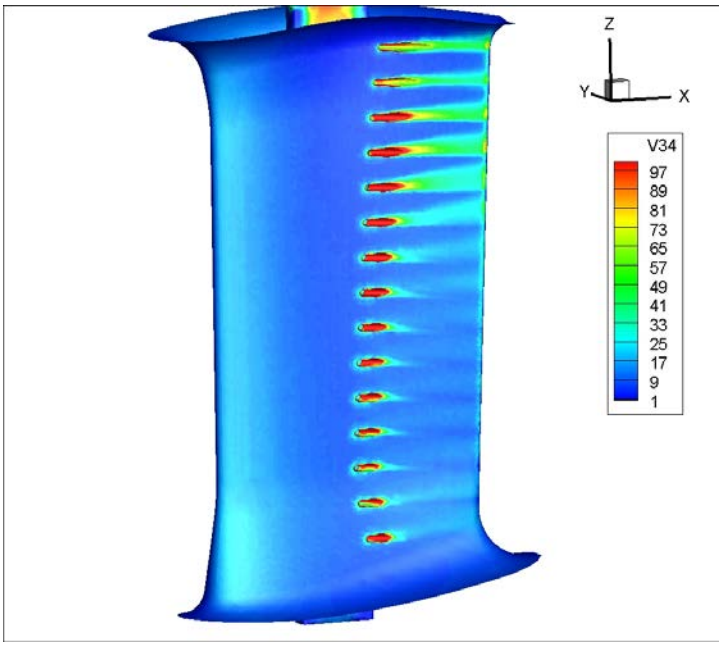
(a)



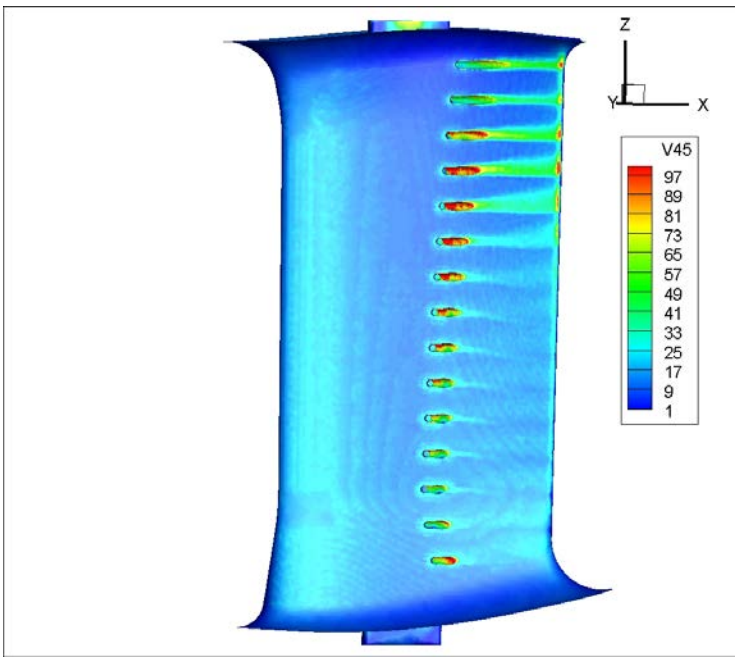
(b)

Şekil 3.49 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.48b ve Şekil 3.49b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.50 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

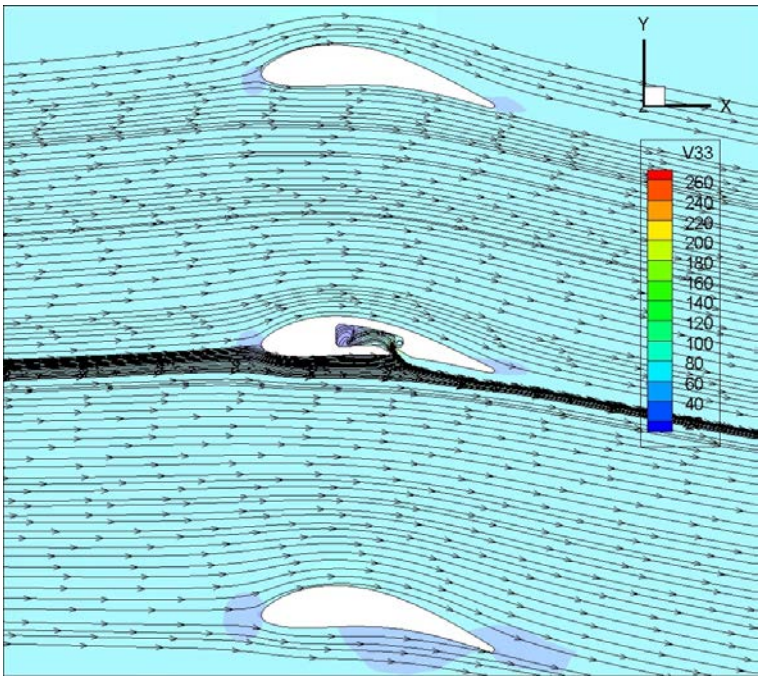


Şekil 3.51 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

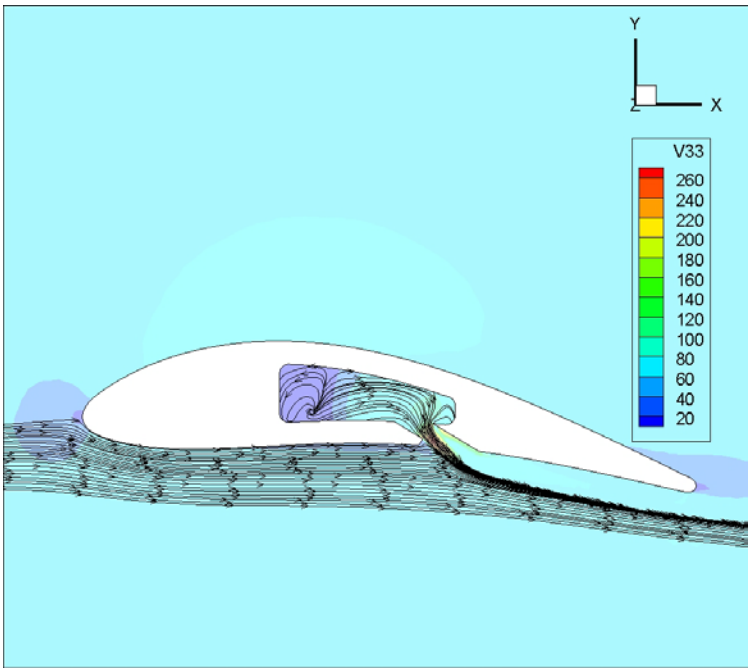
Şekil 3.50 ve Şekil 3.51'de jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.

3.3.5 Durum 2 – R''

Verilen sınır koşulları sonucunda çalışmanın amacı açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:

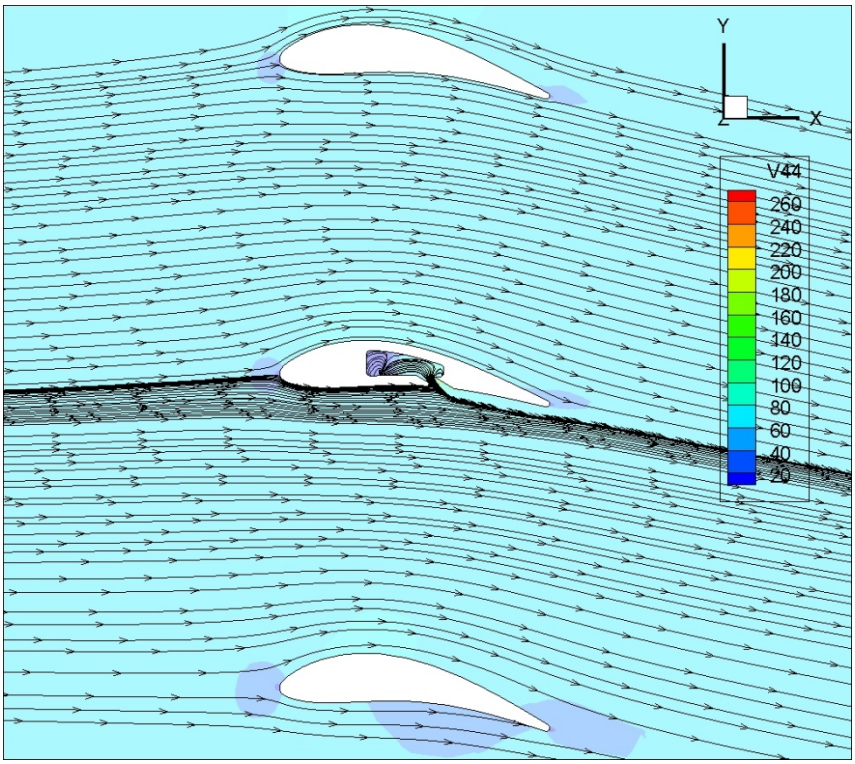


(a)

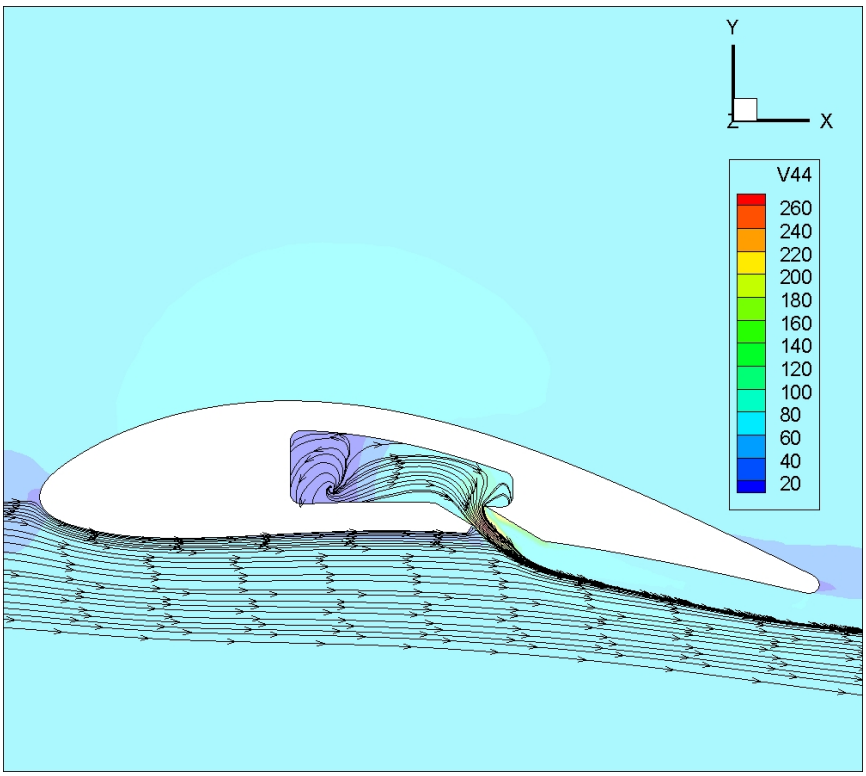


(b)

Şekil 3.52 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", k-ε analizinin akım çizgileri.



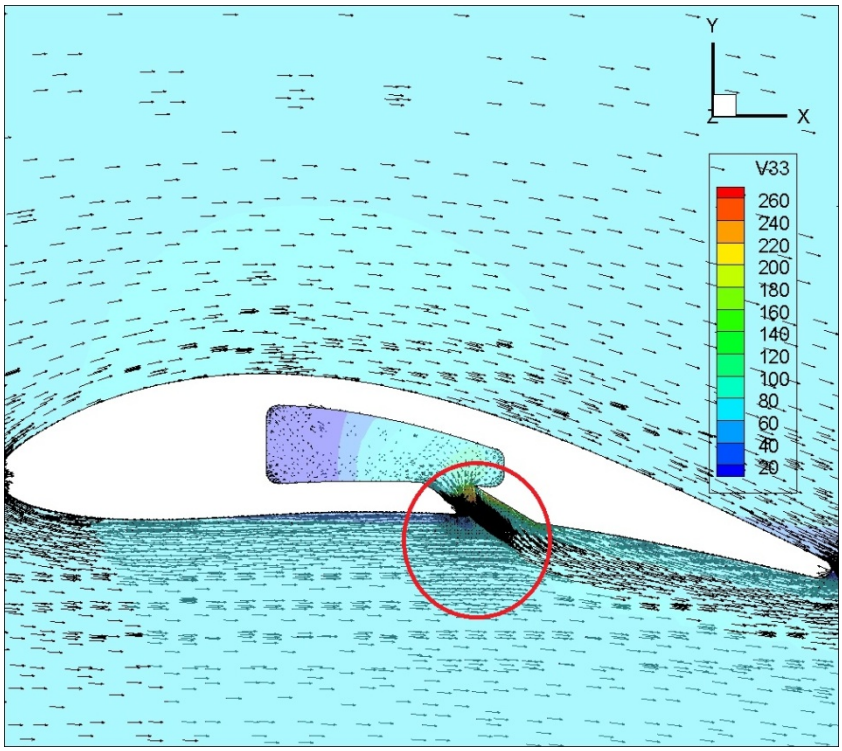
(a)



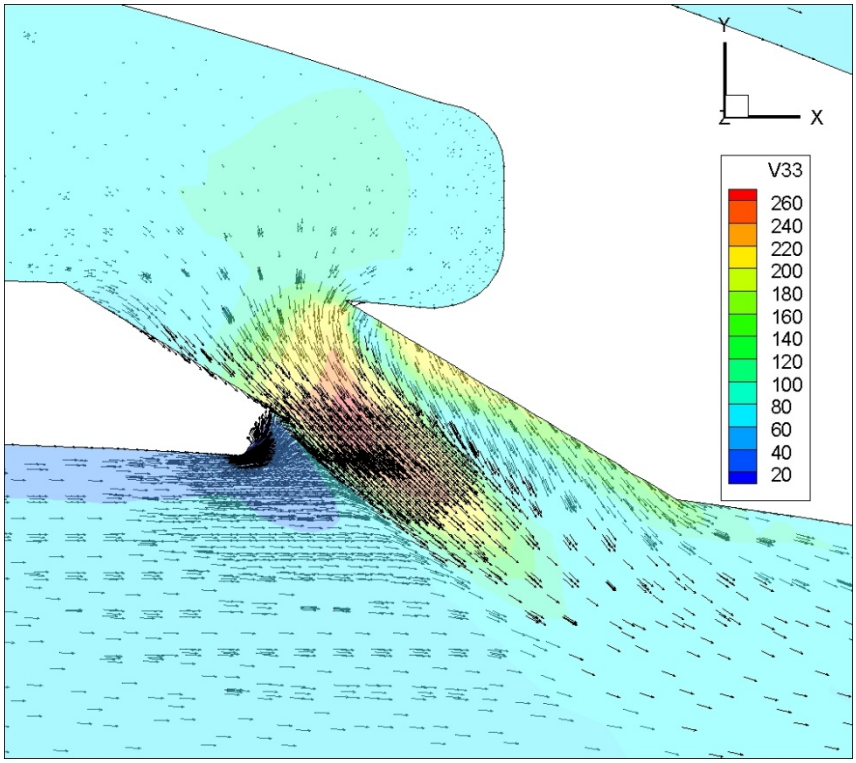
(b)

Şekil 3.53 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.52b ve Şekil3.53b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

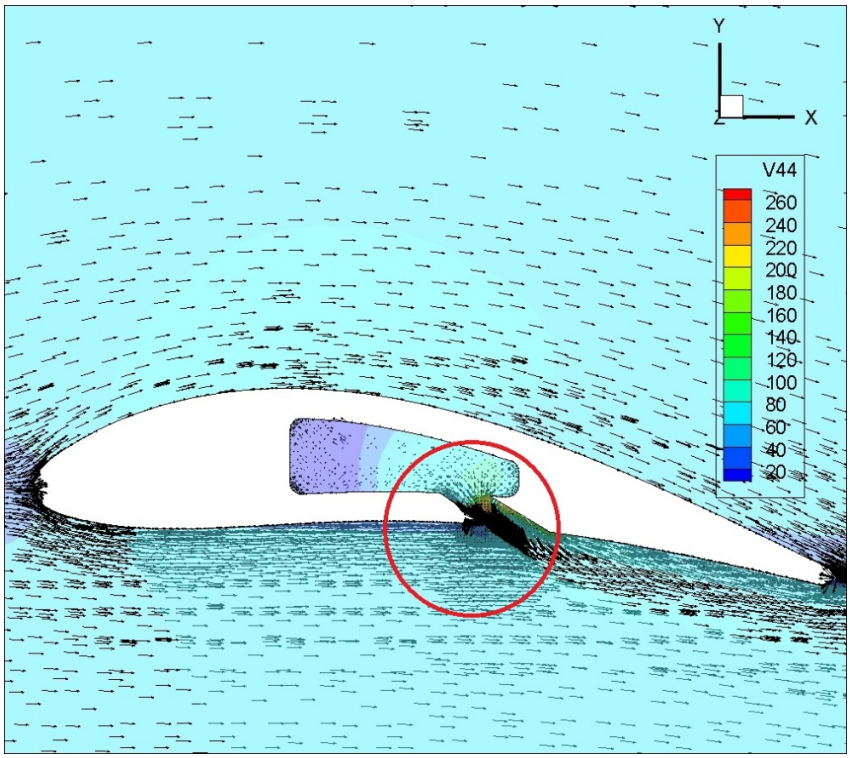


(a)

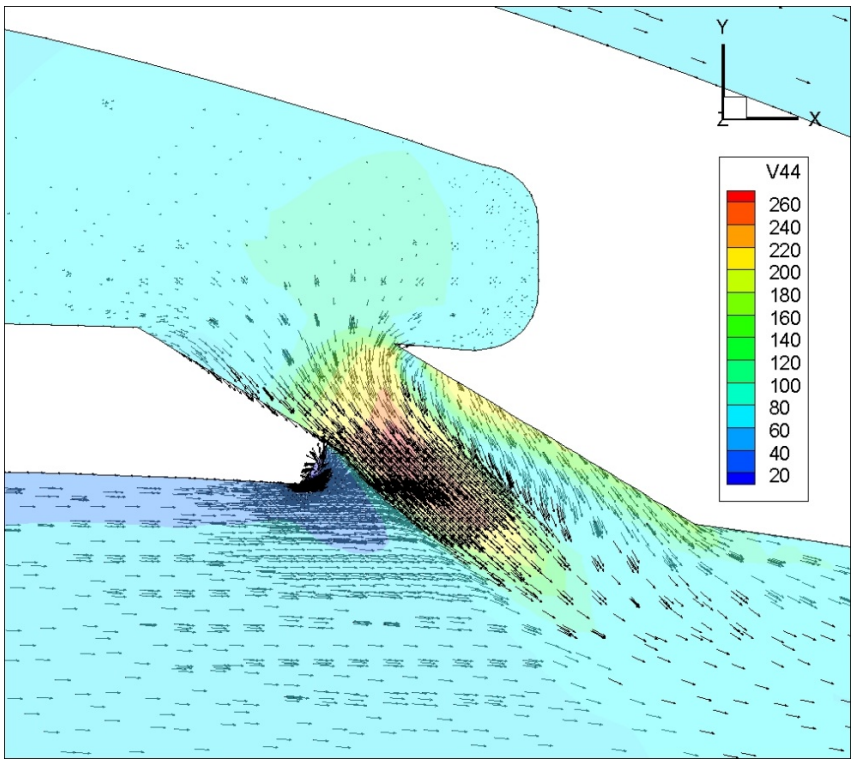


(b)

Şekil 3.54 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", k-ε analizinin hız vektörleri.



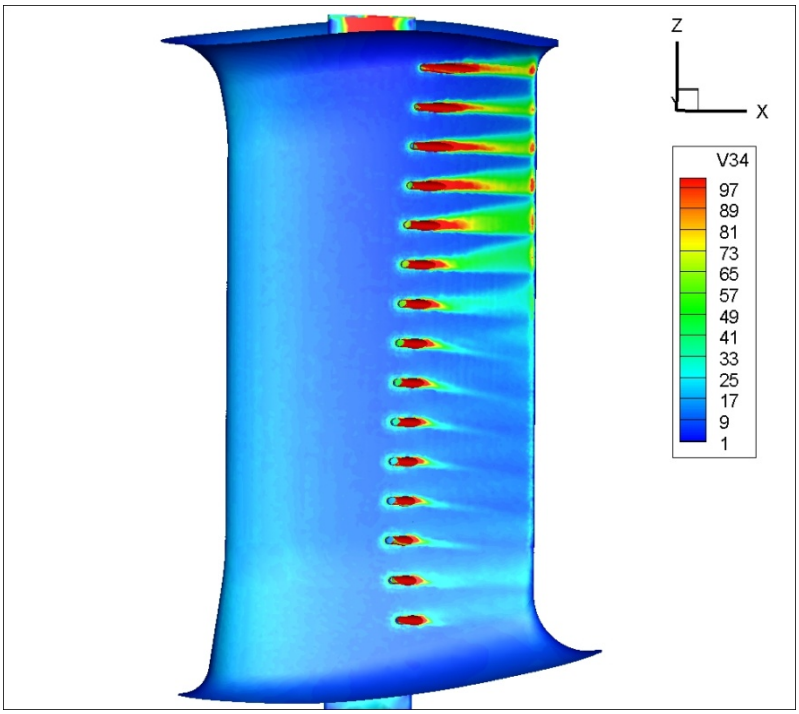
(a)



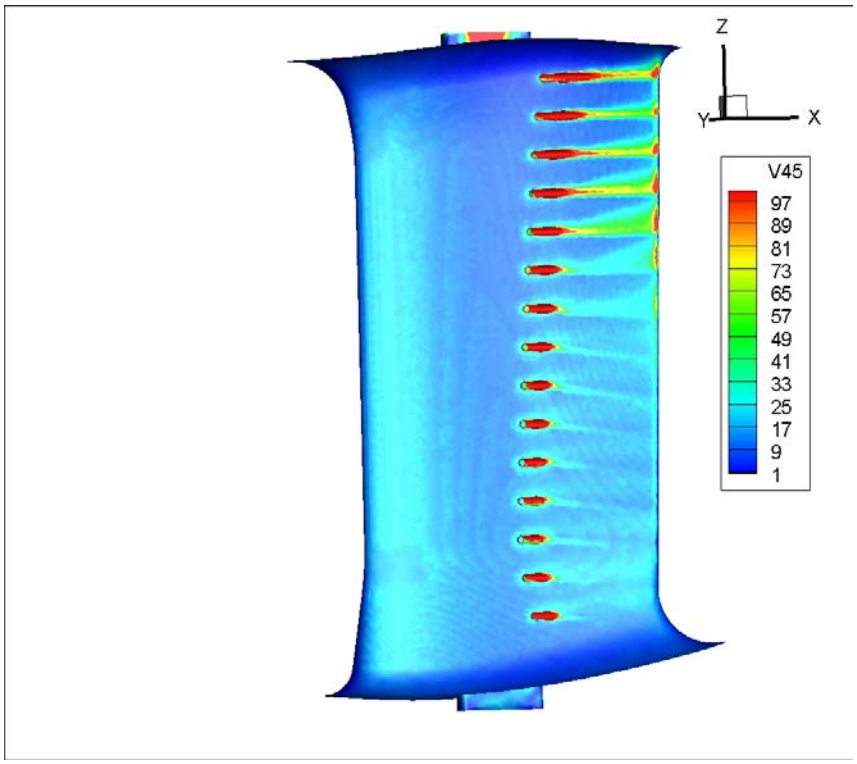
(b)

Şekil 3.55 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.54b ve Şekil 3.55b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.56 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", k-ε kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

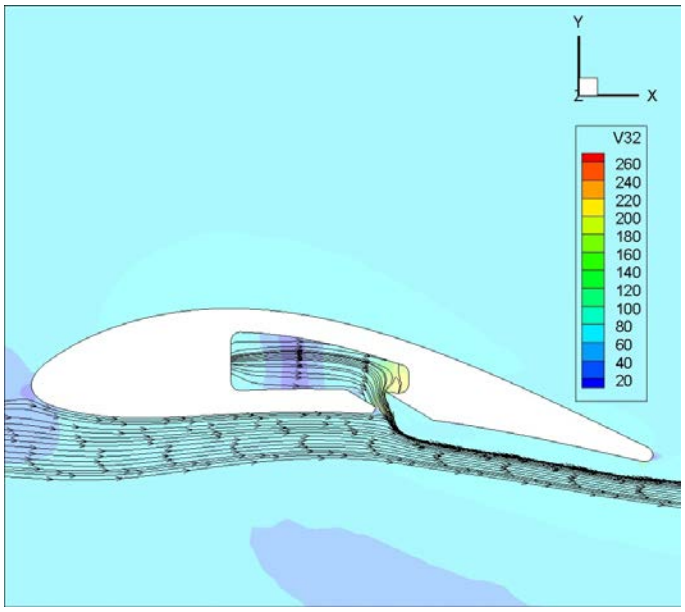


Şekil 3.57 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2– R", LES kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.56 ve Şekil 3.57'de jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.

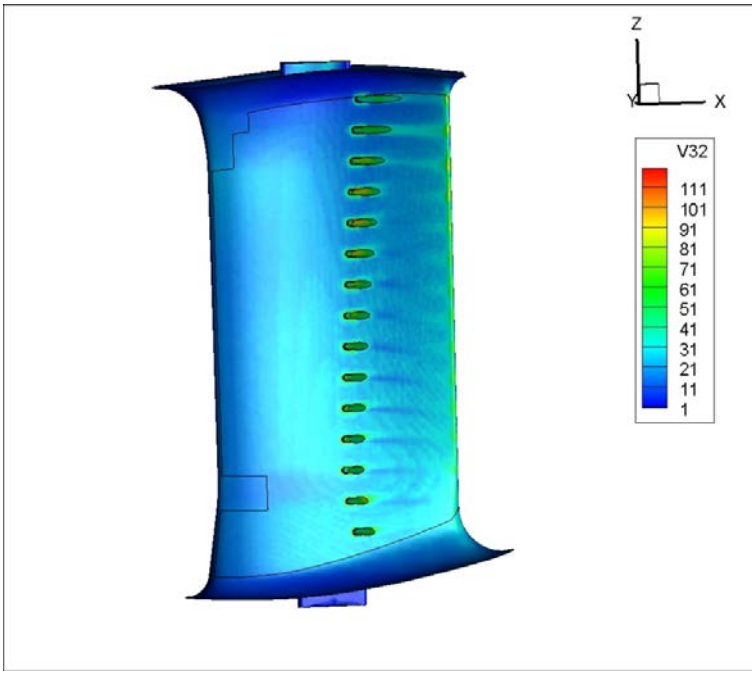
3.3.6 Durum 2 – gerçek koşul

Bu sayısal analizin sınır koşulları daha önce Çizelge 2-3‘te sunulmuştur. Verilen bu sınır koşulları sonucunda çalışmanın amacı açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:

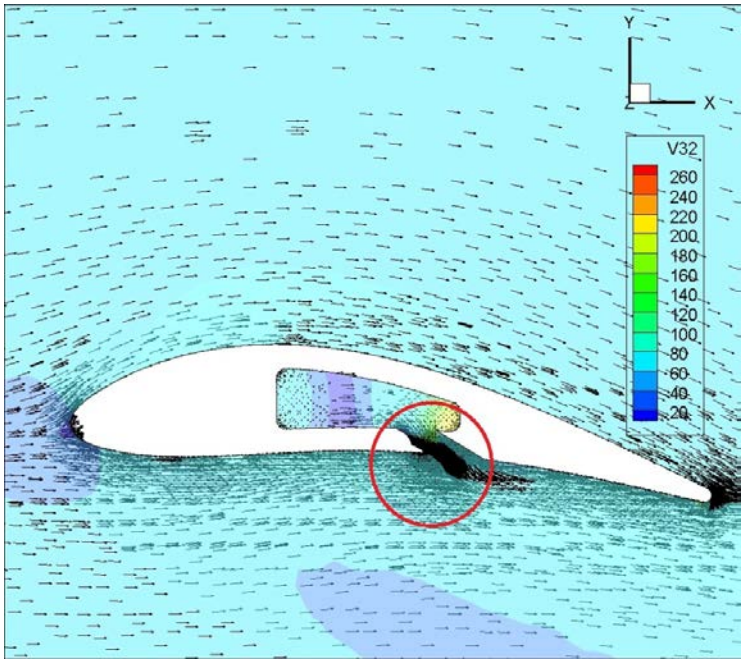


Şekil 3.58 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri.

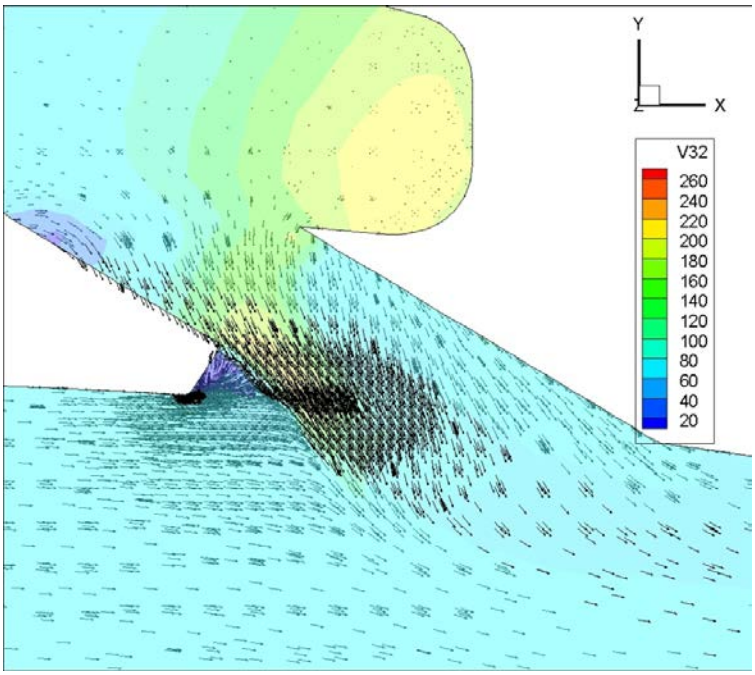
Şekil 3.58b ‘de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.



Şekil 3.59 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.



(a)



(b)

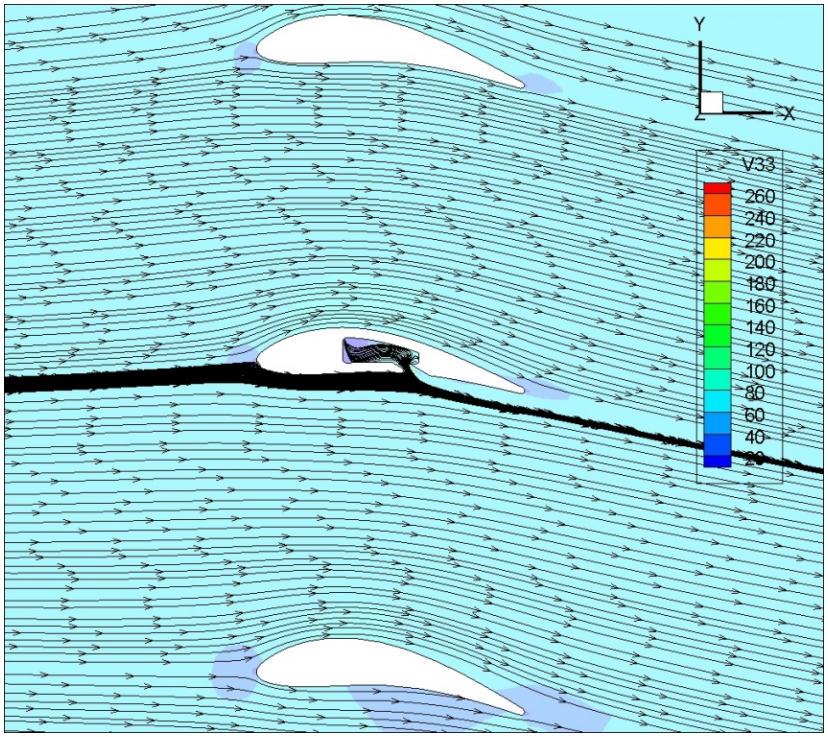
Şekil 3.60 : 1,7mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.60b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.

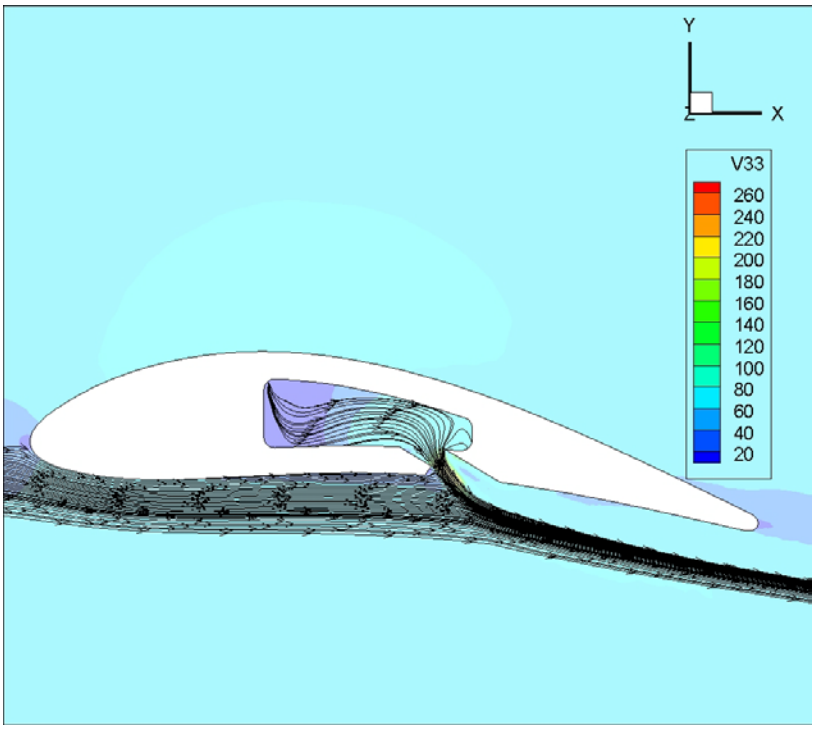
Şekil 3.60'da jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.

3.4 2,0 mm Yarı Çaplı Pah Kırılmış Model için Sayısal Analiz Sonuçları

3.4.1 Durum 1 – R'

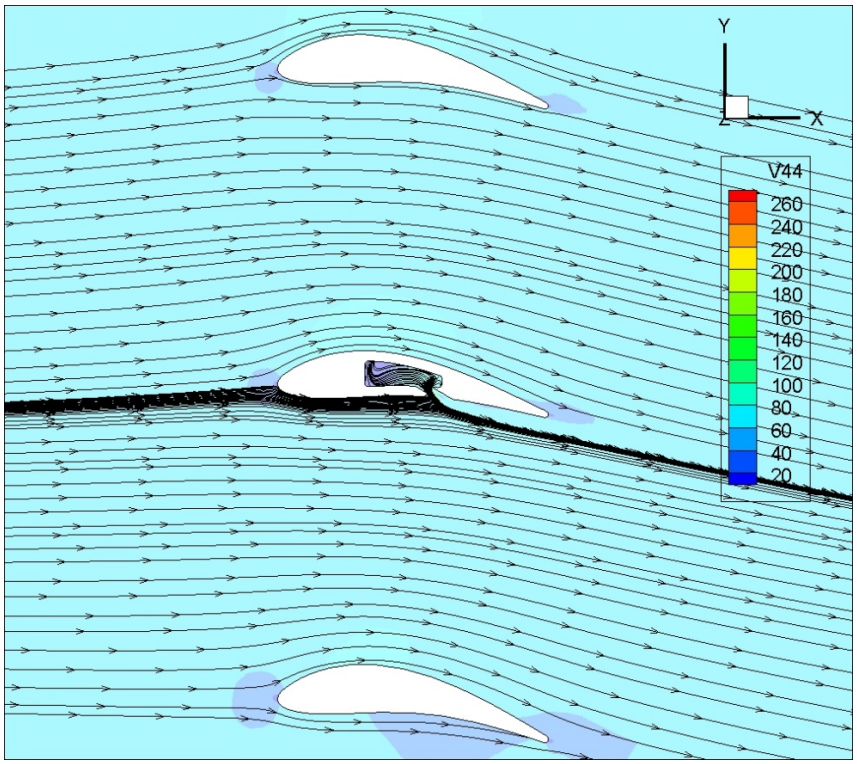


(a)

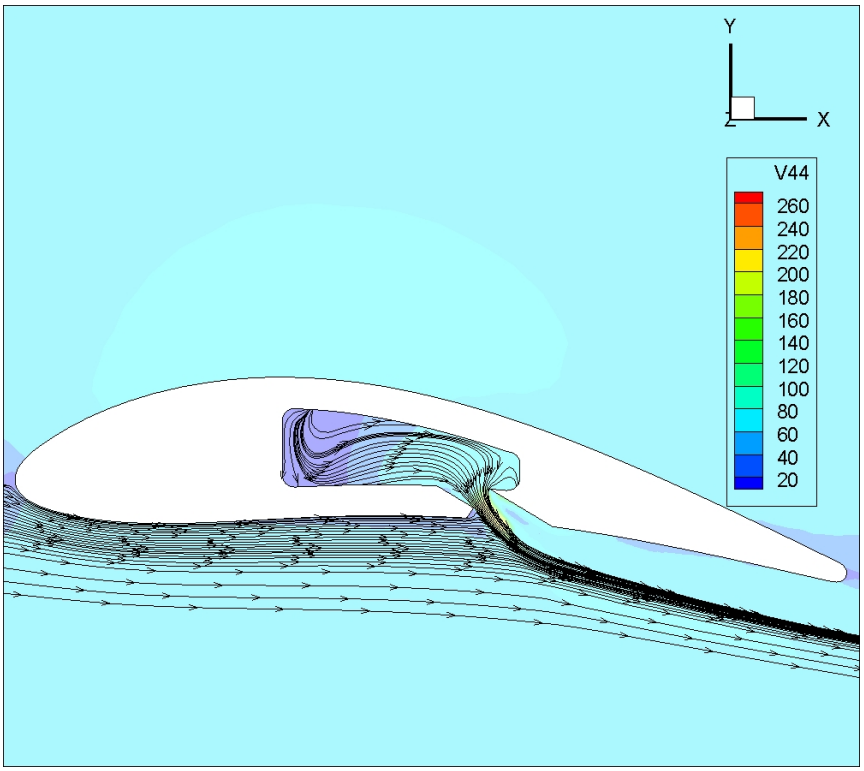


(b)

Şekil 3.61 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinin akım çizgileri.



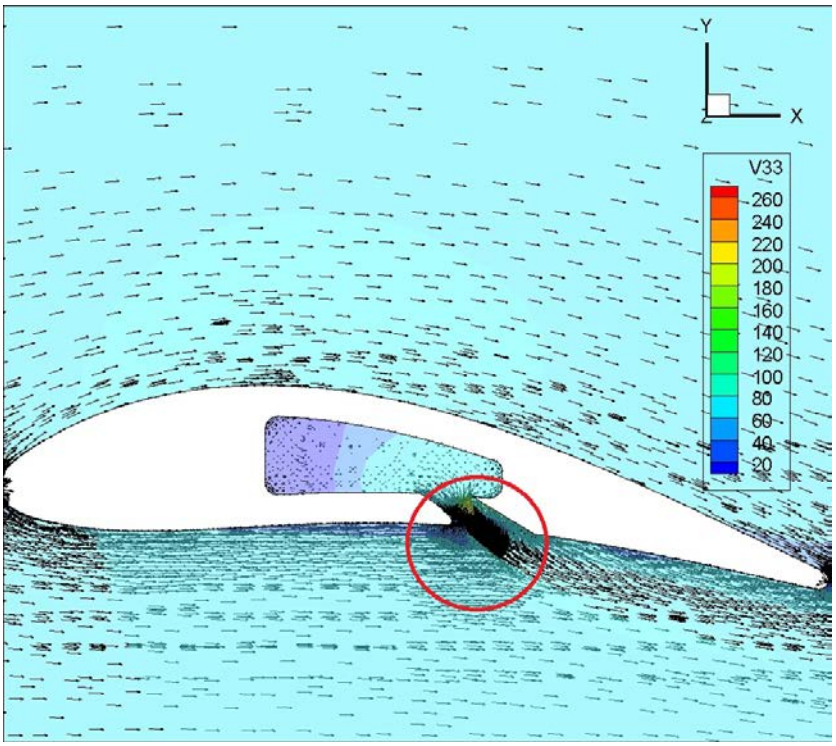
(a)



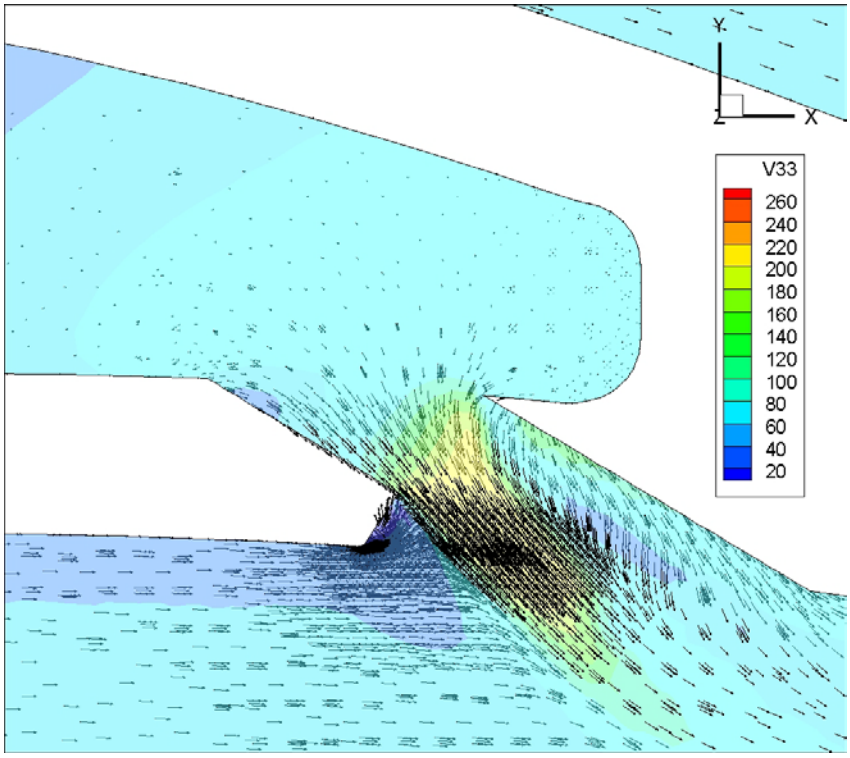
(b)

Şekil 3.62 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.61b ve Şekil 3.62b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

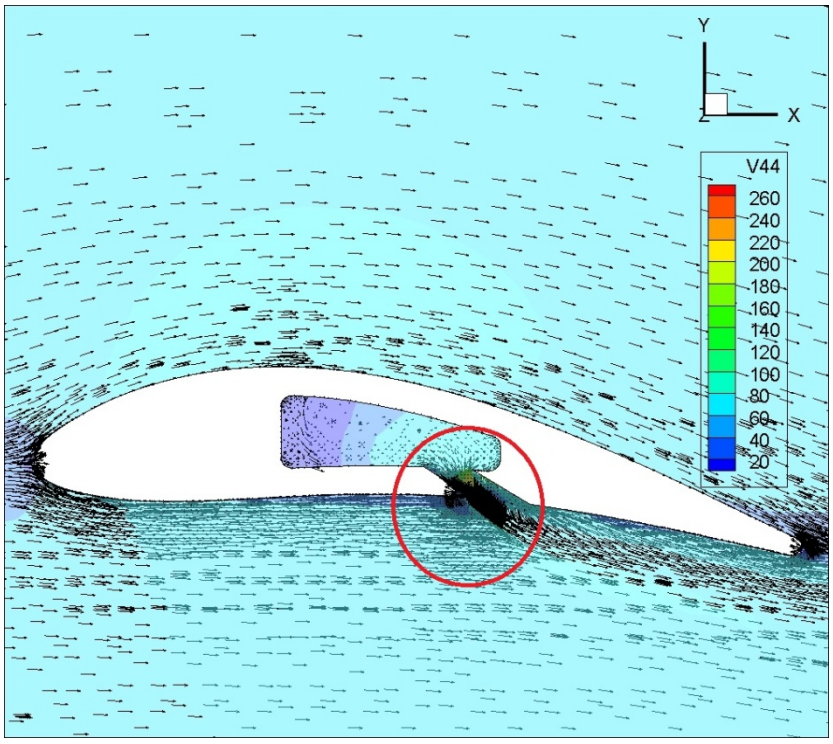


(a)

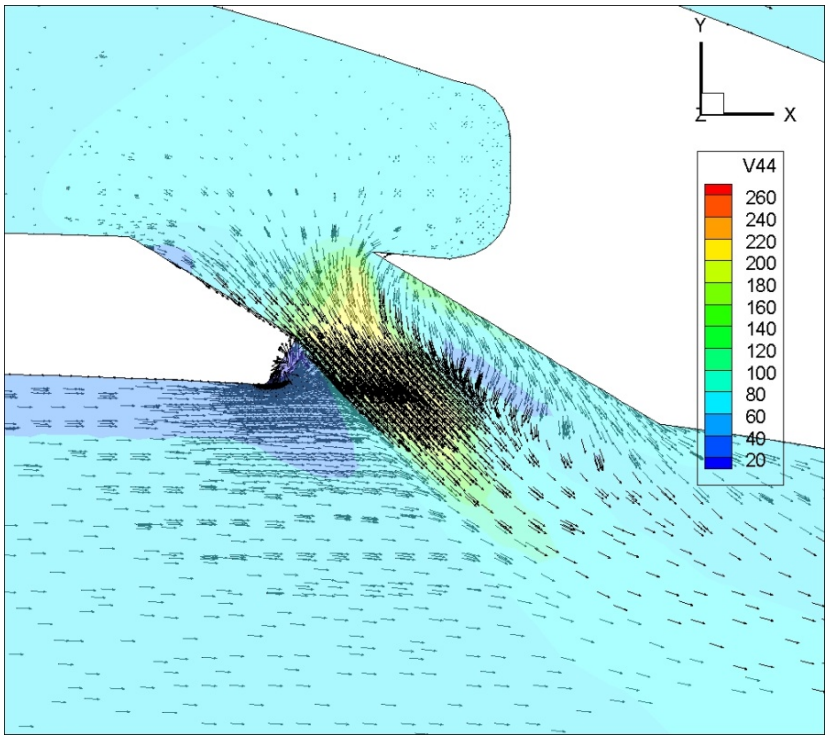


(b)

Şekil 3.63 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinin hız vektörleri.



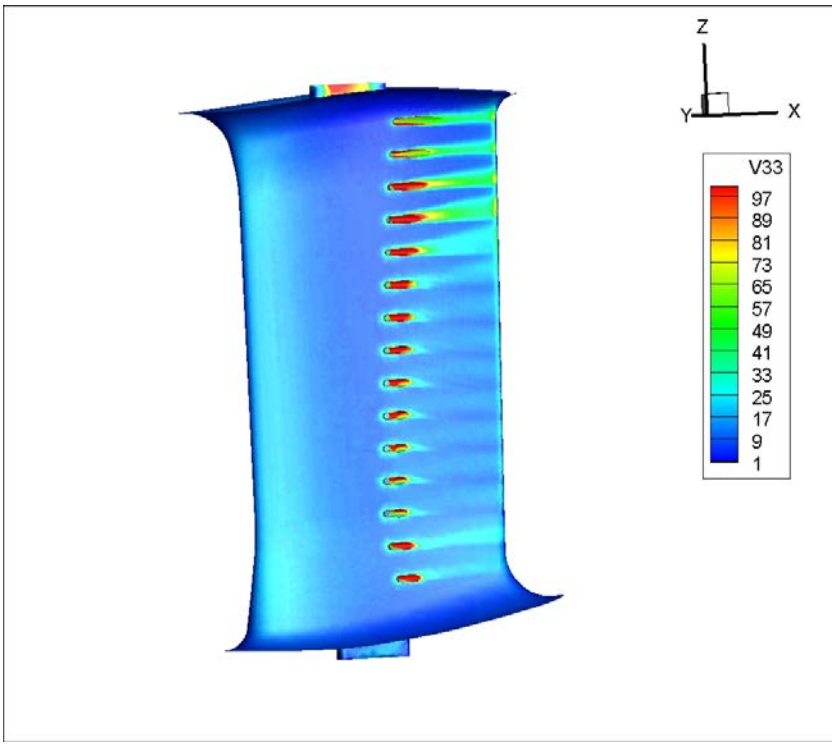
(a)



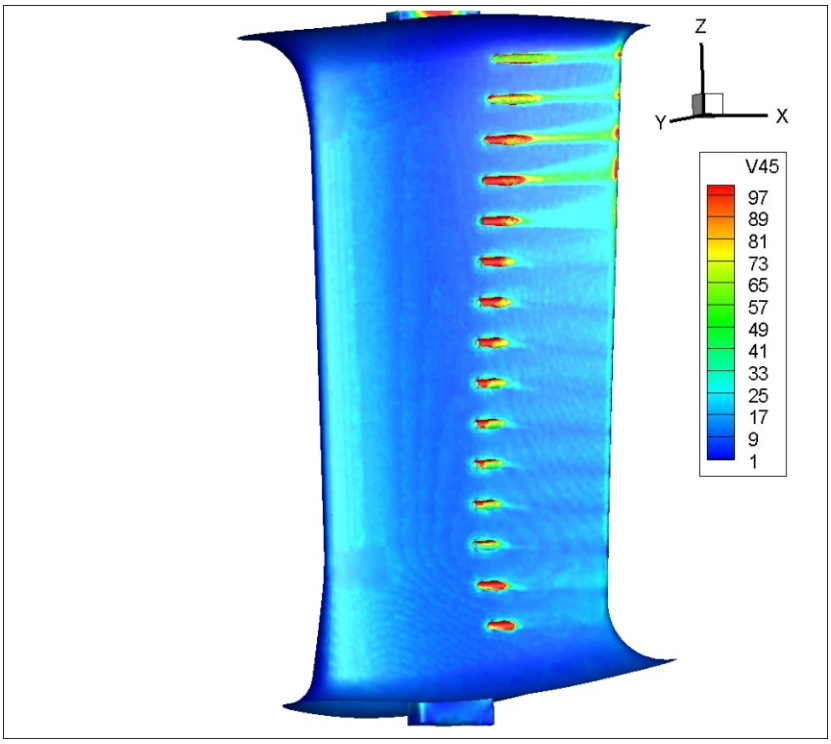
(b)

Şekil 3.64 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.63b ve Şekil 3.64b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.65 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

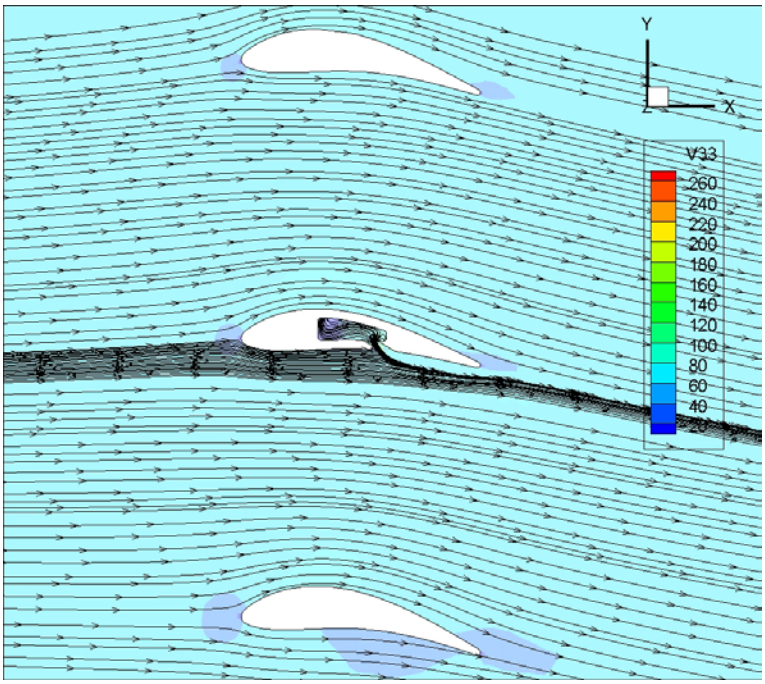


Şekil 3.66 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

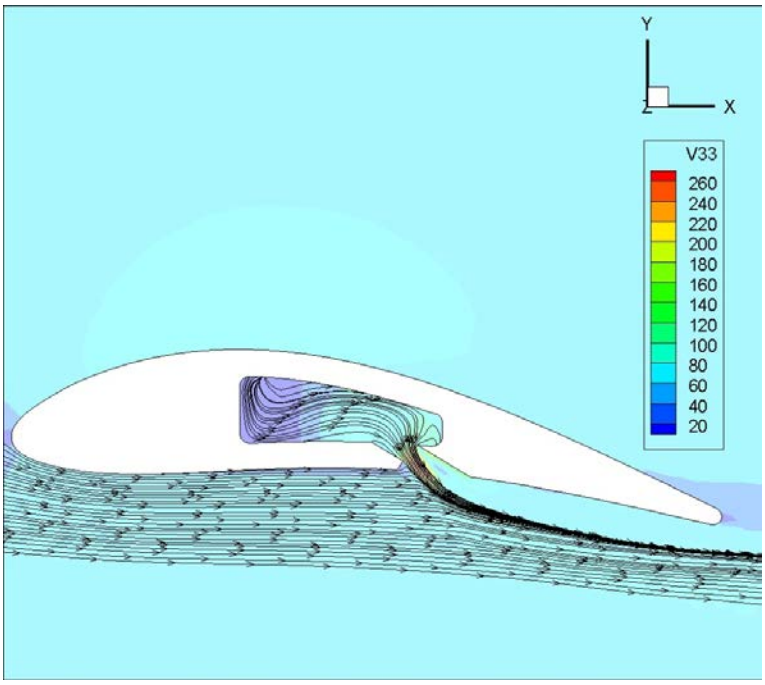
Şekil 3.65 ve Şekil 3.66'da jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.

3.4.2 Durum 1 – R''

Verilen sınır koşulları sonucunda çalışmanın amacı açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:

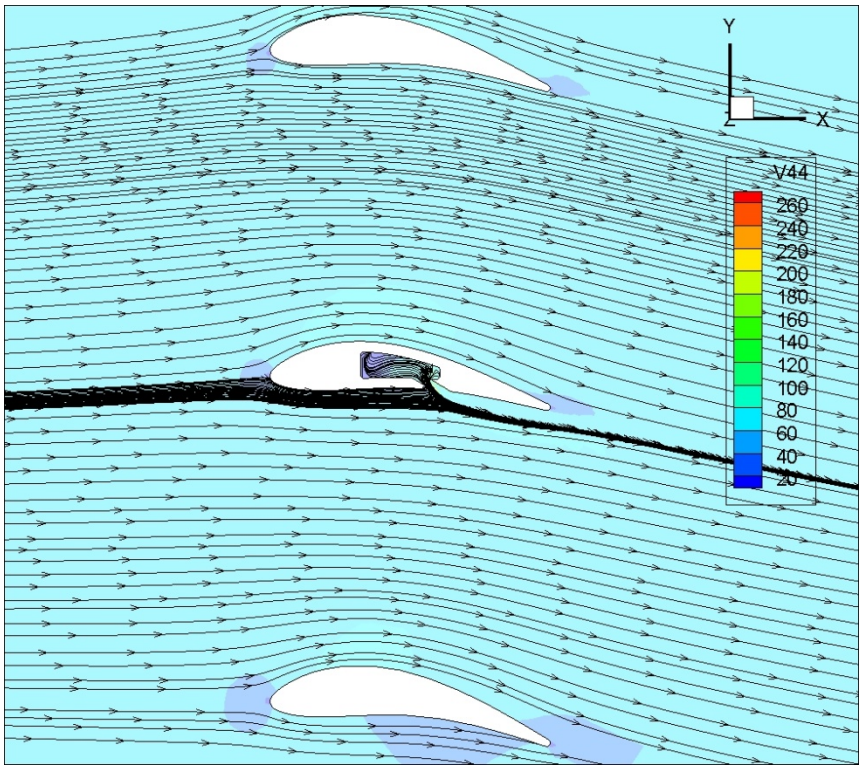


(a)

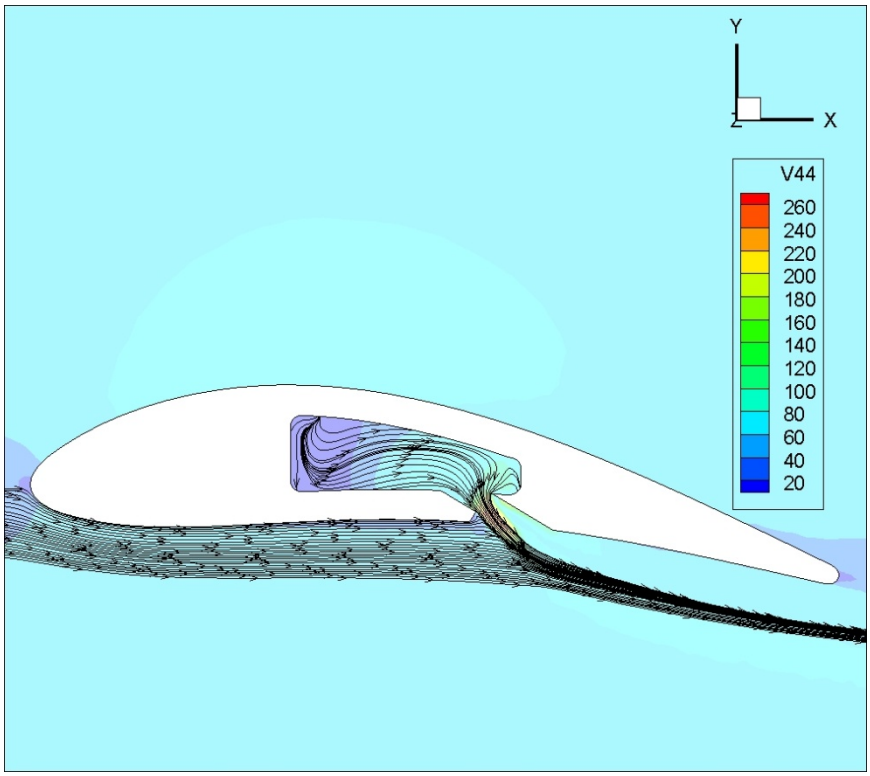


(b)

Şekil 3.67 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinin akım çizgileri.



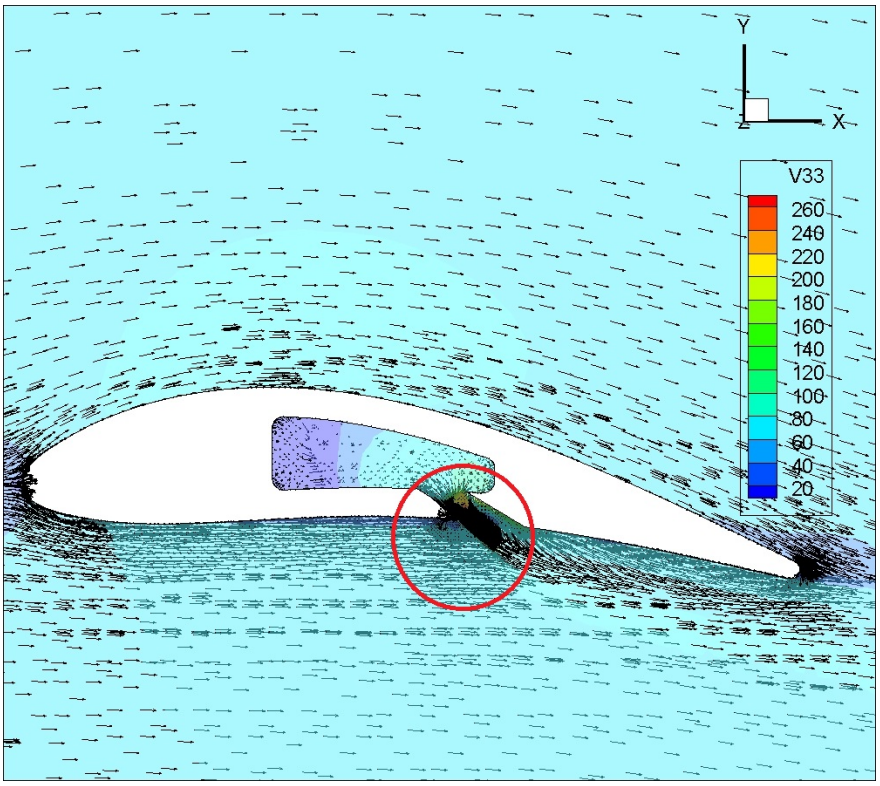
(a)



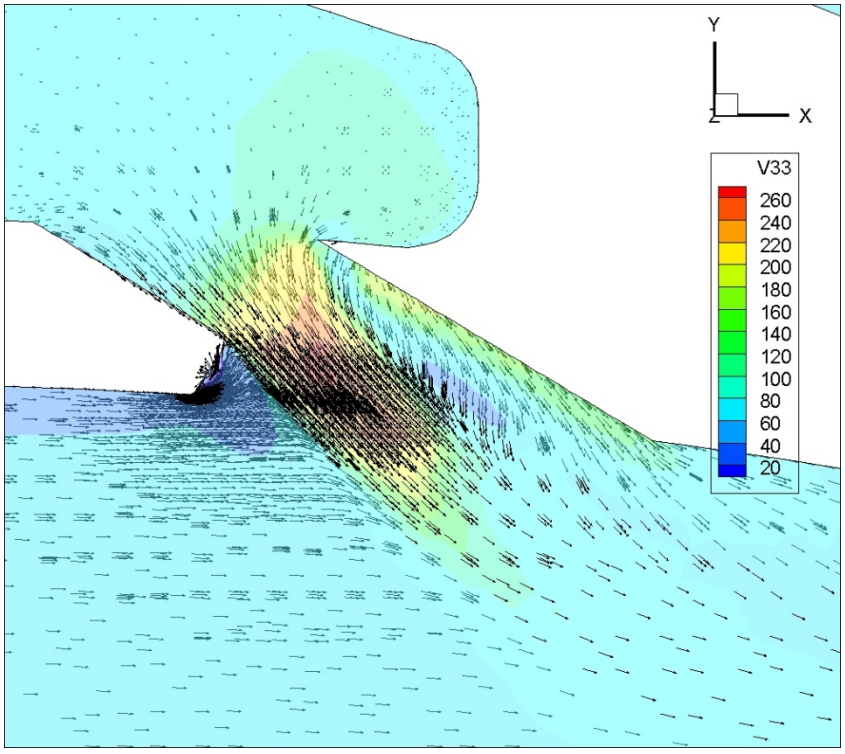
(b)

Şekil 3.68 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.67b ve Şekil 3.68b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

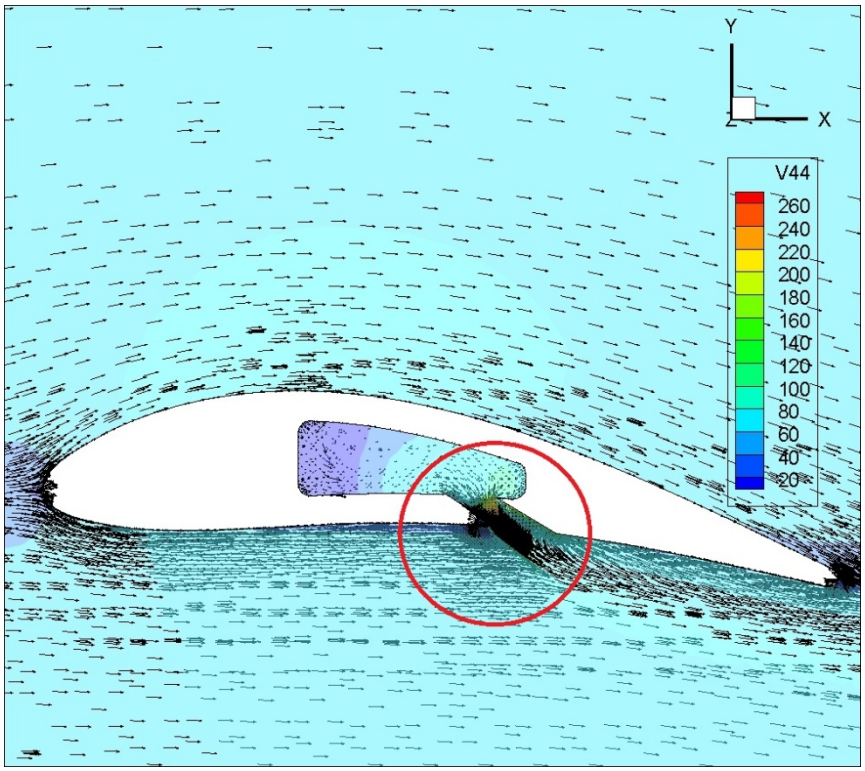


(a)

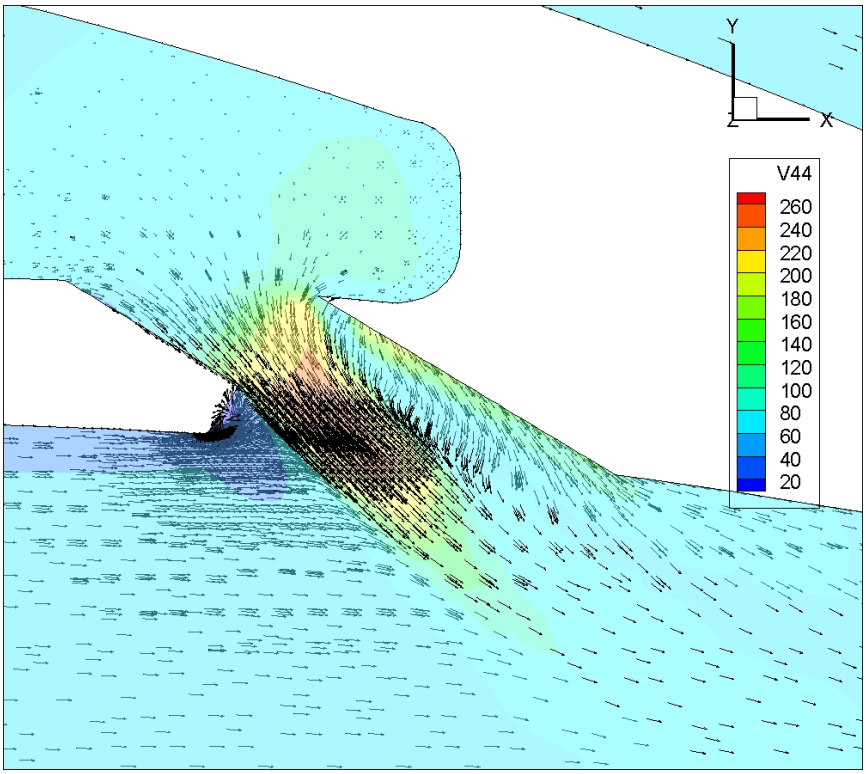


(b)

Şekil 3.69 : 2mm pah kırmanın Case 31-R'' k-ε analizinin hız vektörleri.



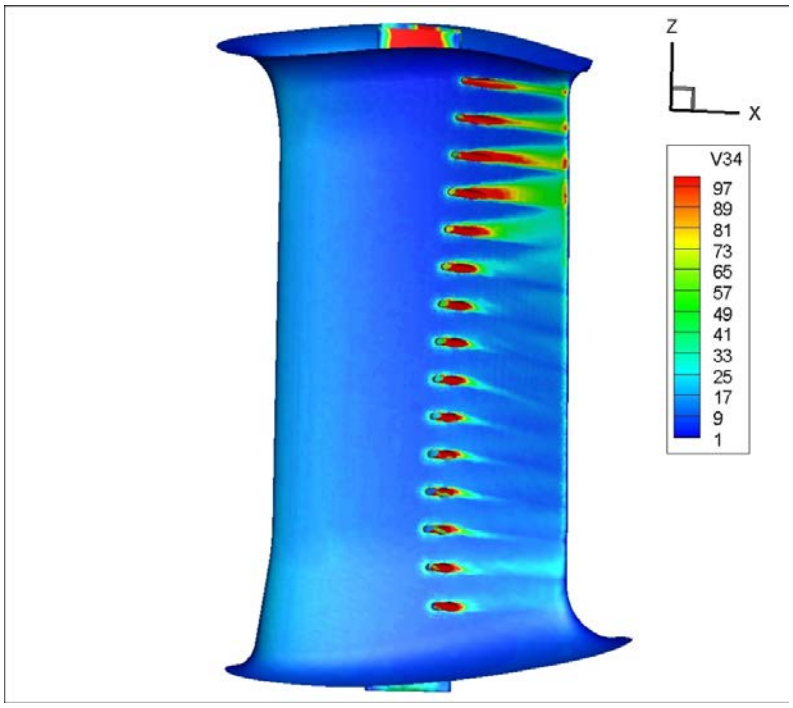
(a)



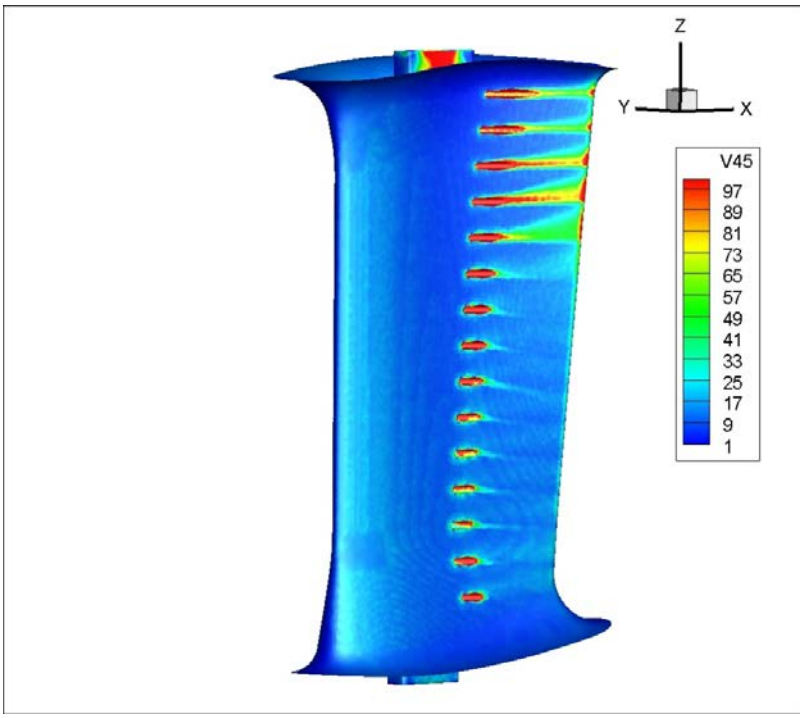
(b)

Şekil 3.70 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.69b ve Şekil 3.70b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.71 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

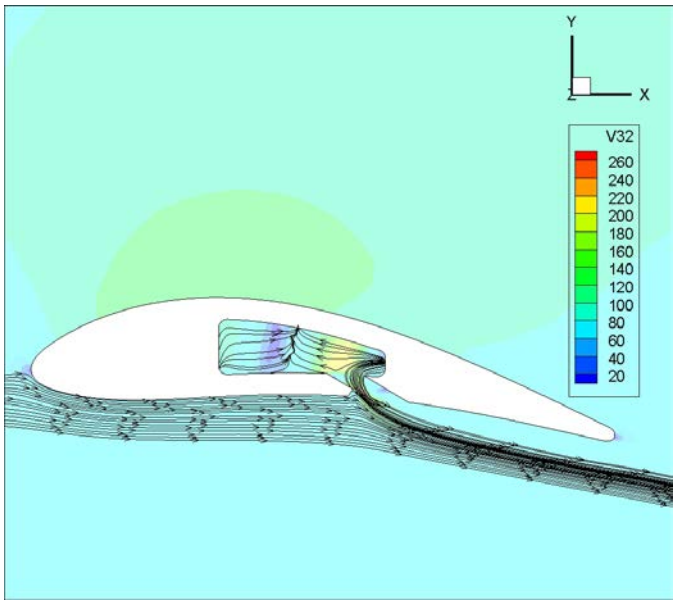


Şekil 3.72 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.71 ve Şekil 3.72'de jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.

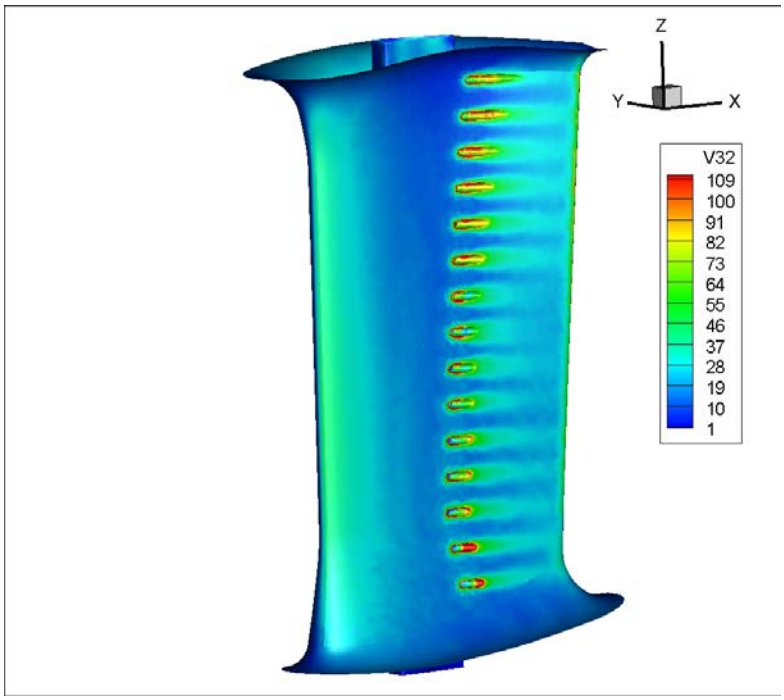
3.4.3 Durum 1 – gerçek koşul

Bu sayısal analizin sınır koşulları daha önce Çizelge 2-3‘te sunulmuştur. Verilen bu sınır koşulları sonucunda bu projenin amacı açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:



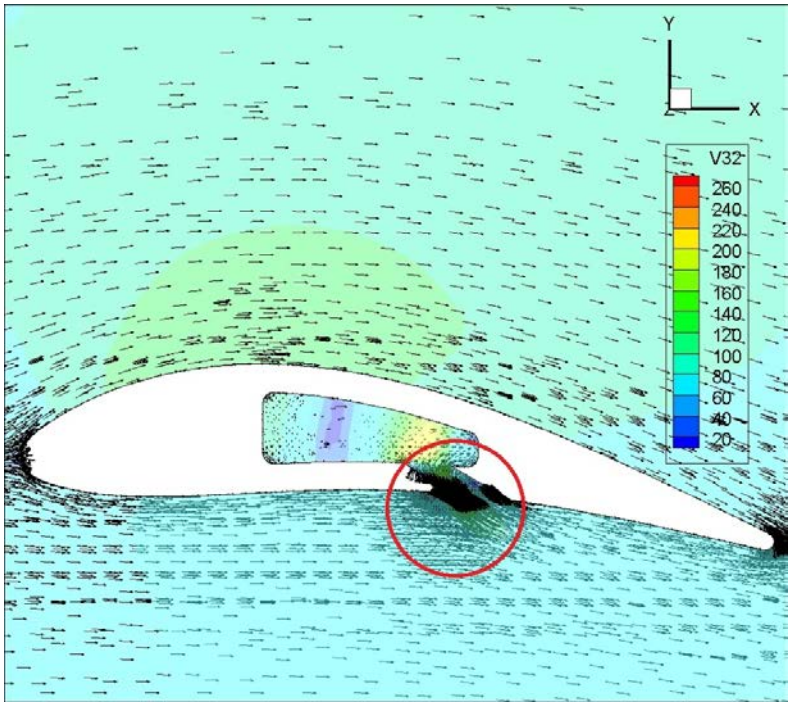
Şekil 3.73 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.73‘te kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

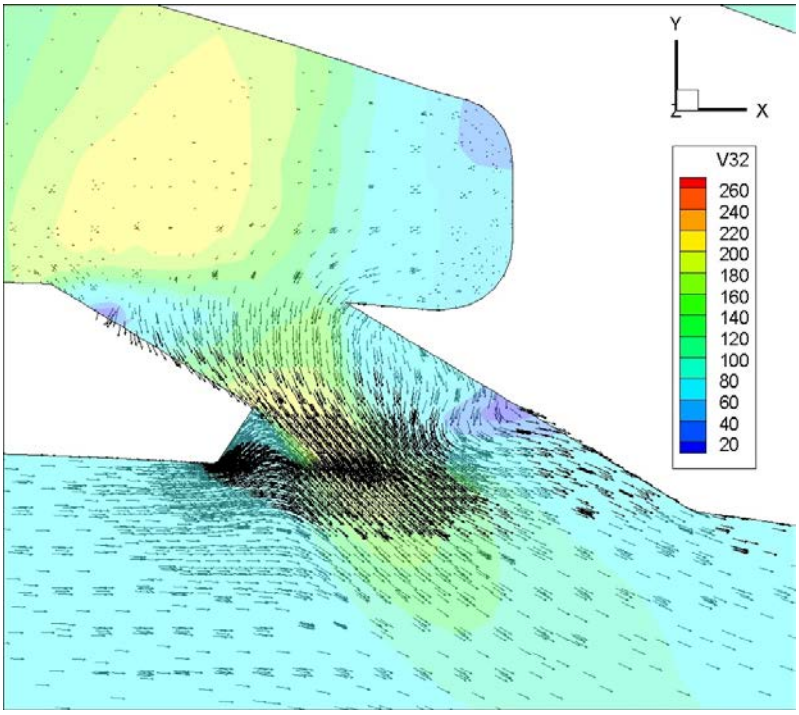


Şekil 3.74 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.75'de jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.



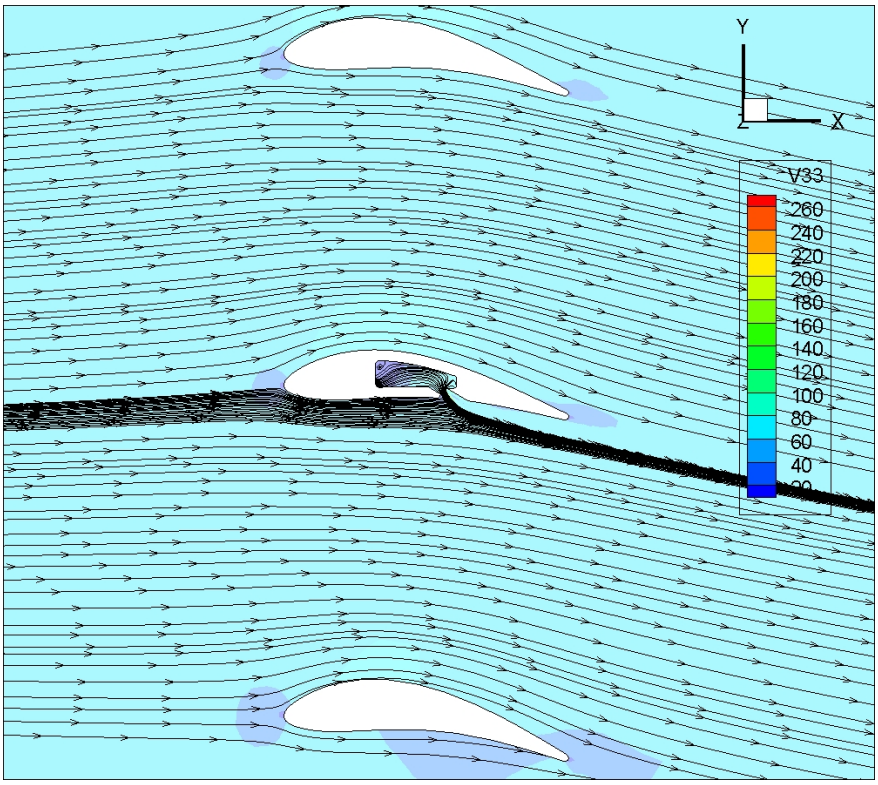
(a)



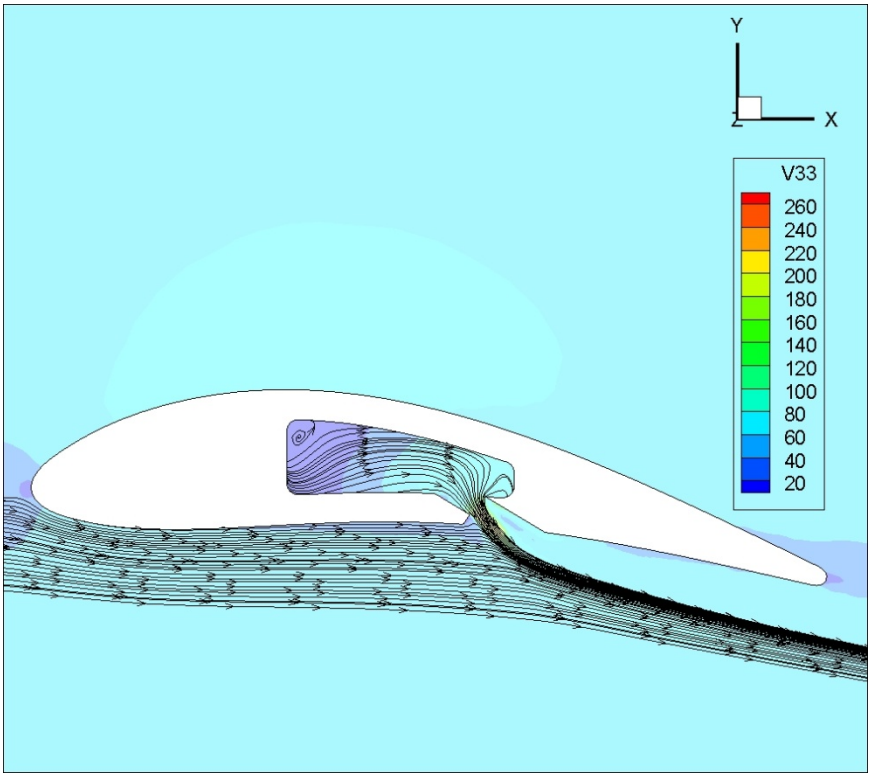
Şekil 3.75 : 2mm yarıçaplı pah, durum 1 – gerçek, k-ε analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.75b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.

3.4.4 Durum 2 – R'

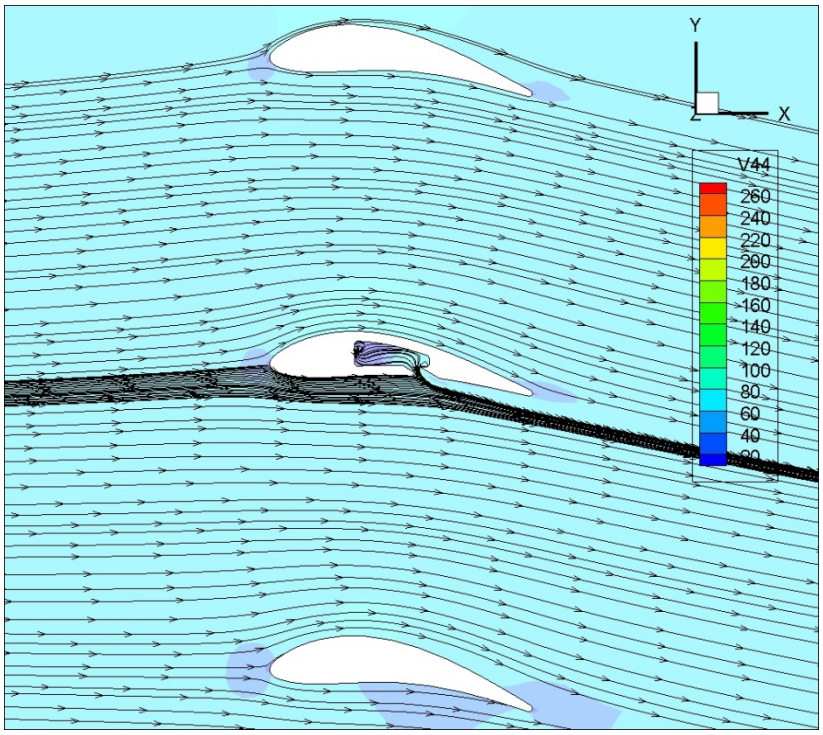


(a)

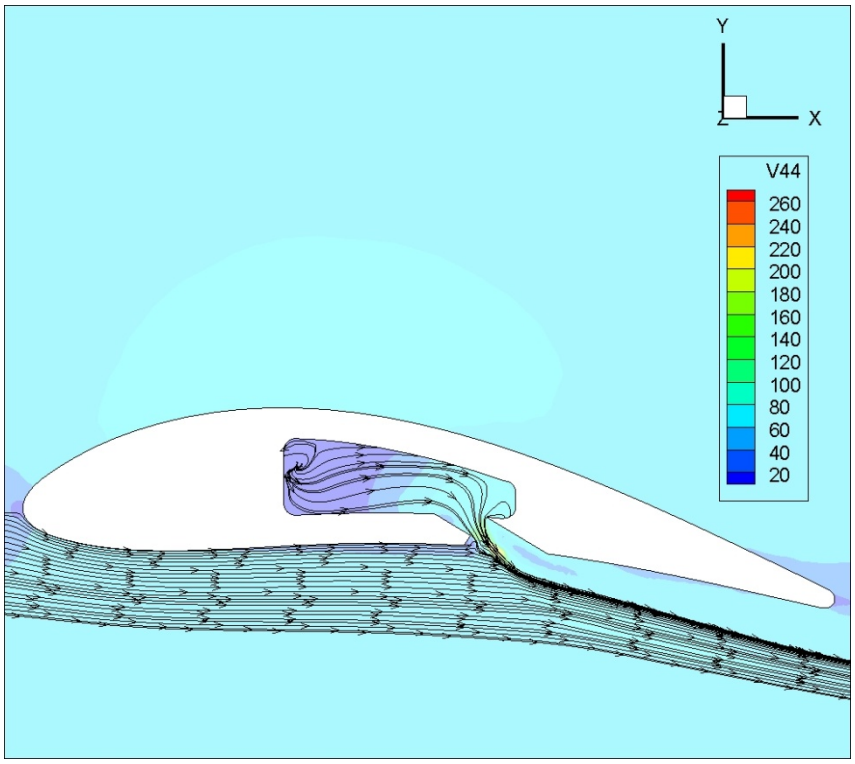


(b)

Şekil 3.76 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinin akım çizgileri.



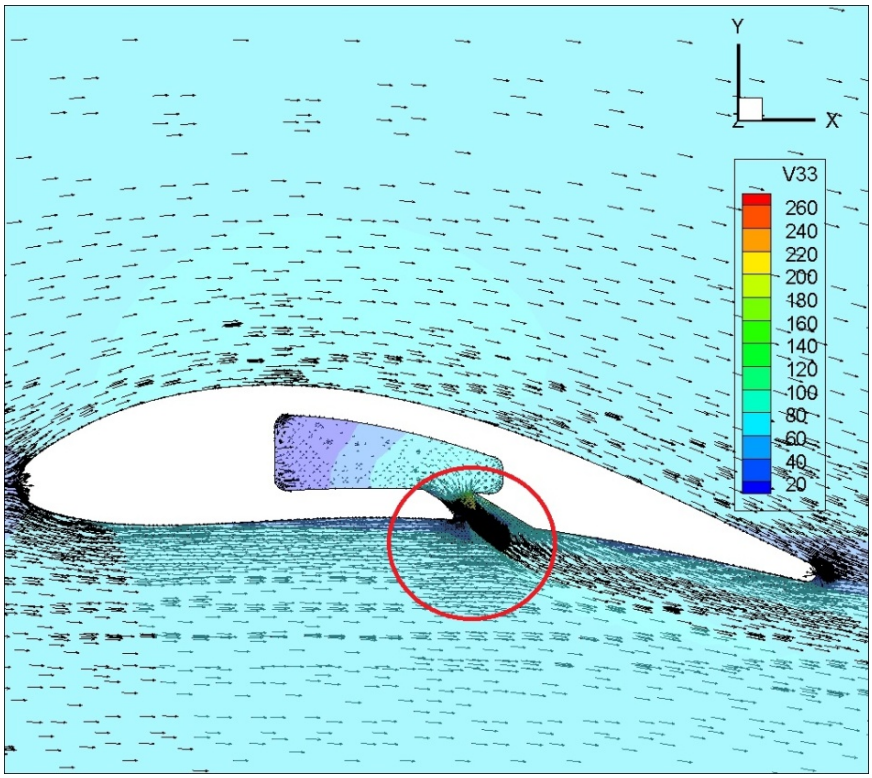
(a)



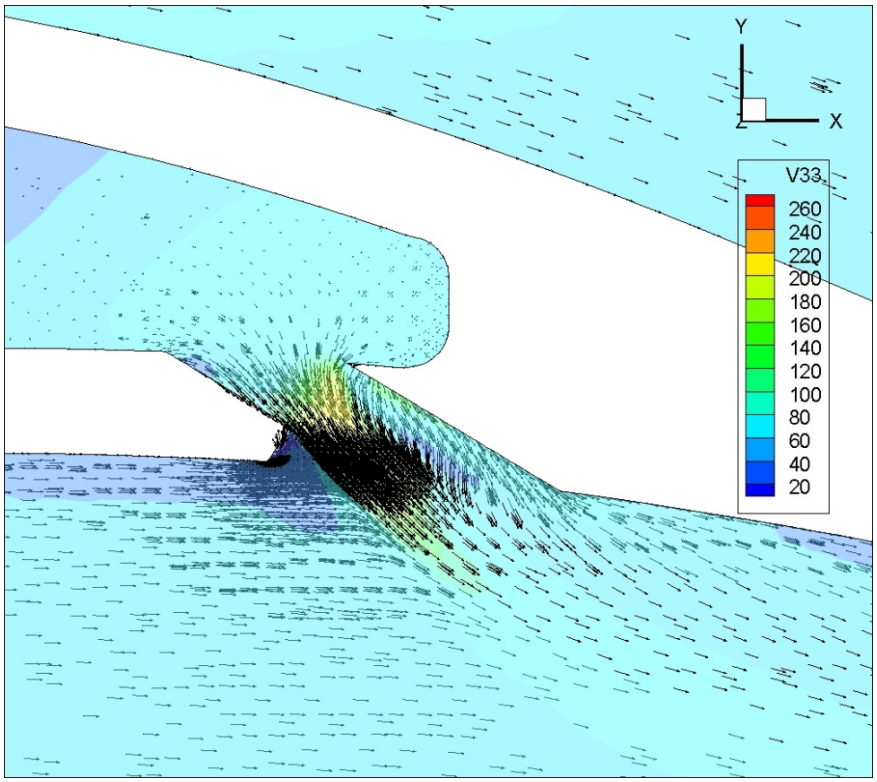
(b)

Şekil 3.77 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.76b ve Şekil 3.77b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

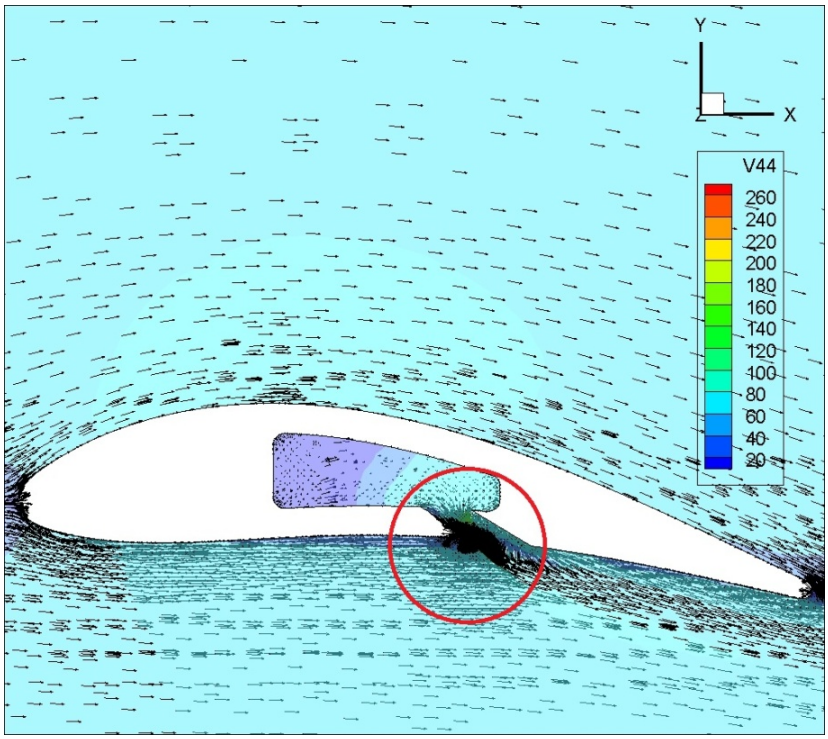


(a)

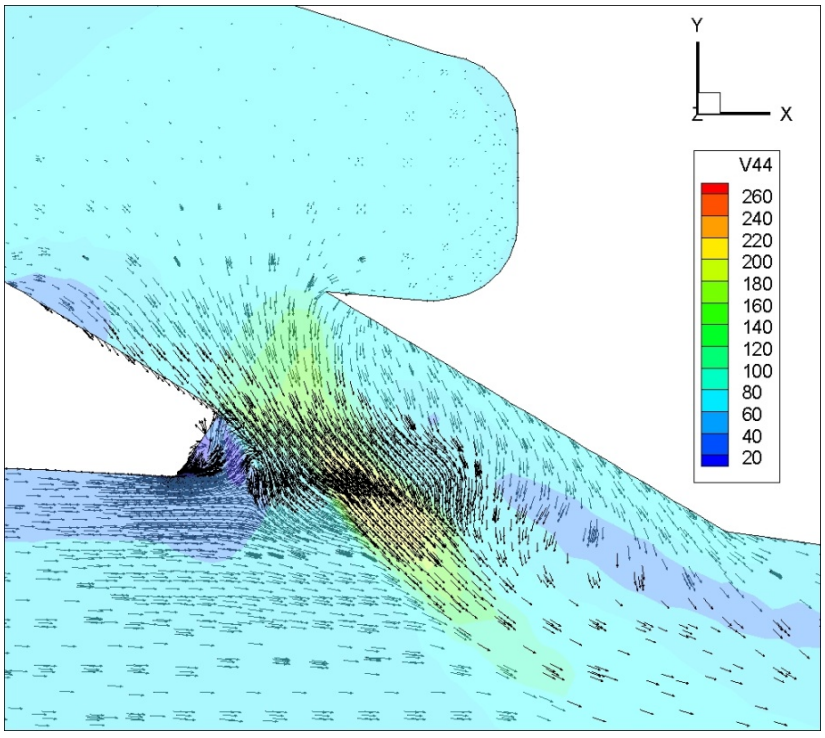


(b)

Şekil 3.78 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinin hız vektörleri.



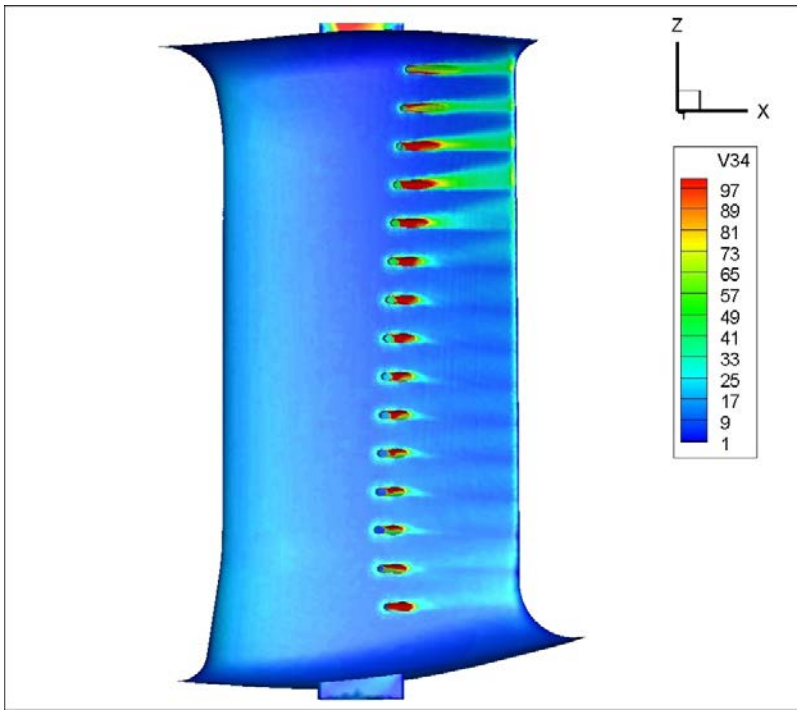
(a)



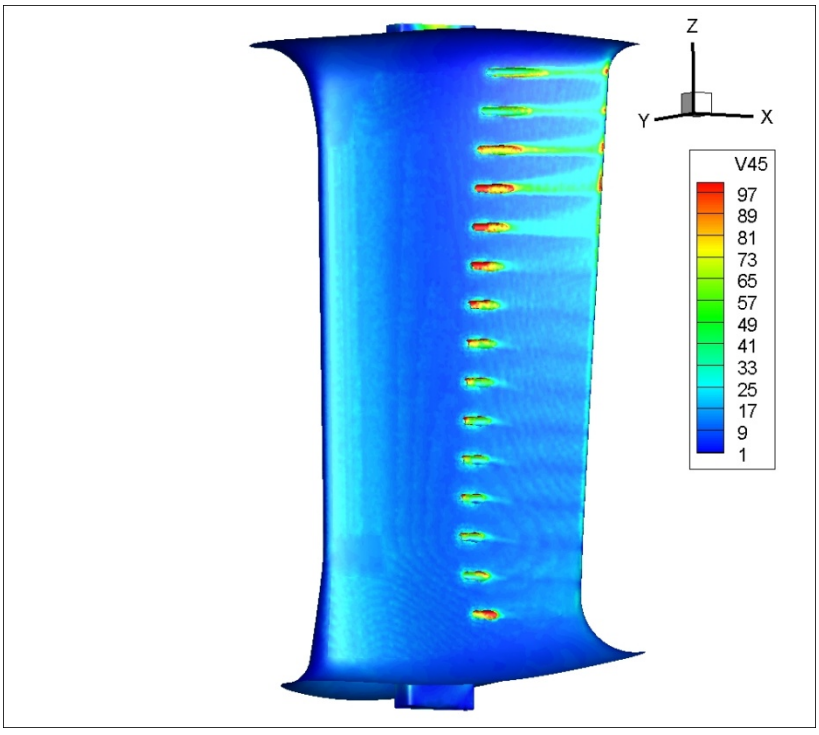
(b)

Şekil 3.79 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.78b ve Şekil 3.79b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



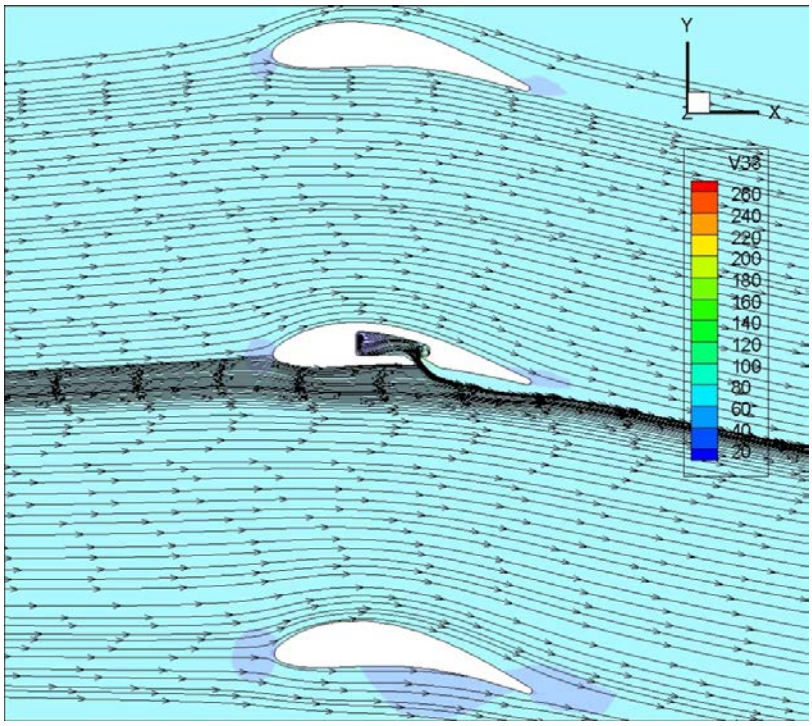
Şekil 3.80 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.



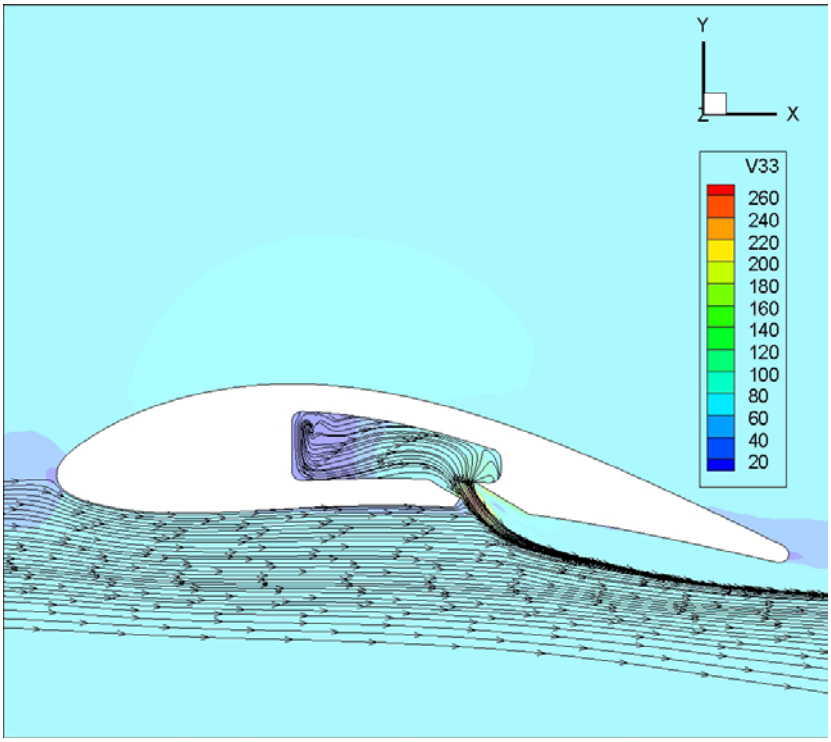
Şekil 3.81 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R', LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.80 ve Şekil 3.81'de jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.

3.4.5 Durum 2 – R''

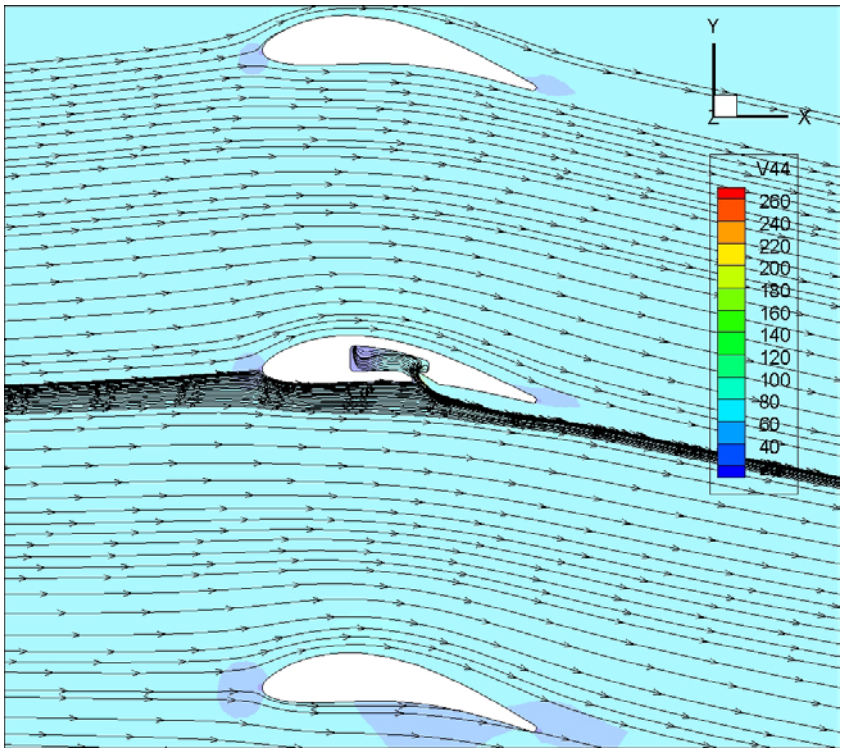


(a)

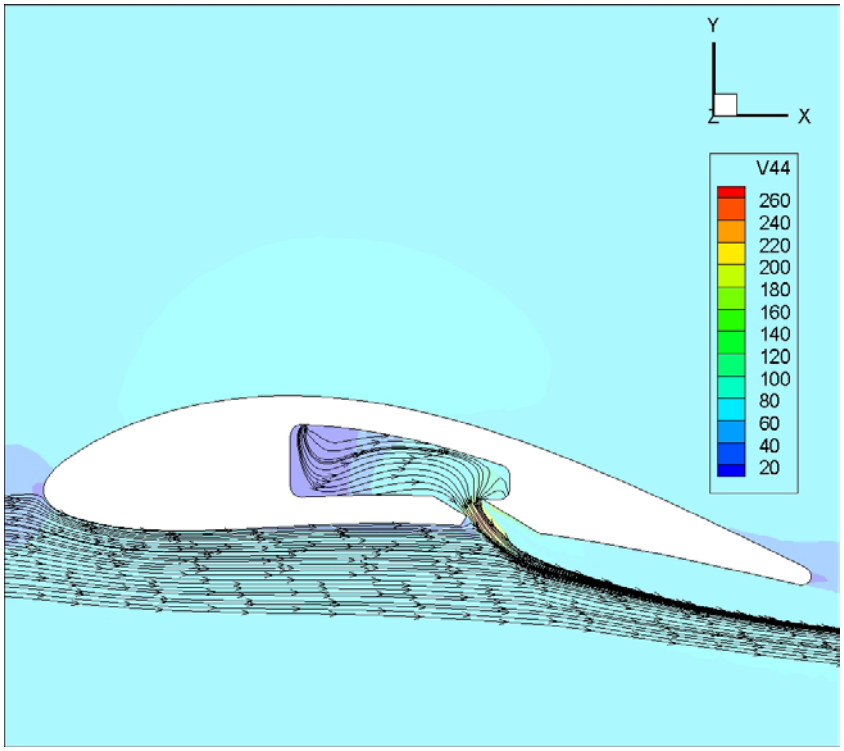


(b)

Şekil 3.82 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R'', k-ε analizinin akım çizgileri.



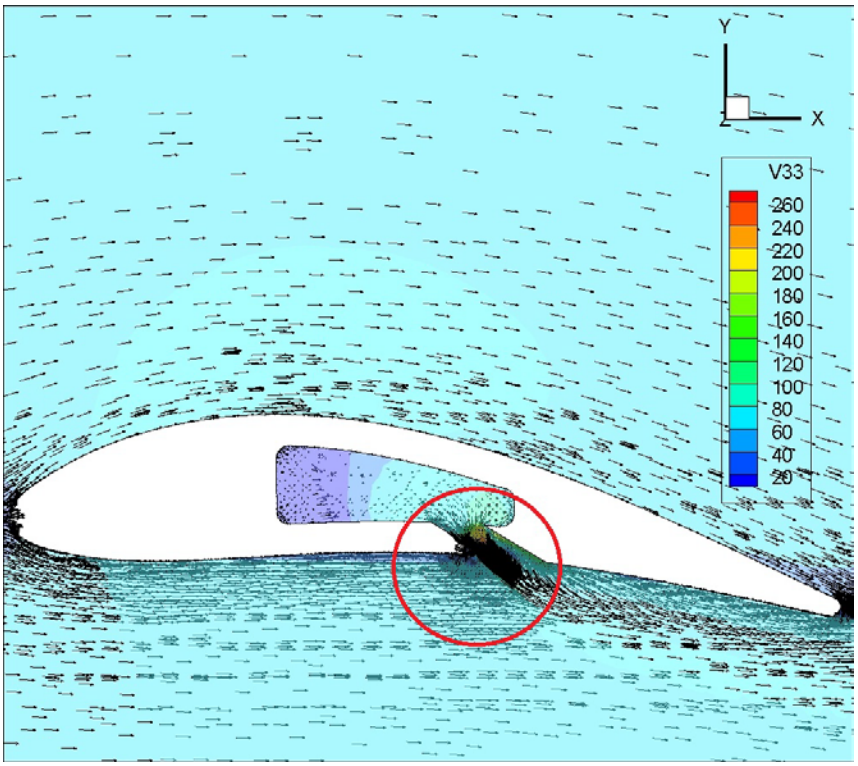
(a)



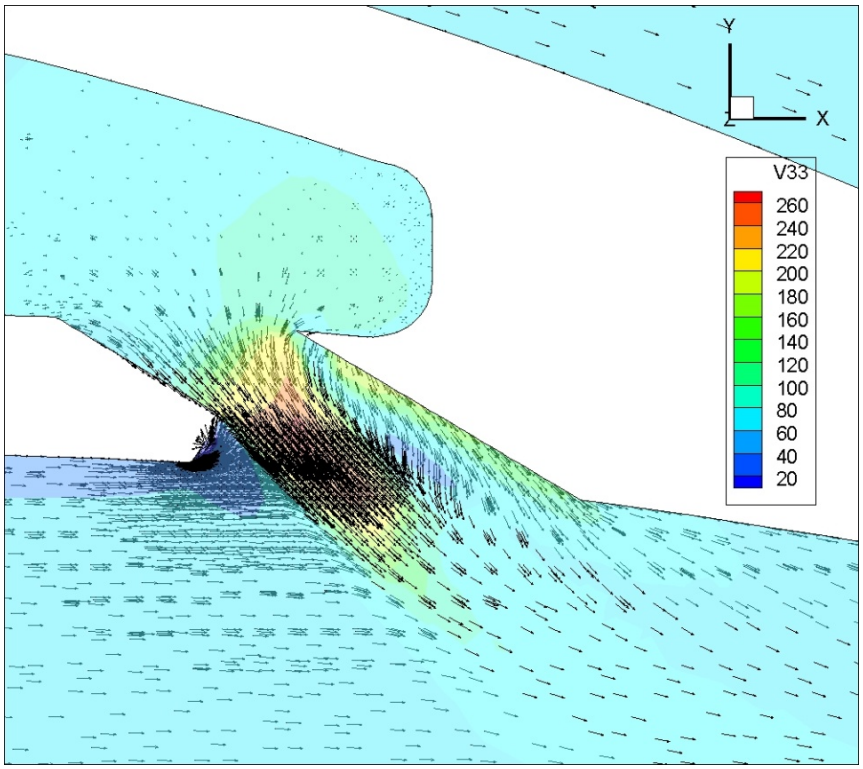
(b)

Şekil 3.83 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.82b ve Şekil 3.83b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

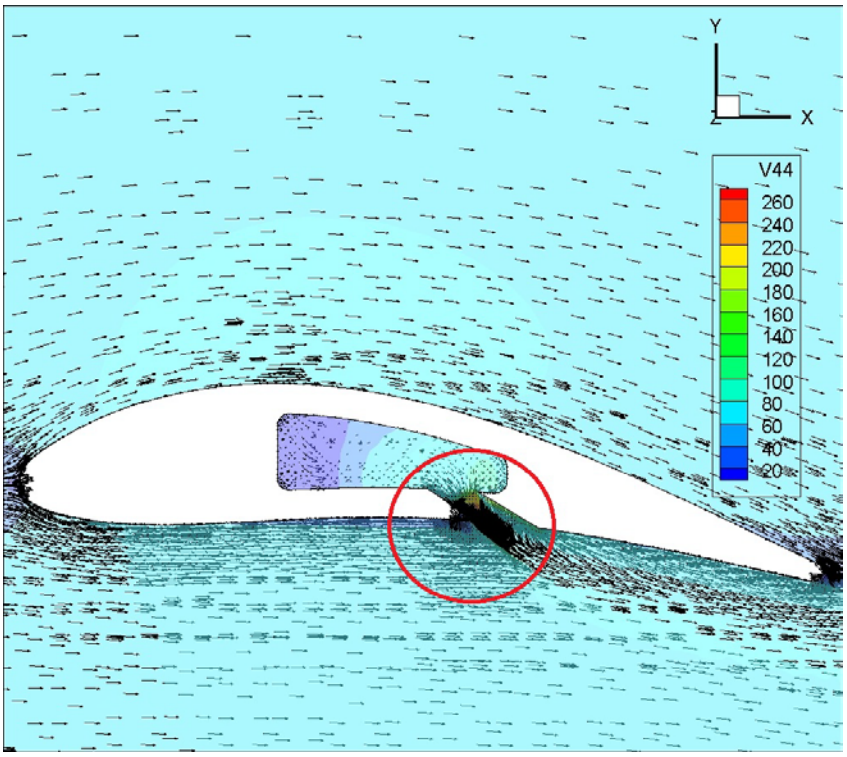


(a)

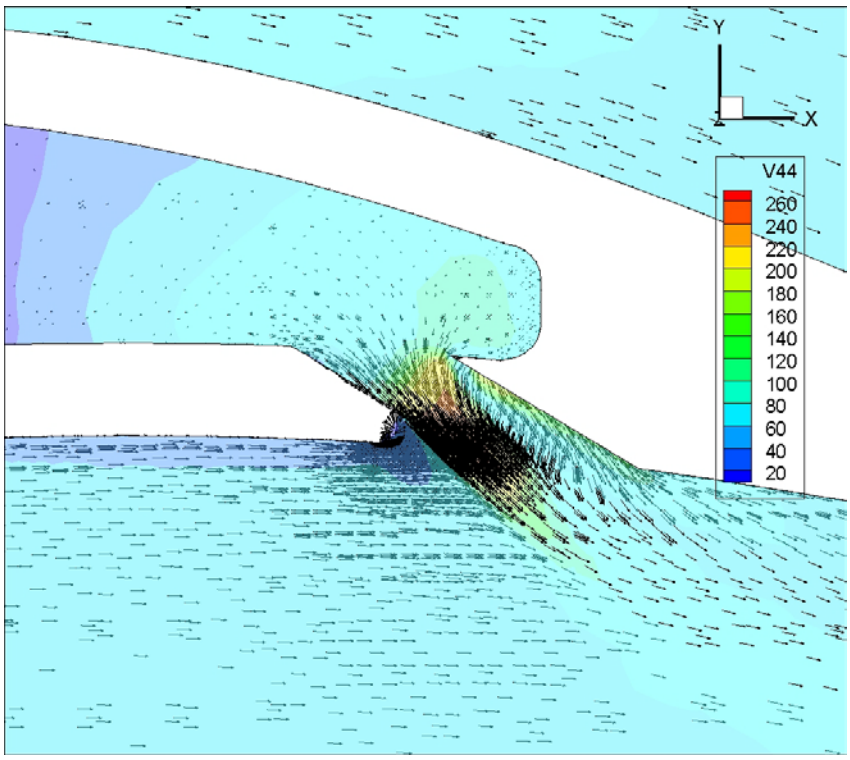


(b)

Şekil 3.84 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinin hız vektörleri.



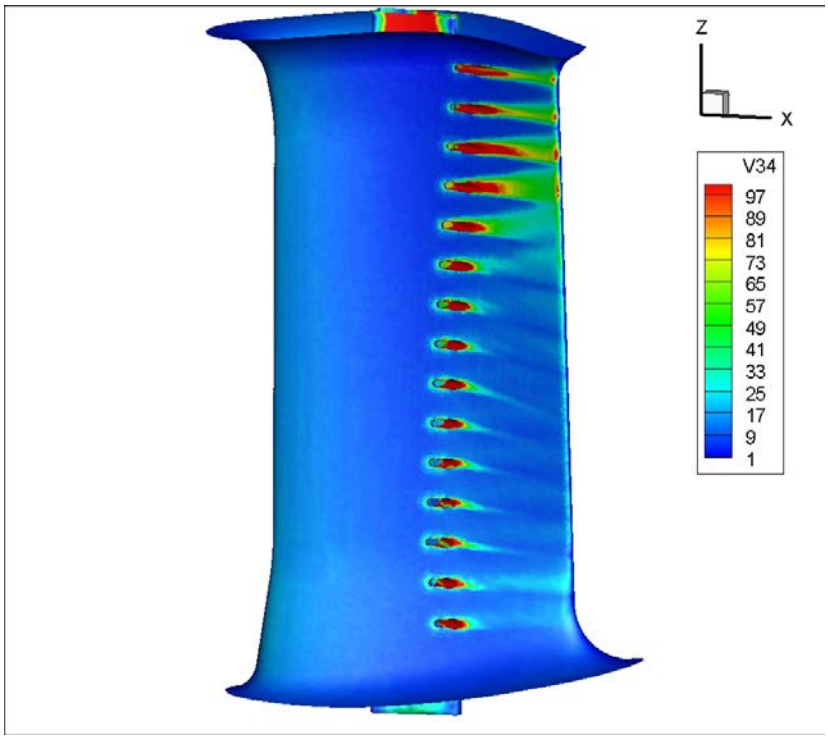
(a)



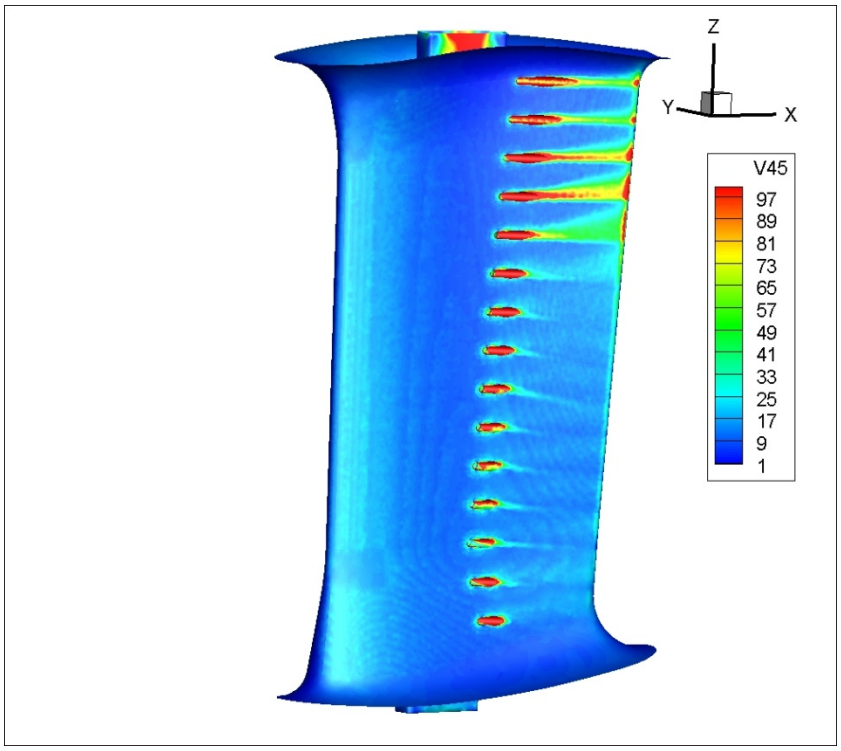
(b)

Şekil 3.85 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinin hız vektörleri.

Şekil 3.84b ve Şekil 3.85b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.



Şekil 3.86 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

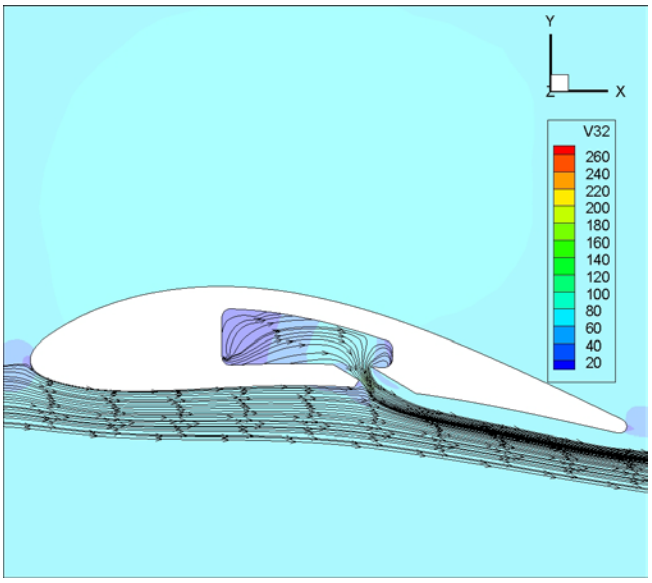


Şekil 3.87 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – R", LES analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.86 ve Şekil 3.87'de jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.

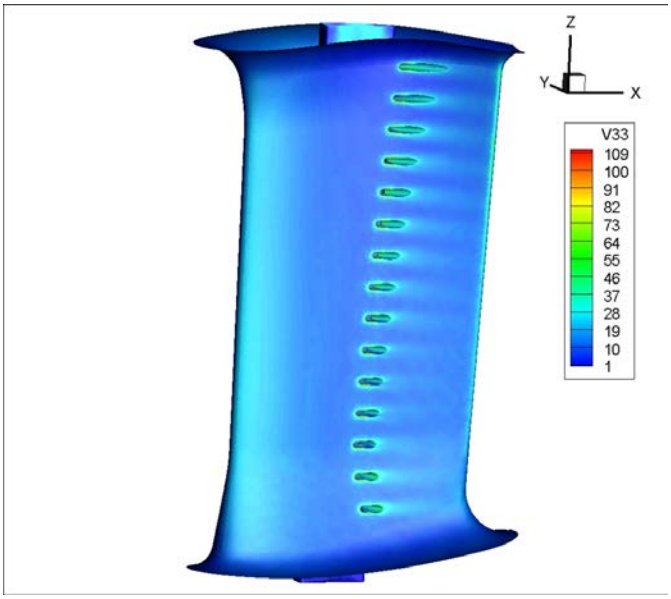
3.4.6 Durum 2 – gerçek koşul

Bu sayısal analizin sınır koşulları daha önce Çizelge 2-3‘te sunulmuştur. Verilen bu sınır koşulları sonucunda bu projenin amacı açısından önem arz eden sayısal analiz sonuçları aşağıdaki gibidir:



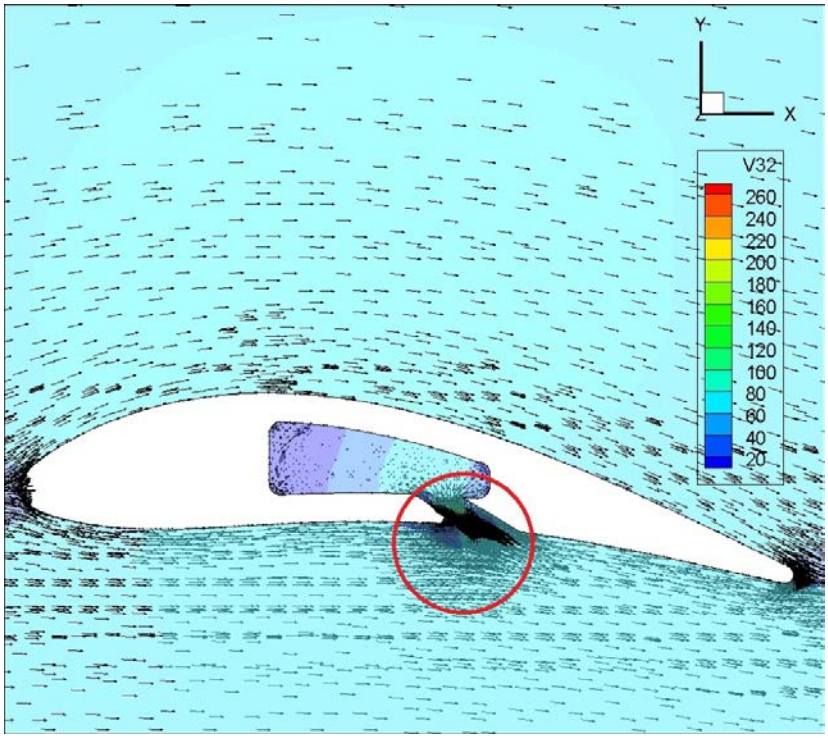
Şekil 3.88 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin akım çizgileri.

Şekil 3.88b‘de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) akım çizgileri gösterilmiştir.

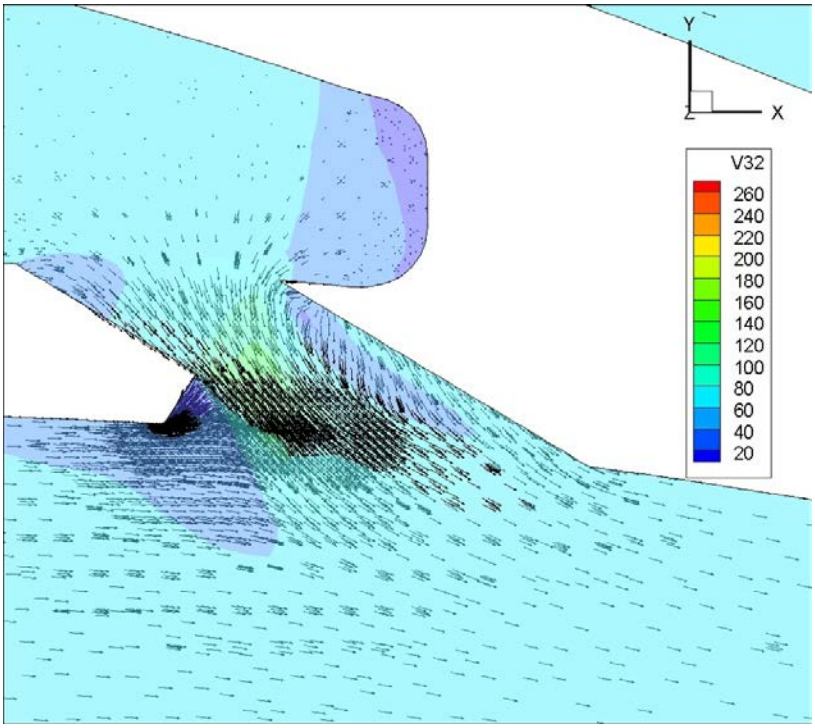


Şekil 3.89 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinde kanatçık üzerindeki yüzey kayma gerilmesi.

Şekil 3.89’da jet akışının kanatçık yüzeyine etkisi yüzey kayma gerilmesi yardımıyla gösterilmiştir.



(a)



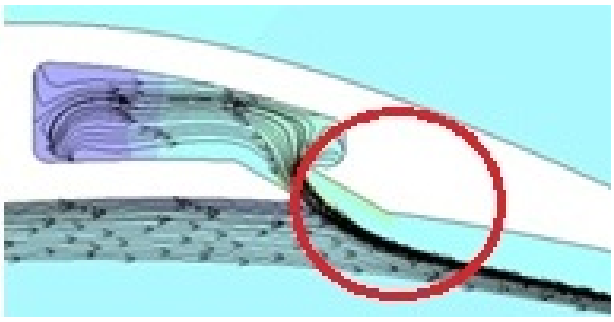
(b)

Şekil 3.90 : 2mm yarıçaplı pah, durum 2 – gerçek, k-ε analizinin hız vektörleri.

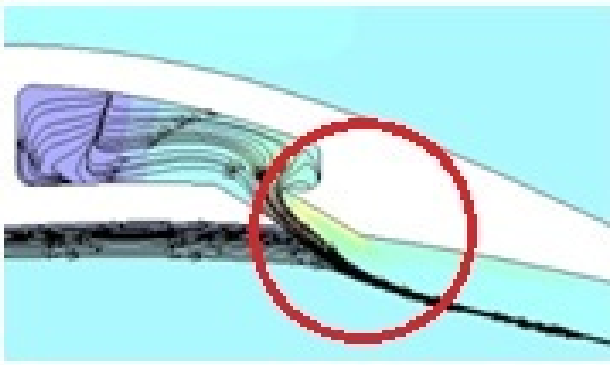
Şekil 3.89b'de kanatçığın tam ortasında bulunan jetin (8 numaralı jet) çıkışındaki hız vektörleri gösterilmiştir.

3.5 Sayısal Analizlerin Değerlendirilmesi

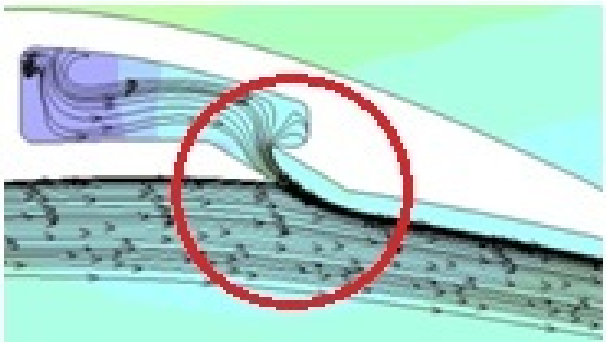
Daha önce de anlatıldığı gibi sayısal analizlerin yapılmasının amaçlarından biri gerçek durum analiz sonuçları ile iki farklı benzerlik parametresi ile yapılan deneysel analizlerin sonuçlarını birbirleriyle kıyaslamaktır. Bu amaç doğrultusunda Şekil 3.91 ve Şekil 3.92'de görüldüğü gibi sabit y doğrultusunda kanaldan çıkan ilk akım çizgisinin yatay x doğrultusu ile oluşturduğu açı ölçülmüştür.



(a) R' benzerliği

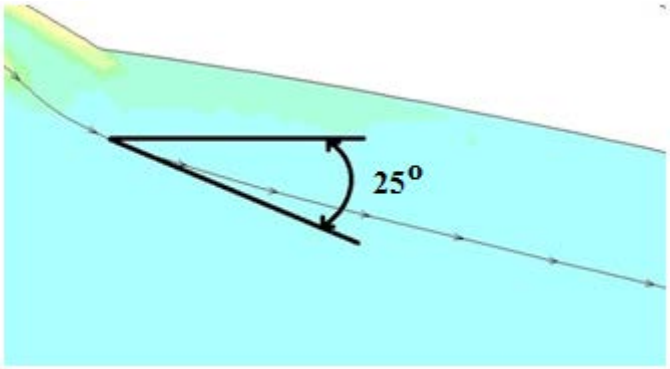


(b) R" benzerliği

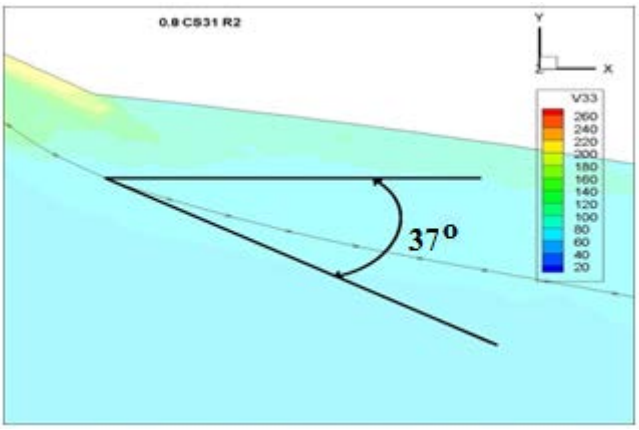


(c) Gerçek durum

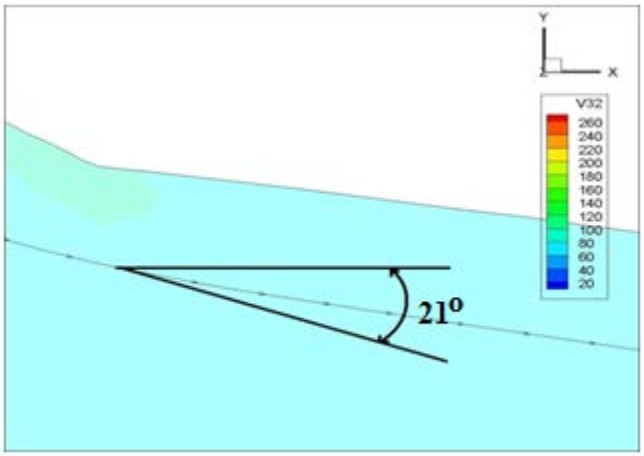
Şekil 3.91 : 0,8 mm yarıçaplı pah, durum 1, k-ε analizi, akım çizgileri.



(a) R' benzerliği



(b) R" benzerliği

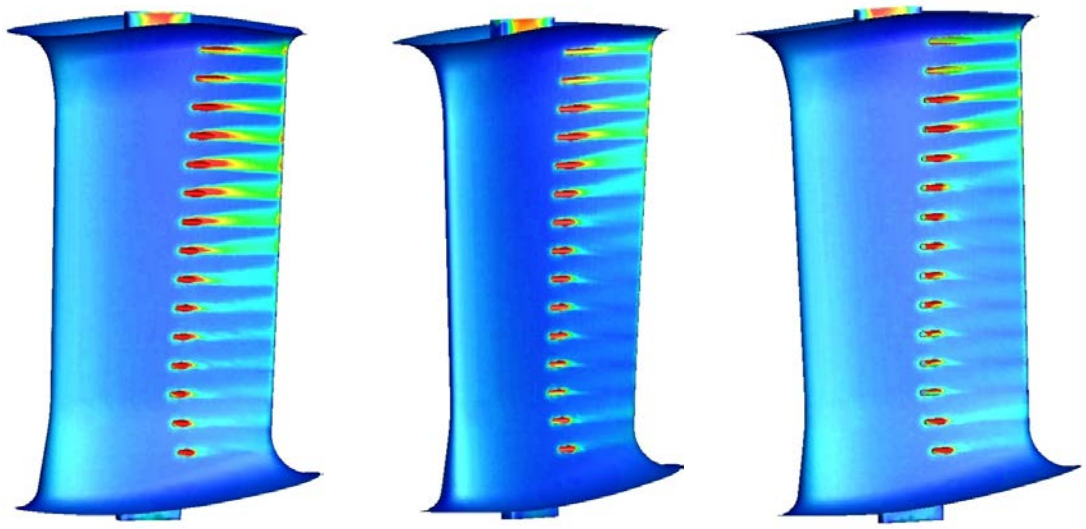


(c) Gerçek durum

Şekil 3.92 : 0,8 mm yarıçaplı pah, durum 1, k-ε analizi, kanaldan çıkan ilk akım çizgisinin açısı

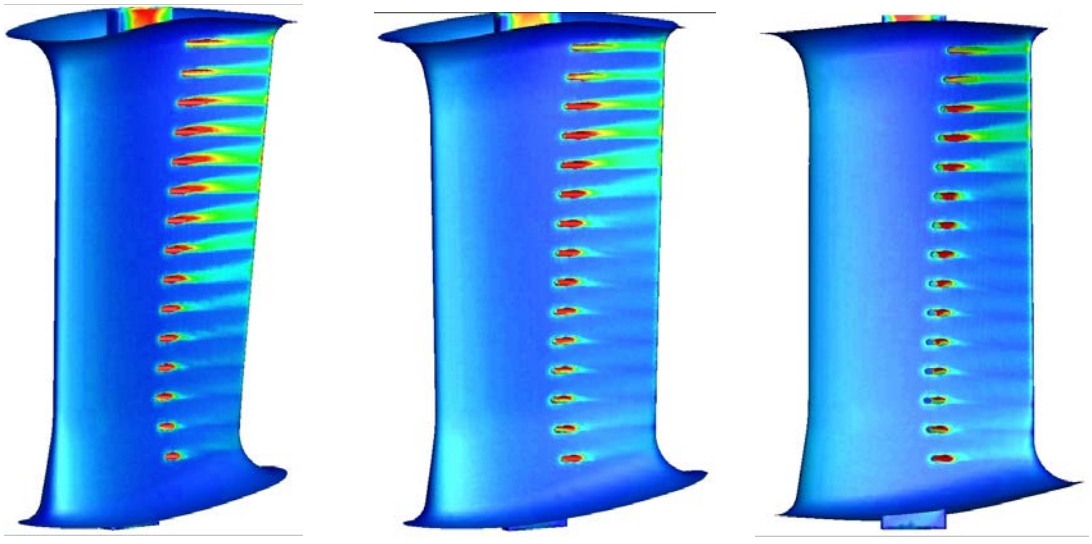
Yapılan ölçümler sonucunda R' benzerliğinde akım çizgilerinin 25° açıyla, R" benzerliğinde akım çizgilerinin 37° açıyla ve gerçek durumda ise akım çizgilerinin 21° açıyla çıktığı belirlenmiştir. Buna göre, R' benzerliği gerçek duruma en yakın benzerliği sağlamaktadır. Bu benzerlik diğer durum analizlerinde de görülmektedir. Bu nedenle deneysel çalışmalarda bölüm 1.2'de anlatılan R' benzerliğiyle hesaplanan değerler kullanışmıştır.

Sayısal analizlerin yapılmasının bir diğer amacı ise yapılan projenin amacı olan, pah kırmaların jet akışının kanatçık firar kenarı yüzeyiyle olan temasını ne şekilde etkilediğini görebilmektir. Daha önce de anlatıldığı gibi jet akışının kanatçık yüzeyine etkisini gösterebilmek için yüzey kayma gerilmesinden yararlanılmıştır. Aşağıda şekil 3.93 ve 3.94'te R' benzerliğinde yapılan sayısal analizlerin karşılaştırılması yapılmıştır:



(a) 0,8 mm pah yarıçapı **(b)** 1,7 mm pah yarıçapı **(c)** 2 mm pah yarıçapı

Şekil 3.93 : R' benzerliğinde durum-1 için analiz sonuçları.



(a) 0,8 mm pah yarıçapı **(b)** 1,7 mm pah yarıçapı **(c)** 2 mm pah yarıçapı

Şekil 3.94 : R" benzerliğinde durum-1 için analiz sonuçları.

Not: Şekil 3.93 ve 3.94'te gösterilen şekillerde aynı lejant kullanılmıştır.

Şekil 3.93 ve şekil 3.94'te görüldüğü gibi pah kırma yarıçapının artışı ile birlikte, jet akışının kanatçık firar kenarı yüzeyiyle olan teması azalmaktadır. Ancak kanadın üst bölümünde bulunan jet çıkışlarında kanat profilinin burulmasından dolayı pah kırma yarıçapı çıkan jetin yüzeyle olan temasını çok etkilememektedir.

Sayısal ve deneysel çalışmalarda önem kazanan başka bir konu ise, aynı pah kırma yarıçapına sahip kanatçıkların farklı durumlardaki analiz sonuçlarıdır. Şekil 3.93 ve 3.94'te görüldüğü gibi akış hızının (durumların) değişmesi ile aynı pah kırma yarıçapına sahip analiz sonuçları kendi aralarında karşılaştırıldığında çok büyük bir fark görülmemektedir, ancak pah kırma yarıçapının artışıyla birlikte durum-1 ve durum-2 arasındaki fark daha belirgin bir hale gelmektedir.

Sonuç olarak sayısal analizlerden çıkan sonuç şu şekilde özetlenebilir: daha küçük pah kırma yarıçapına sahip kanatçıklarda jetin kanatçığın firar kenarı yüzeyine olan teması daha fazladır ve bu temas akış hızından daha az etkilenmektedir.

4. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

4.1 Deneyin Amacı

Deneyin amacı özet olarak, uçaklarda motorun ilk kademesindeki statör kanatçıkları üzerindeki buzlanmayı önleyici sistemin farklı pah yarıçaplarına (0,8 mm, 1,7 mm, 2 mm) sahip varyasyonlarının buz önleyici sistemin performansına olan etkisini görmektir. Deneylerde buzlanmayı önleyici sistemin performans değerlendirme parametresi, motorun ileri kademelerinden alınan sıcak havanın kanatçıkların üzerinde bulunan kanallardan çıktıktan sonra kanatçığın firar kenarını yaladığı alan olarak belirlenmiştir.

4.2 Deney Düzeneği

Buzlanmayı önleyici sistem için değişik pah ölçülerine göre jet akış performansının test edildiği çalışmada deney düzeneği genel olarak aşağıdaki elemanlardan oluşmaktadır:

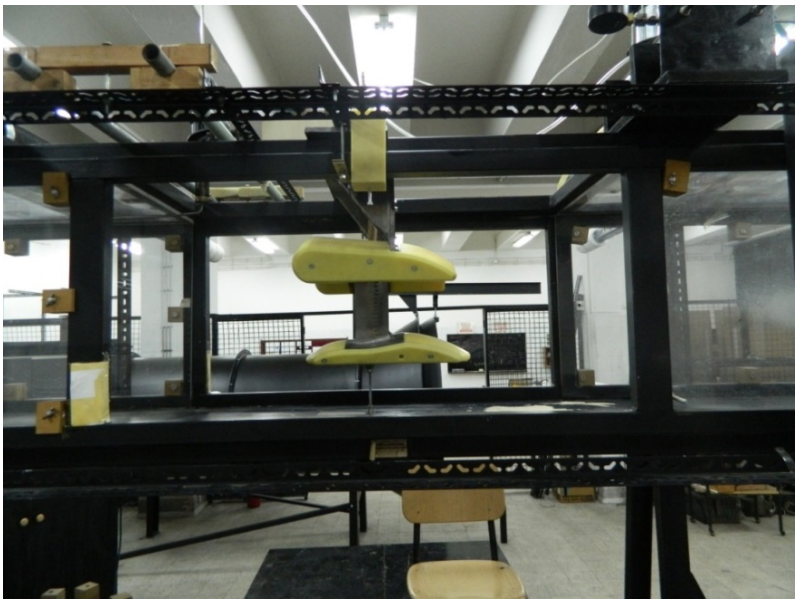
- Ana akışı sağlayan ve test edilecek modellerin monte edildiği rüzgar tüneli,
- Küçük tiner tankı,
- Tiner tankının basınçlandırılmasını ve jet akışını sağlayan vidalı hava kompresörü,
- Kompresörden gelen havanın basıncının ayarlanmasını sağlayan iki regulator,
- Tinerin atomize olmasını sağlayan tabanca,
- Boya kaldırıcı kimyasalın yoğuşmasını önlemek için gerektiğinde kullanılmak üzere ısıtıcı system,
- Performansı test edilecek olan 0 mm (pahsız), 0.8 mm, 1.7 mm, 2 mm yarıçaplı pahlara sahip kanatçıklar ve kanatçıkların rüzgar tüneline sabitlenmesini sağlayan montaj elemanları,
- Tünel hızını set edebilmek ve kanatçıktaki deliklerden çıkan havanın hız profilini çıkarabilmek için kullanılan pitot tüpleri,
- Pitot tüpleriyle ölçüm alınabilmesini sağlayan U-manometre,
- Kimyasallar.

4.2.1 Rüzgar tüneli

Ana akış olarak isimlendirdiğimiz, statör kanatçıklarına gelen havanın deney ortamında elde edildiği ve performansları test edilecek kanatçıkların monte edildiği "ANKA" isimli rüzgar tünelidir. Maksimum 43 m/s hıza ulaşılabilen tünelde kinematik benzerlik kullanılarak hesaplanan hız değeri olan 40 m/s değeri de rahatlıkla sağlanmaktadır. Aşağıda şekil 4.1 ve şekil 4.2'de ANKA rüzgar tüneli ve tünel içinde kanatçıkların monte edildiği yaklaşık 1x0.5x0.5 m boyutlarındaki deney odası görülebilmektedir.



Şekil 4.1 : ANKA rüzgar tüneli.



Şekil 4.2 : Rüzgar tüneli deney odası

4.2.2 Tiner tankı

Kanatçıların firar kenarındaki boyayı kaldırmak için kullanılan tinerin muhafaza edildiği ve sisteme pompalandığı alüminyum tanktır. 120 mm çapa, 1 mm cidara ve 150 mm yüksekliğe sahiptir. Aşağıda şekil 4.3'te görülebildiği gibi tank, kompresörden gelen mavi hortum aracılığıyla basınçlandırılarak tinerin daha küçük çaplı şeffaf hortum aracılığıyla tabancaya iletilmesini sağlamaktadır.



Şekil 4.3 : Tiner tankı.

4.2.3 Vidalı hava kompresörü

Jet akışı olarak isimlendirdiğimiz, motorun ileri kademelerinden alınıp kanatçıklara verilen basınçlı havayı deney ortamında sağlayan vidalı hava kompresörüdür. Aynı zamanda tabancada oluşan ters basıncı yenerek sisteme tiner iletilmesini sağlayan tiner tankını basınçlandırma işlemi de aynı kompresör kullanılarak yapılmaktadır. 8 bar büyüklüğüne kadar basınçlı hava sağlayabilen kompresör deney için gerekli maksimum 3.85 bar değerindeki basınçlı havayı da rahatlıkla sağlayabilmektedir. Şekil 4.4'te deneyde kullanılan vidalı hava kompresörü ve havanın depolandığı basınç tankı görülebilmektedir.



Şekil 4.4 : Vidalı hava kompresörü ve basınç tankı.

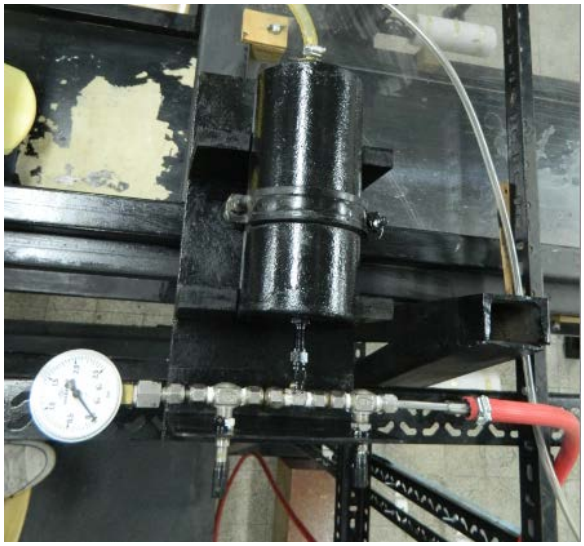
4.2.4 Regülatörler

Kompresörden gelen havanın basınç değerini istenilen büyüklükte sabit olarak tutabilmek için kullanılan sistemlerdir. Tabancaya giden havanın basıncını istenilen değerlerde tutmak için kullanılan regülatör aşağıda Şekil 4.5'te gösterilmiştir.



Şekil 4.5 : Regülatör I.

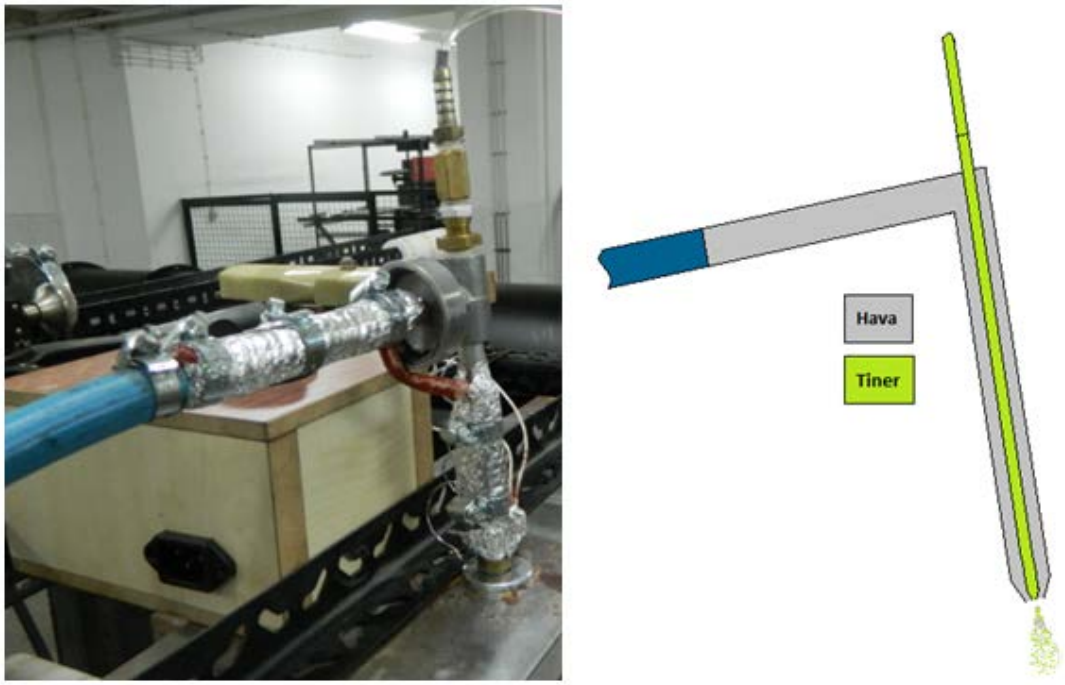
Ayrıca tiner tankını basınçlandırmak için kompresörden gelen havanın basınç değerini ayarlayarak kanatçığa giden tiner debisinin istenilen düzeyde tutulmasını sağlayan regülatör de Şekil 4.6'da görülebilmektedir.



Şekil 4.6 : Regülatör II.

4.2.5 Tabanca

Kompresörden gelen basınçlı hava ve tiner tankından gelen tinerin karışımının olduğu ve tineri atomize olarak püskürten sistemdir. Aşağıda Şekil 4.7'de tabancaya ait resimler görülebilmektedir.



Şekil 4.7 : Tabanca.

4.2.6 Isıtıcı sistem

Boya kaldırıcı kimyasal atomize olarak tabancadan çıkmasından sonra basınç düşmesi ve duvar etkisi gibi sebeplerle yoğuşmasını önlemek amacıyla tineri ve havayı tabancadan çıkmadan ısıtıcı tellerle ısıtmaya yarayan sistemdir. İstenilen sıcaklık ayarı için termostat da içeren sistem Şekil 4.8'de görülmektedir. Ancak deneyde kullanılan testlerde boya kaldırıcı kimyasal olarak kullanılan tinerde yoğuşma problemi görülmediğinden ısıtıcı sistem çalıştırılmamıştır.



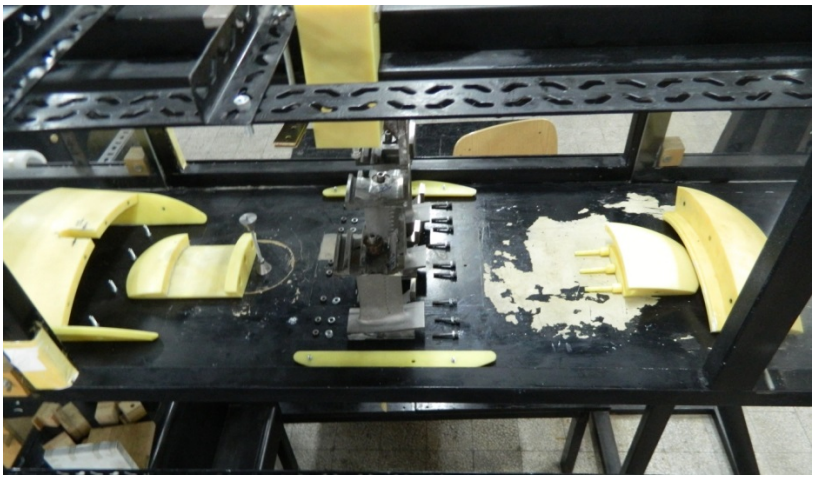
Şekil 4.8 : Isıtıcı sistem.

4.2.7 Kanatçıklar ve montaj elemanları

Farklı pah yarıçaplarına sahip kanatçıklar test edilmek üzere yerleri değiştirilerek deney sırasına göre tünele monte edilmektedir. Kanatçıklar, montaj elemanları ve montajlanmış durum şekil 4.9, 4.10 ve 4.11'de gösterilmiştir.



Şekil 4.9 : Kanatçıklar.



Şekil 4.10 : Montaj elemanları.



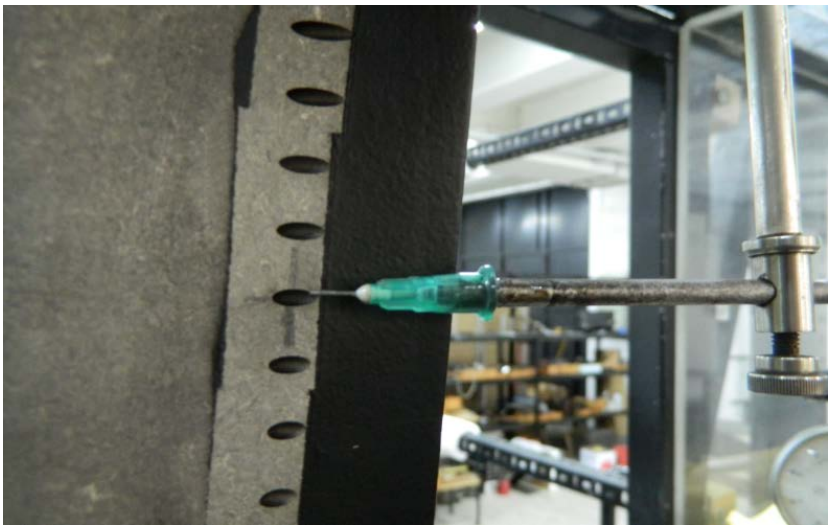
Şekil 4.11 : Montajlanmış durum.

4.2.8 Pitot tüpleri

Pitot tübü direk olarak akışa yerleştirilen ve toplam basıncı ölçmeye yarayan bir araçtır. Daha sonra ölçülen değerin statik basınçla olan farkı (dinamik basınç) ve Bernoulli denklemi kullanılarak akış hızı hesaplanmaktadır. Deney için gerekli tünel hızını set etmek için kullanılan pitot tübü Şekil 4.12'de gösterilmiştir. Kanatçıklar üzerinde bulunun delikler çok küçük yarıçaplara sahip olduğundan hız profilini çıkarmak için yapılan ölçümlerde kullanılan pitot tübü ise çok daha küçük olan ve Şekil 4.13'te gösterilen iğne pitot tübüdür.



Şekil 4.12 : Pitot tübü.



Şekil 4.13 : İğne pitot tübü.

4.2.9 U-manometre

Pitot tübüyle birlikte tüneldeki ana akış ve tek delikteki jet akış basınçlarını ölçmede kullanılmış olan manometredir. Yaklaşık olarak 2700 mm su basıncı,yani 0,25 bar değerine kadar basınçları ölçebilmektedir. Şekil 4.14'te ölçümlerde kullanılan U-manometre görülmektedir.



Şekil 4.14 : U-Manometre.

4.2.10 Kimyasallar

Deneyde kullanılan kimyasal malzemeler kanatçıkların firar kenarlarını boyamak için kullanılan sentetik boya ve boya kaldırıcı olarak kullanılan sentetik tinerdir. Boya olarak parlak titanyum kanatçıkların üzerinde kolayca fark edilebilen beyaz renk seçilmiştir.

4.3 Deney Hazırlıkları

4.3.1 Deney ve gerçek model benzerliğinin kurulması

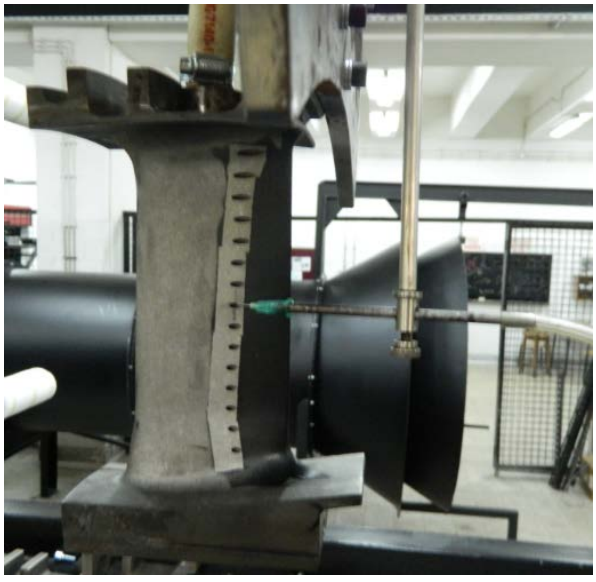
Gerçek koşul ve deney koşulları için kinematik benzerlik ilişkisi kurulmuştur ve R parametre değerleri buna göre hesaplanmıştır. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği bölümünde benzerlikle ilgili daha detaylı açıkalamaya yer verilmiştir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği sonuçlarına göre deneylerin R' parametresine göre yapılması uygun görülmüştür. Gerçek koşul değerleri buna göre hesaplanan deney koşulları Çizelge 4.1'de gösterilmektedir.

Çizelge 4.1: Önceden belirlenen ve deney için hesaplanan değerler.

	Gerçek		Tek Delik					Deney			
#	ρ (kg/m^3)	V_ana_ akış (m/s)	ρ_ai (kg/m^3)	V_jet (m/s)	R	R'	R''	Ana Akış Hızı (m/s)	R Jet Akış Hızı (m/s)	R' Jet Akış Hızı (m/s)	R'' Jet Akış Hızı (m/s)
1	0,7671	85,4	2,2745	110,9	1,2983	3,8496	4,9982	40	51,9	154,0	199,9
2	1,3467	48,4	1,9120	89,3	1,8452	2,6197	4,8338	40	73,8	104,8	193,4

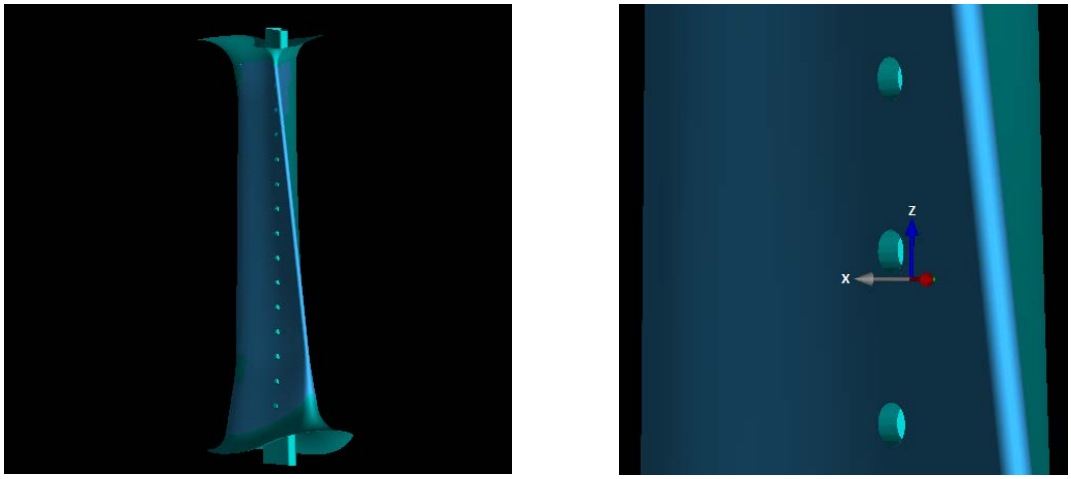
4.3.2 Hız profilinin çıkarılması

Deney düzeneğini istenilen durumlardaki hızları elde edebilecek şekilde set etmek için kanatçıklardaki deliklerin hız profilinin çıkarılması amaçlanmıştır. Bu işlem yapılırken iki ayrı eksende farklı noktalarda ölçülen basınç değerlerinden hız değerleri hesaplanmış ve hız profilleri elde edilmiştir.



Şekil 4.15 : Hız profili ölçümü.

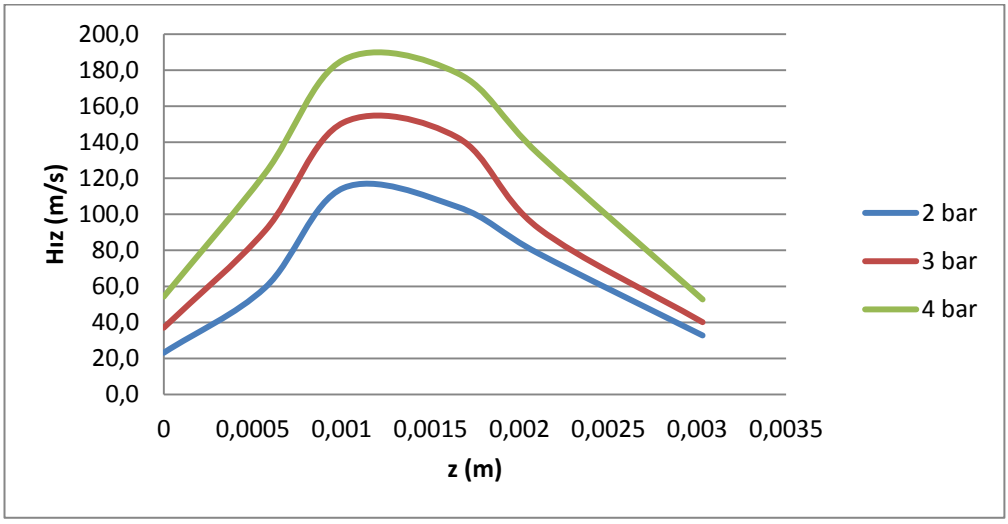
Pahsız stator palesindeki orta delikten (üstten ve alttan 8. delik) Şekil 4.15'te gösterilen iğne pitot tübüyle yapılan ölçümler ve bu ölçümlerden hesaplanan hız değerleri ve grafikler aşağıda Çizelge 4.2, Şekil 4.17, Çizelge 4.3 ve Şekil 4.18'de gösterilmiştir. Tablolarda görülen x ve z eksenlerinin doğrultu ve yönleri Şekil 4.16'da belirtilmiştir. Elde edilen grafiklere program yardımıyla eğri uydurulmuş ve bu eğri integre edilerek ortalama hız değerleri elde edilmiştir.



Şekil 4.16 : Eksen takımı.

Çizelge 4.2 : Tek jet için z e kseninde basınç ölçümleri.

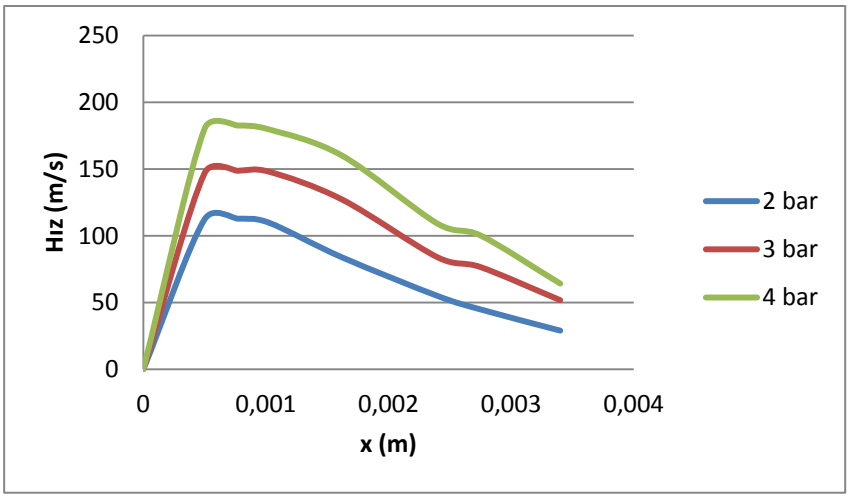
		2 bar	3 bar	4 bar	2 bar	3 bar	4 bar
x (mm)	**x(mm)**	**P (mm su)**	**P (mm su)**	**P (mm su)**	**V2 (m/s)**	**V3 (m/s)**	**V4 (m/s)**
0	0	32	82	176	23,2	37,1	54,3
0,57	0,00057	210	494	900	59,3	91,0	122,8
1,01	0,00101	784	1360	2060	114,6	150,9	185,8
1,65	0,00165	648	1216	1900	104,2	142,7	178,4
2,11	0,00211	364	506	1060	78,1	92,1	133,3
3,03	0,00303	64	96	166	32,7	40,1	52,7



Şekil 4.17 : Hız profili (z ekseninde).

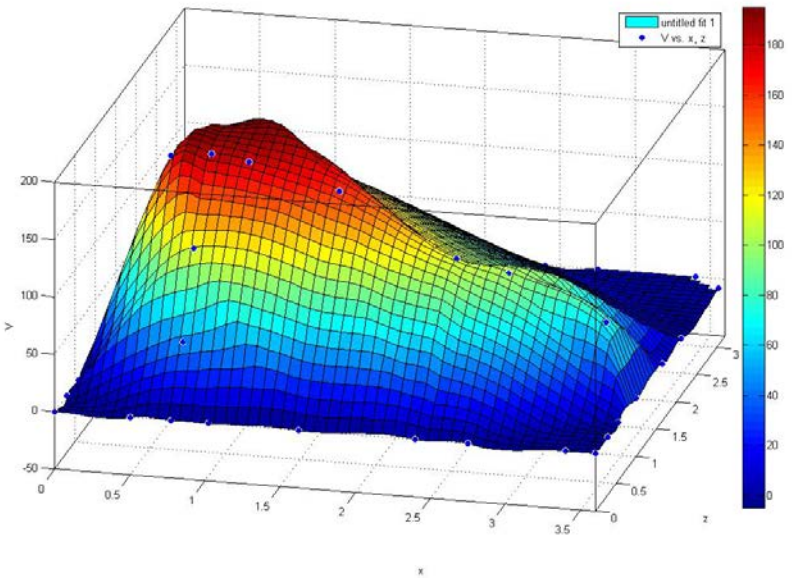
Çizelge 4.3 : Tek jet için x ekseninde basınç ölçümleri.

		2 bar	3 bar	4 bar	2 bar	3 bar	4 bar
x (mm)	**x(mm)**	**P (mm su)**	**P (mm su)**	**P (mm su)**	**V2 (m/s)**	**V3 (m/s)**	**V4 (m/s)**
0	0	0	0	0	0	0	0
0,5	0,0005	754	1290	1940	112,4	147,0	180,3
0,77	0,00077	760	1320	1990	112,8	148,7	182,6
1,02	0,00102	722	1310	1930	110,0	148,1	179,8
1,62	0,00162	420	966	1530	83,9	127,2	160,1
2,4	0,0024	180	420	710	54,9	83,9	109,1
2,75	0,00275	120	350	600	44,8	76,6	100,3
3,4	0,0034	50	160	246	28,9	51,8	64,2

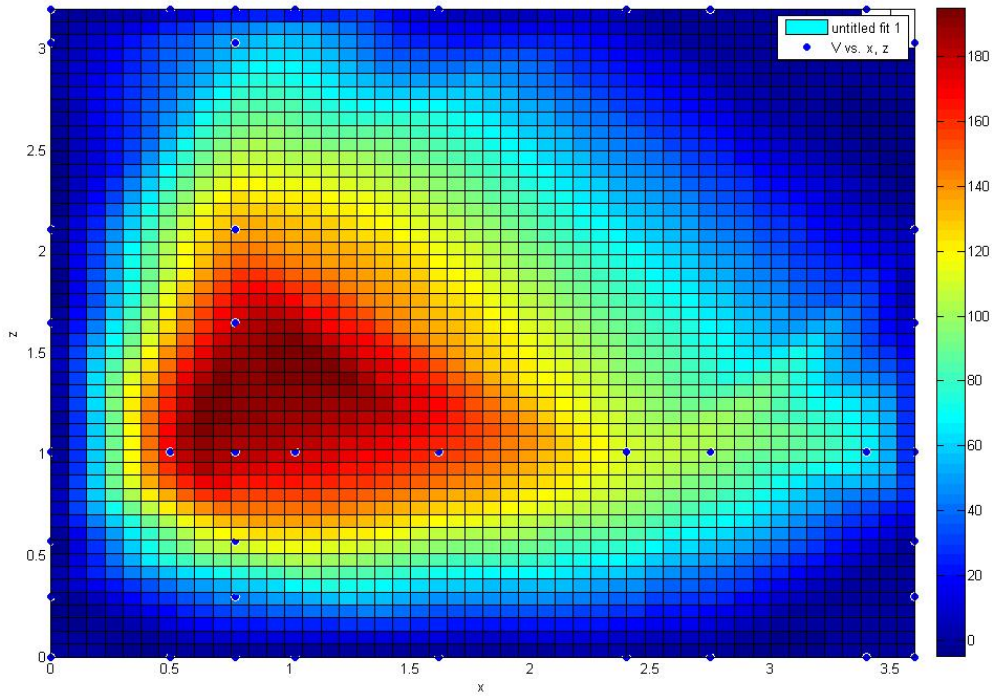


Şekil 4.18 : Hız profili (x ekseninde).

Daha sonra elde edilen değerler düzenlenerek 3 boyutlu hız profili elde edilmiştir. 4bar kompresör basıncına karşılık elde edilen hız değerleri kullanarak oluşturulan 3 boyutlu hız profili ve konturu Şekil 4.19 ve 4.20'de görülmektedir.



Şekil 4.19 : 3 boyutlu hız profili.



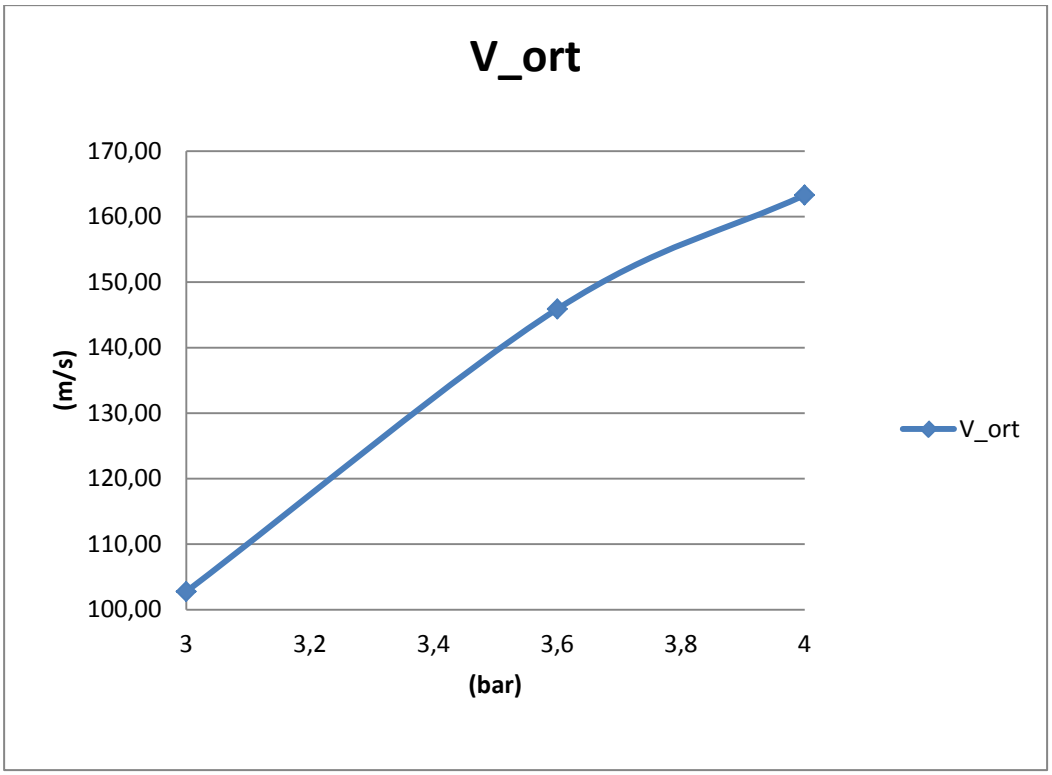
Şekil 4.20 : Hız konturu.

4.3.3 Kalibrasyon

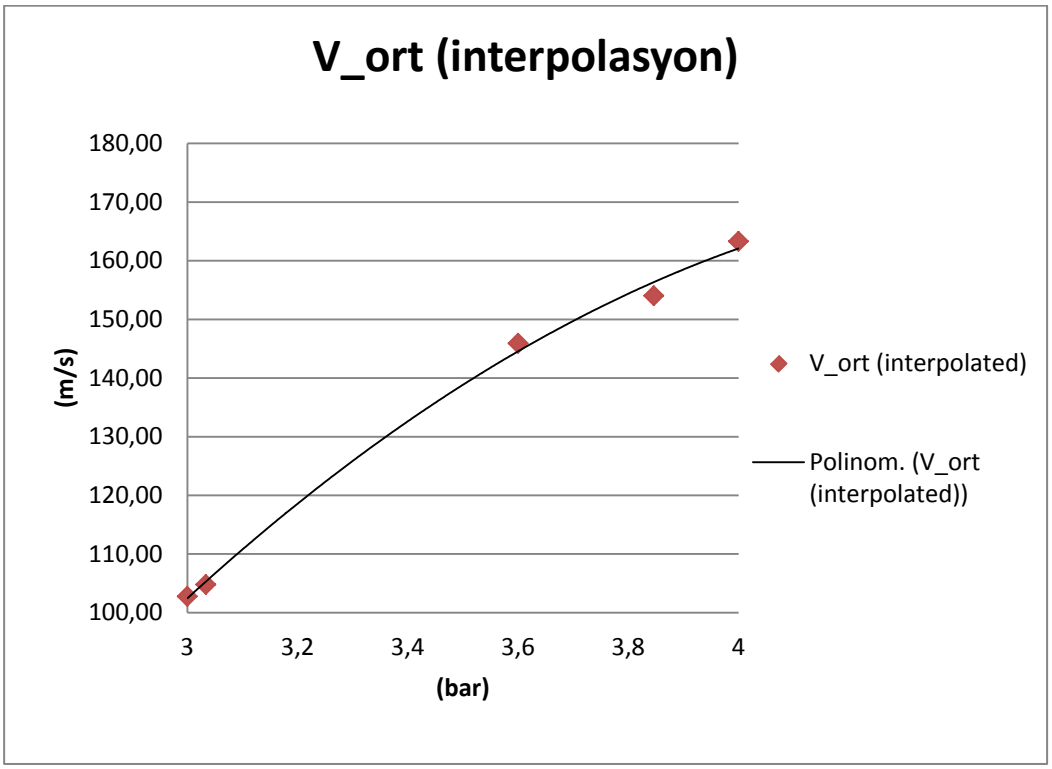
R' parametresine göre gerekli deney koşullarını elde etmek adına ayarlanması gereken kompresör basınç değerlerini bulmak için ortalama hız değeleri bulunmalıdır. Orta delikten elde edilen hız profilleri integre edilerek 3 ayrı kompresör basıncı için ortalama hızlar hesaplanmıştır (Şekil 4.21 ve 4.22). Aşağıda Çizelge 4.4'te ölçümlerden hesaplanan değerler gösterilmiştir. Sonuçları kullanarak yapılan interpolasyonlar sonucu ise deney durumları için hesaplanan kompresör basınçları mavi arka planda gösterilmiştir.

Çizelge 4.4 : Kompresör basıncına karşılık gelen jet hızları.

P_komp (bar)	V_ort (m/s)
3	102,77
3,03	104,80
3,6	145,90
3,85	154,00
4	163,30



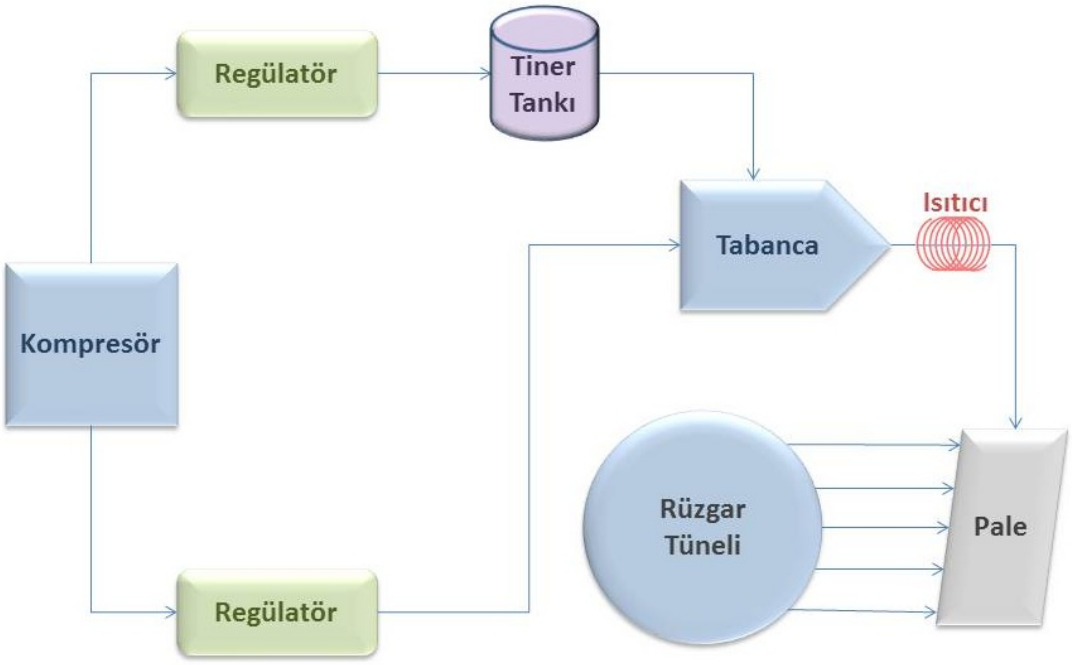
Şekil 4.21 : Kompresör basıncına göre ölçülen hız değerleri.



Şekil 4.22 : Interpole edilmiş basınç-hız değerleri.

4.4 Deneyin Yapılışı

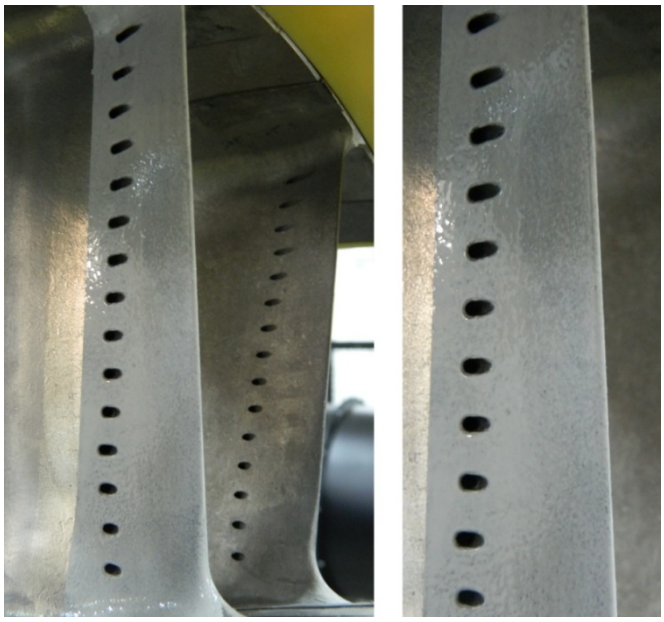
Deney düzeneğini ve bağlantıların içeren deney şeması şekil 4.23'te gösterilmiştir.



Şekil 4.23 : Deney şeması.

Deney düzeneği kurulduktan sonra deneyin yapılışı aşağıda adım adım maddelenmiştir:

- Tiner tankı boya kaldırıcı kimyasal olarak kullanılan tiner ile doldurulur.
- Rüzgar tüneli çalıştıkça laboratuvardaki hava ısındığından ve havanın özgül ağırlığı değiştiğinden deneye başlamadan önce rüzgar tünelinin set edilen tünel hızında 1 saat kadar çalıştırılması sağlanır. Böylece belli bir sıcaklıkta daimi koşullar sağlanmış olur. Bu projede tüm deneyler laboratuvar hava sıcaklığı 30 ^{o}C'de gerçekleştirilmiştir.
- Test edilecek kanatçığın firar kenarı Şekil 4.24'te görüldüğü gibi beyaza boyanır. Boyama işleminden önce deliklerin hemen soluna yapıştırılan bant boyama işleminden sonra kaldırılarak düzgün bir boya sınırı elde edilir. Ayrıca boyama işlemi süngerle ve ince olarak uygulanır.
- Her deneyde boyama işlemi sırasında bir taraftan tiner tankı kontrol edilir ve gerekirse tanka tiner ilave edilir.
- Boya ve tiner hazırlıkları tamamlandığında rüzgar tüneli çalıştırılır.



Şekil 4.24 : boyanmış firar kenarı.

- Arkasından önce jet debisini sağlayan kompresör vanası açılarak regülatör aracılığıyla basınç istenilen değere getirilir.
- Daha sonra tiner tankını basınçlandıran kompresör vanası açılır ve regülatör yardımıyla küçük bir basınç verilerek tinerin yavaşça tabancaya girmesi sağlanır.
- Deliklerden ilk tiner çıkışıyla boya kaldırma görüldüğünden itibaren zaman tutularak 30 dk boyunca beklenir ve süre bitince tüm sistemler deney başlangıcının tersine sırayla kapatılır.
- Elde edilen sonuç kanatçığın yanına metre konularak en iyi sonucu alabilmek için birden çok kere ve değişik açılardan fotoğraflanır.

4.4.1 Tiner tüketimi

Deneyler sırasında iki farklı durum için (durum-1 ve durum-2) alınan iki ölçüme göre 30 dk boyunca deneylerde ilk durum için 330 ml, ikinci durum için ise 320 ml tiner tüketildiği görülmüştür. Sonuç olarak 30'ar dakika süren her deney başına ortalama 325 ml tiner kullanılmıştır. Bu da yaklaşık 0.18 ml/s veya 1.8×10^{-7} m^3/s hacimsel debiye karşılık gelmektedir. 30 ^oC sıcaklıkta sentetik tinerin yoğunluğu yaklaşık 750 kg/ m^3 olduğundan tinerin kütlesel debisi de 1.35×10^{-4} kg/s olarak hesaplanabilir. Çizelge 4.5 ve 4.6'da hesaplanılan değerlerde görüldüğü gibi tiner debisinin jet hava debisi yanında ihmal edilebilir orana sahip olduğu görülmektedir.

Çizelge 4.5: Tüketilen tinerin hacimsel debisi.

Durum	1	2
Deney Tiner Debisi (m^3/s)	1,8x10-7	1,8x10-7
Deney Jet Debisi (m^3/s)	0,0096	0,0065
Oran (%)	0,0019	0,0028

Çizelge 4.6: Tüketilen tinerin kütlesel debisi.

Durum	1	2
Deney Tiner Debisi (kg/s)	1,35x10-4	1,35x10-4
Deney Jet Debisi (kg/s)	0,011	0,0076
Oran (%)	1,2	1,78

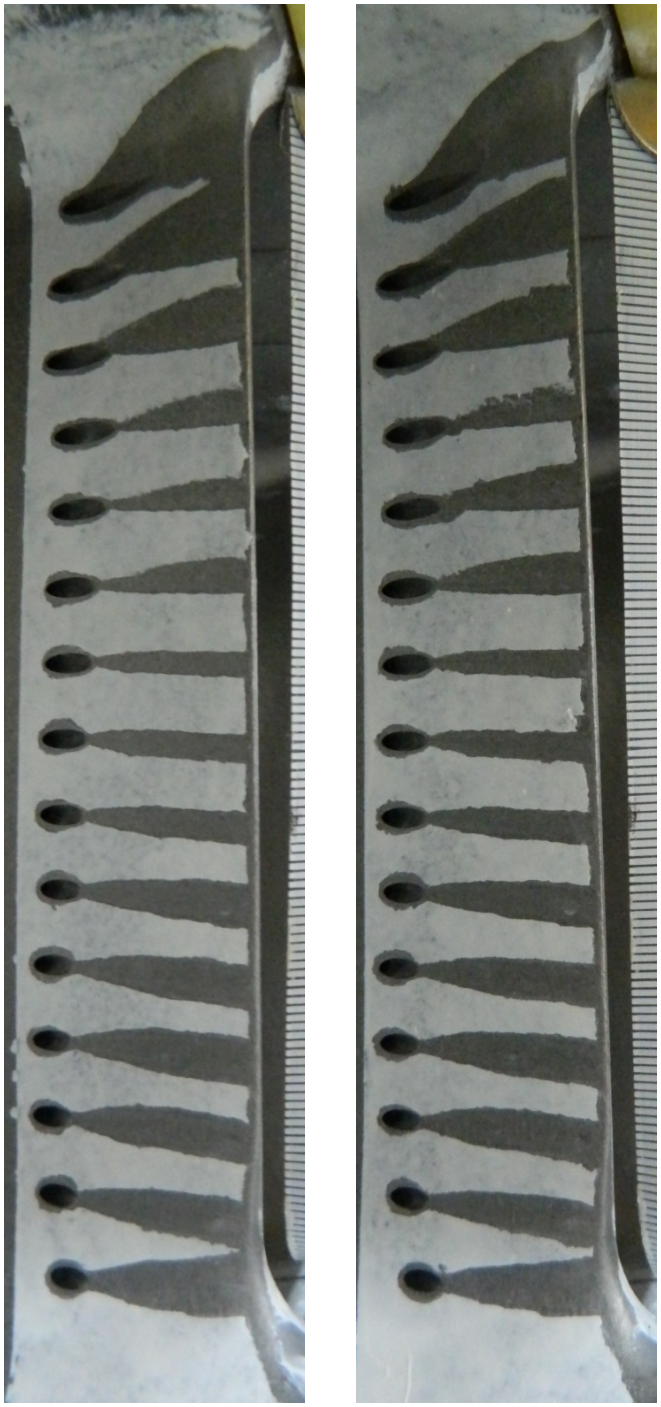
4.5 Deney Sonuçları ve Değerlendirme

Deney sonuçları değerlendirilirken farklı pah yarıçaplarının ve farklı hız durumlarının jet performansına etkilerini daha iyi anlayabilmek için aynı pah yarıçapındaki farklı hız durumlarındaki sonuçlar ve aynı hız durumu ve farklı pah yarıçaplarındaki sonuçlar kendi içlerinde karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. Üretimdeki kısıtlamalar veya hatalar nedeniyle pah kırma işlemi çok hassas yapılamamış olduğundan her kanatçıkta belirtilen pah yarıçapından farklı ölçülerde kırılmış pahlar bulunmaktadır. Çizelge 4.7'de her delik için pah yarıçapları gösterilmektedir. Tolerans dışında kalan pahlar pembe renkte gösterilmiştir. Sonuçlar değerlendirilirken tolerans dışı pahlara sahip delikler göz ardı edilmiştir.

Çizelge 4.7 : Delik pah yarıçapı dağılımı.

Pah Yarıçapları		
0,8 mm	**1,7 mm**	**2 mm**
1,31	1,59	2,94
1,12	1,6	1,85
0,92	1,63	1,85
1,01	2,39	2,14
1,21	2,23	2,06
0,94	1,81	2,13
0,9	1,76	1,9
0,93	1,68	1,86
0,73	1,68	1,9
0,85	1,57	2,15
0,85	1,56	1,93
0,95	1,43	1,97
0,82	1,57	2,15
0,82	1,55	1,98
0,88	1,56	2,02

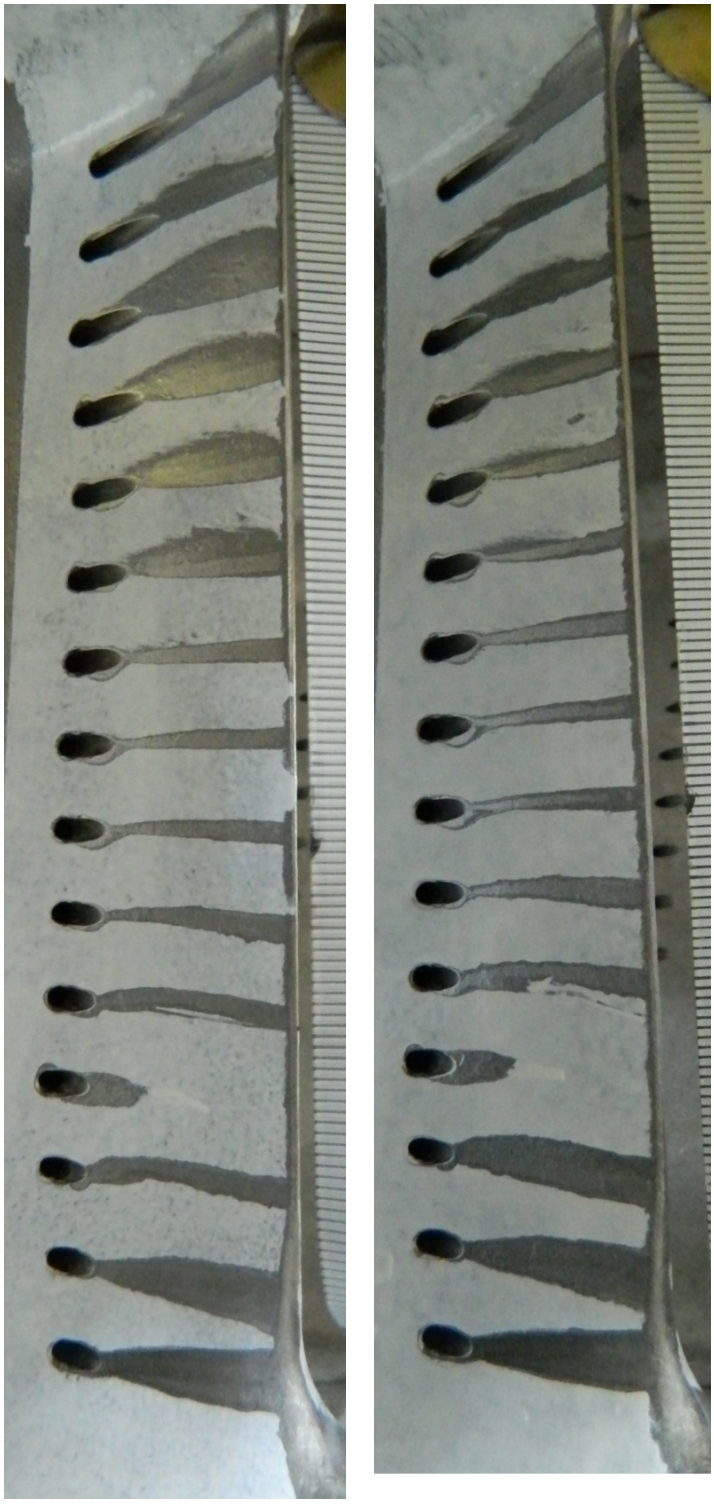
Durum 1 **Durum 2**



Şekil 4.25 : Pahsız kanatçık için farklı jet hızlarındaki deney sonuçları.

Şekil 4.25‘te görüldüğü üzere pahsız durum için farklı durumlarda yapılan deneylerde çok büyük farklılık olmamamış ve her iki durum için birbirine çok yakın sonuçlar elde edilmiştir. Sonuç olarak pahsız kanatçık için farklı jet hızındaki durumların jetin firar kenarını yalama performansı üzerinde önemli bir etkisi olmadığı görülmüştür.

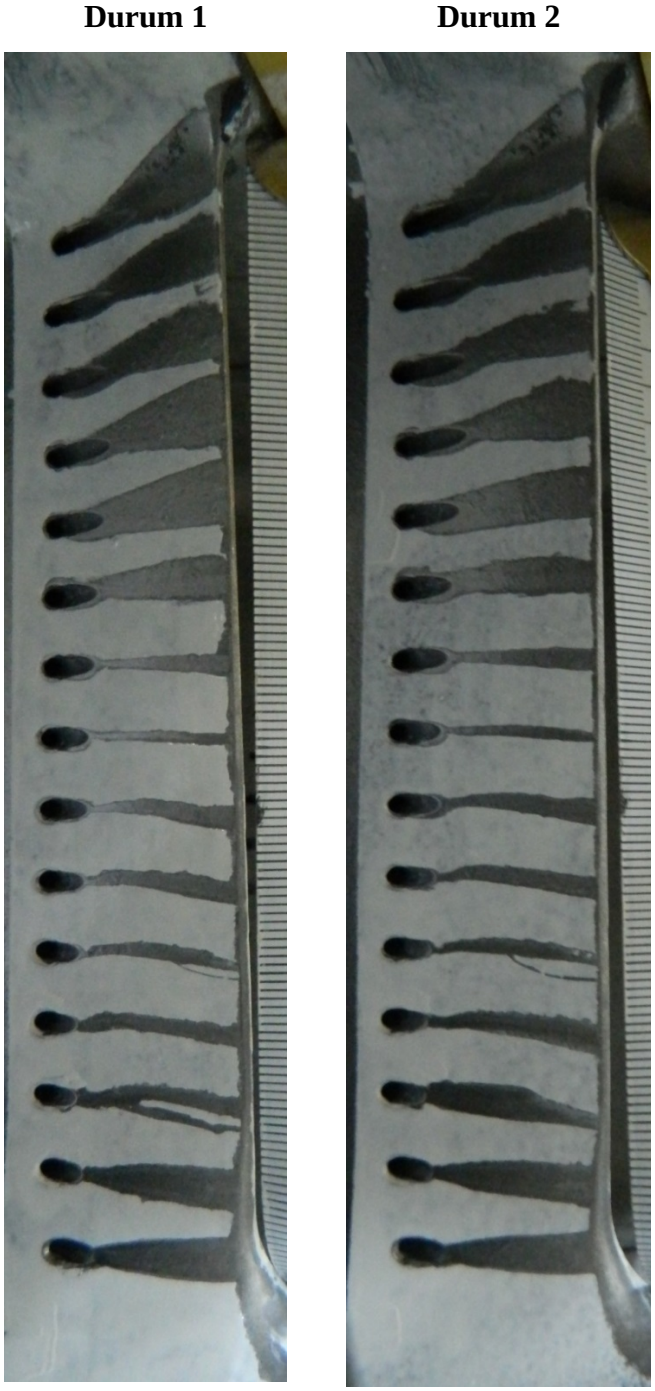
Durum 1 **Durum 2**



Şekil 4.26 : 0,8 mm yarıçaplı paha sahip kanatçık için farklı jet hızlarındaki deney sonuçları.

Pah yarıçapları 0,8 mm olan kanatçığın yukarıda gösterilen şekil 4.26'daki sonucu incelendiğinde ilk farklı jet hızındaki durumlar arasında jetin firar kenarını yalama performansında çok büyük farklar olmadığı görülmektedir. Bununla birlikte üstteki

deliklerde durum-1'in durum-2'ye göre jet performansının bir miktar daha iyi olduğu da görülmektedir. Ancak üst üstten birinci, ikinci, dördüncü ve beşinci deliklerin tolerans dışı pahlara sahip delikler olduğu ve 0,8 mm grubuna dahil edilmediği düşünülürse, başta belirtildiği gibi, 0,8 mm yarıçaplı pahlara sahip kanatçık için farklı jet hızı durumlarının jetin firar kenarını yalama performansı üzerinde önemli bir etkisi olmadığı söylenebilir.



Şekil 4.27 : 1,7 mm yarıçaplı paha sahip kanatçık için farklı jet hızlarındaki deney sonuçları.

Şekil 4.27'de görüldüğü gibi 1,7 mm yarıçaplı pahların bulunduğu kanatçık için deney sonuçlarına bakıldığında farklı jet hızı durumları için birbirine çok yakın jet performansları elde edilmiştir. Bununla birlikte özellikle üst deliklerde durum-1'de jetin firar kenarını yaladığı alan durum-2'ye göre küçük bir miktar daha fazladır. Ancak genel olarak düşünüldüğünde 1,7 mm yarıçaplı pah grubu için de farklı jet hızı durumlarının jet firar kenarını yalama performansı üzerinde büyük bir etkisi olmadığı söylenebilir.

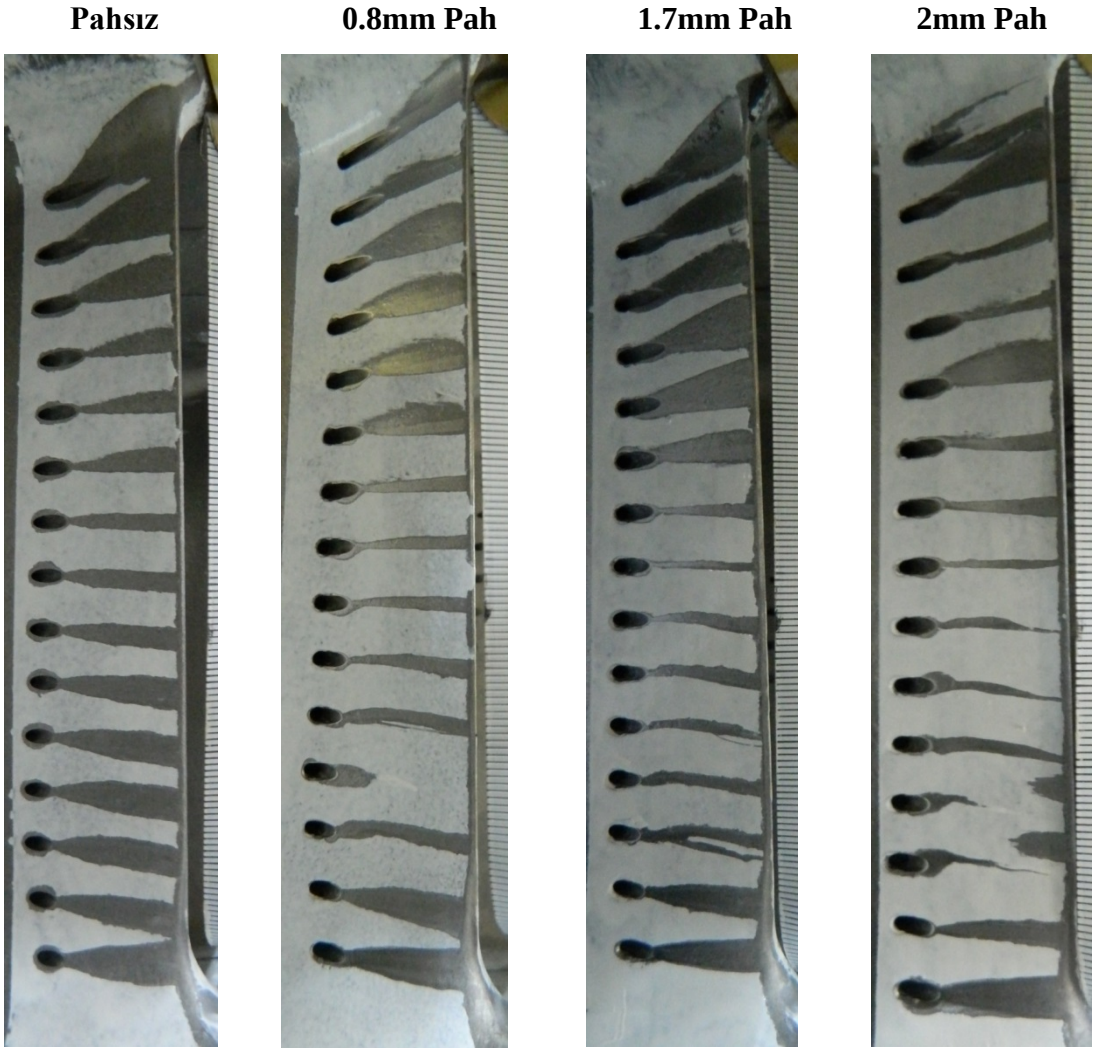
Durum 1 **Durum 2**



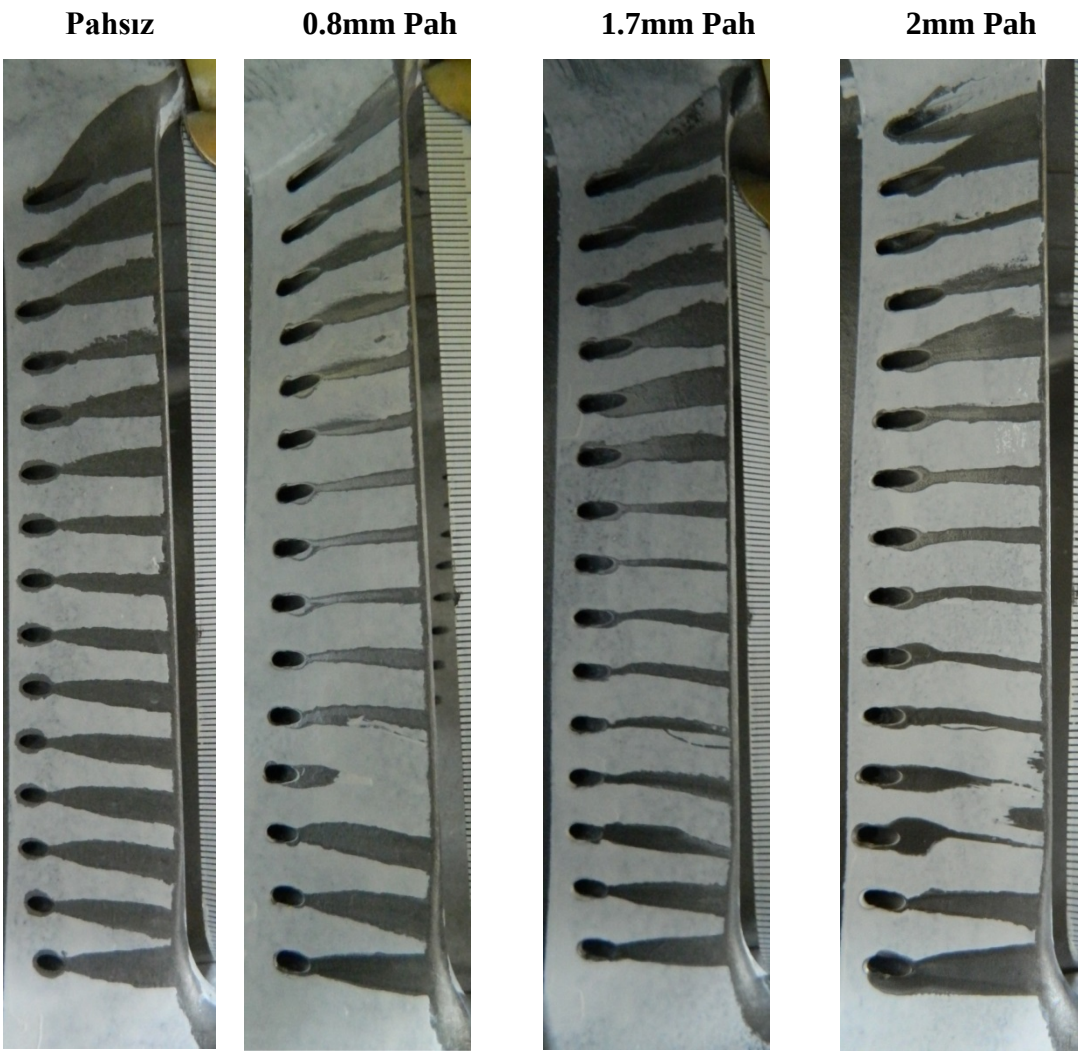
Şekil 4.28 : 2 mm Yarıçaplı paha sahip kanatçık için farklı jet hızlarındaki deney sonuçları.

Test edilen en büyük pah yarıçapı olan 2 mm'ye sahip olan kanatçığın deney sonuçları şekil 4.28'de gösterilmiştir. Sonuçlardan anlaşılacağı gibi 2 mm yarıçaplı pah grubunda benzer performans özellikleri olduğu gibi diğer gruplardan farklı olarak farklı jet hızı durumları jet performansında daha büyük farklara neden olmuştur. Aynı zamanda diğer pah gruplarının aksine 2 mm yarıçaplı pah grubu için durum-1 hemen hemen tüm deliklerde durum-2'ye göre daha iyi bir jet performansına sahiptir. Sonuç olarak bu karşılaştırmalardan çıkarılabilecek iki sonuç şöyle belirtilebilir:

- Pah yarıçapı arttıkça jet hızındaki farklılıkların jetin firar kenarını yalama performansına etkisi de artmaktadır.
- Farklı jet hızı durumları için 1,7 mm ve daha küçük yarıçaplı pahlarda jet hızı arttıkça jetin firar kenarını yalama performansı artarken pah yarıçapı büyüdükçe jet hızı arttıkça jet performansı düşmektedir.



Şekil 4.29 : Durum-1 için farklı pah yarıçaplarındaki deney sonuçları.



Şekil 4.30 : Durum-2 için farklı pah yarıçaplarındaki deney sonuçları.

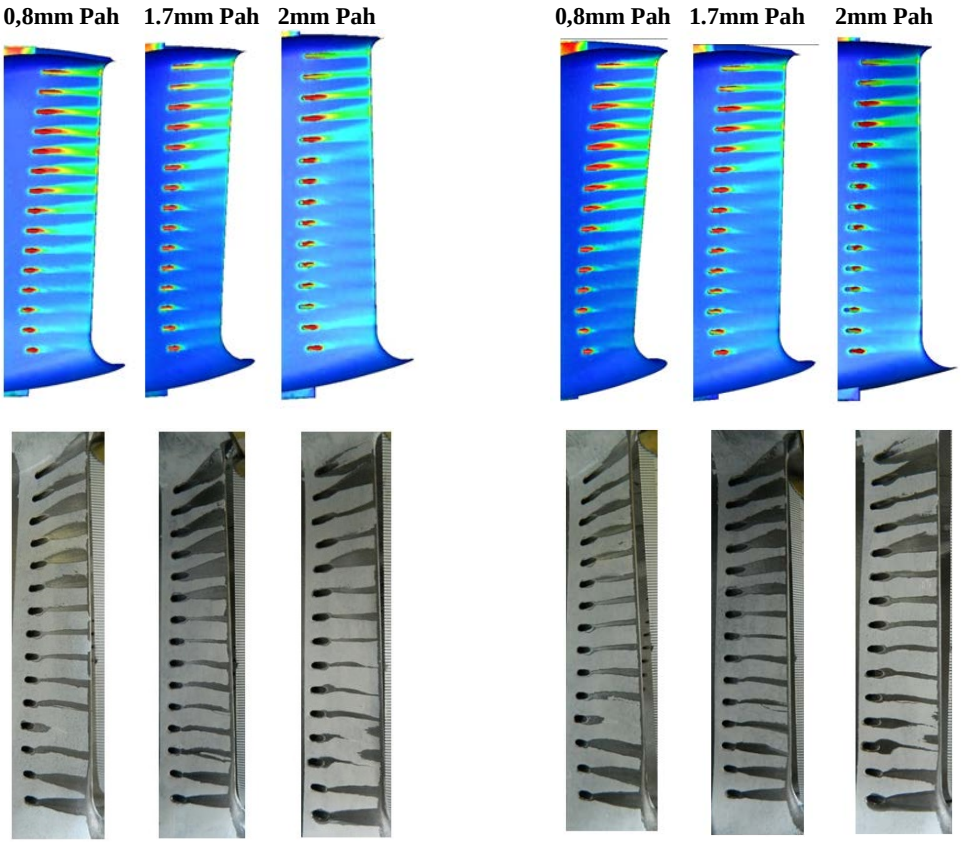
Yukarıda şekil 4.29 ve 4.30'daki deney sonuçlarında görüldüğü gibi her iki jet hızı durumu için de jetin firar kenarını yalama performansları karşılaştırıldığında en başarılı performansı beklenildiği üzere pahsız grup göstermiştir.

Pah kırılmış durumlar içinde ise 1,7 mm pah yarıçapına sahip kanatçık diğerlerine göre daha iyi bir performans göstermektedir.

0,8mm pah yarıçapına sahip palede beklenilen sonucun alınılmamasının nedeni üretimdeki kısıtlamalar ve pah kırma işlemindeki hatalar olarak tahmin edilmektedir. 2 mm pah yarıçapına sahip kanatçıkta ise beklenildiği gibi diğerlerine göre daha kötü bir performans görülmektedir.

5. SAYISAL VE DENEYSEL SONUÇLARIN KARŞILAŞTIRILMASI

Şekil 5.1'de gösterilen sonuçlara bakıldığında her iki analizde de pah yarıçapı 2mm'ye kadar büyütüldüğünde kanatçıklardaki deliklerden çıkan havanın kanatçık firar kenarı yüzeyine temasının azaldığı ve pratikte istenilen verimin alınması için pah kırma işleminde daha küçük yarıçapların tercih edilmesi gerektiği söylenebilmektedir. Ancak, bunun dışında sayısal analiz sonuçlarının deneysel analiz sonuçlarıyla birebir örtüştüğü söylenemez. Bunun sebebi sayısal analizlerin aynı ölçülerde ve aynı sırada hatasız deliklerden oluşan ideal statör kanatçığı geometrisinin üzerinde yapılması, fakat deneysel analizlerin üretimdeki yetersizlikler veya hatalar sebebiyle birbirinden farklı ölçülerde ve yer yer sıradan sapmış deliklere sahip kusurlu geometri üzerinde yapılmasıdır.



a) Durum-1 b) Durum-2

Şekil 5.1 : Sayısal ve deneysel analiz sonuçları.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada gaz türbinli motorların kompresör ilk statör kademesinde bulunan kanatçıklar üzerindeki buzlanmanın giderilmesini sağlayan ve kanatçık üzerinde bulunan sıcak hava çıkışı olan deliklerin ağzında kırılan pahların akışa etkisi deneysel ve sayısal olarak incelenmek istenmiştir. Bu doğrultuda yol göstermesi açısından makale ve kitaplar araştırılarak benzer çalışmalar ve ilgili konular incelenmiştir. Bunun sonucunda k- ε türbülans modeli ve LES yaklaşımına karar verilerek farklı benzerlik parametreleriyle birçok sayısal analiz yapılmış, ardından sonuçlar incelenerek en uygun benzerlik parametresine karar verilmiş ve buna göre hesaplanan değerler kullanılarak deneysel analizler gerçekleştirilmiştir.

Analizler sonucunda elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- Pah yarıçapının artışı ile birlikte jet akışının yüzeyle teması azalmaktadır. Daha küçük pah yarı çapına sahip kanatçıklarda jet akışının kanatçık yüzeyiyle olan teması daha fazladır.
- Kanatçığın üst bölümlerinde bulunan jet çıkışlarında kanatçık profilinin burulmasından dolayı pah kırma yarıçapı çıkan jetin yüzeyle temasını çok etkilememektedir.
- Pah yarıçapı arttıkça jet hızındaki farklılıkların jetin kanatçık yüzeyine temasına olan etkisi artmaktadır ve jetin yüzeyi yalama performansı jet hızıyla ters orantılıdır. Pah yarıçapı küçüldükçe jet akışının kanatçık yüzeyine teması jet akışının hızından daha az etkilenmektedir.
- Deneysel sonuçlarda beklenildiği gibi en büyük pah yarıçapına (2,0 mm) sahip kanatçık en düşük performansı göstermiştir. En iyi performansı 1,7 mm pah yarıçapına sahip kanatçık göstermiştir. 0,8 mm pah yarıçapına sahip kanatçığın beklenen performansı gösterememesinin sebebi deliklerin üretimindeki yetersizlikler ve pah kırma ölçülerindeki hatalardır.
- Sayısal ve deneysel analizler genel olarak bir sonuçta birleşmektedir; ancak tüm sonuçların birebir örtüştüğü söylenemez. Bunun sebebi sayısal analizlerin aynı ölçülerde ve aynı sırada hatasız deliklerden oluşan ideal statör kanatçığı

geometrisinin üzerinde yapılması, fakat deneysel analizlerin üretimdeki yetersizlikler veya hatalar sebebiyle birbirinden farklı ölçülerde ve yer yer sıradan sapmış deliklere ve tolerans dışı pah yarıçaplarına sahip kusurlu geometri üzerinde yapılmasıdır.

Sonuç olarak söz konusu deliklerde pah kırılmasının ve üretimdeki hataların deliklerden çıkan jetin kanatçık firar kenarı yüzeyine temasını olumsuz yönde etkilediği tespit edilmiştir ve bunun önlenmesi ve istenilen verimin alınabilmesi için olabildiğinde küçük pah yarıçapı tercih edilmesi, üretim kalitesinin artırılması ve pah kırma işleminin daha hassas yapılması önerilmektedir.

Bunun dışında bu çalışmaya devam edilmek istenirse aşağıdaki farklı araştırma konuları önerilmektedir:

- Jet akışının kanatçık firar kenarı yüzeyine teması incelenirken, kanatçık üzerindeki sınır tabaka içindeki akış değerleri referans alınarak bütün değerlendirme buna gore yapılabilir ve sonuçlar karşılaştırabilir.
- Kanatçık burulmasının jet akışının kanatçık yüzeyine temasına olan etkisi incelenebilir.
- Jet çıkış deliklerinin kanatçık üzerinde farklı koordinatlara taşındığı farz edilerek delikler için performansın en yüksek olduğu pozisyonlar belirlenebilr.

KAYNAKLAR

[1] Jovanovic, M. B., de Lange, H. C. ve van Steenhoven, A. A (2006). Influence of hole imperfection on Jet Cross Flow Interaction, *International Journal of Heat and Fluid Flow 27*, 42-53.

[2] Özdemir, İ. B. ve Mutlu, **Y.** (2011). Ön Yatak Taşıyıcı Parça Üzerindeki Palelerden Tahliye Olan Havanın Yüzeye Etkisinin Araştırılması, Teknik Rapor.

[3] Faivre, V. ve Poinsot, T. (2004). Experimental and numerical investigations of jet **active** control for combustion applications, *Journal of Turbulence, Volume 5, Issue 1*, pp. 025.

[4] Jessen, W., Schröder, W. ve Klass, M. (2007). Evolution of jets effusing from inclined holes into crossflow, *International Journal of Heat and Fluid Flow 28*, 1312-1326.

[5] Lee, I. C., Chen, P. H. ve Chuyu, M. K. (2008). An experimental investigation of jet flows through a row of forward expanded holes into a mainstream over a concave surface, Experimental Thermal and Fluid Science, Volume 32, Issue 5, 1068-1080.

[6] Bae, Y. ve Kim, Y. I. (2014). Prediction of local loss coefficient for turbulent flow in axisymmetric sudden expansions with a chamfer: Effect of Reynolds number, *Annals of Nuclear Energy, Volume 73*, 33-38.

[7] Launder, B. ve Spalding, D. B. (1972). Lectures in Mathematical Model of Turbulence, Academic Press Inc.

[8] Schiestel, R. (2007). Modeling and Simulation of Turbulent Flows, Wiley-ISTE.

[9] Pope, S. B. (2000). Turbulent Flows, Cambridge University Press.

[10] Carlomagno, G. M. (2006). Colours in a complex fluid flow, *Optics & Laser Technology 38*, 230-242.

[11] Mutlu, Y. (2011). Elektrikli Araç Motorunun Soğutma Sistem Tasarımı, (yüksek lisans tezi), İTÜ, İstanbul.

[12] Sanakaran V. ve Merkle C. (2004). Comparison of Pressure Based and Density Based Methods for Low Mach Number CFD Computations, (sunum), Porquerolles, France, June 21-25.

[13] Kakaç, S. ve Yener, Y. (1995). Convective Heat Transfer. CRC Press, Boca Raton, FL.

[14] Hoffmann, K. A. (2000). Computational Fluid Dynamics, Volume 3., 4th Edition, Engineering Education System, Wichita, Kansas, USA.

[15] Dewan, A. (2011). Tackling Turbulent Flows in Engineering, Springer, Berlin.

[16] Fluent Inc, (2006). Fluent 6.3 User's Guide, Fluent.Inc, Lebanon.

[17] Orszag, S. A. ve Yakhot, V. (1986). Renormalization Group Analysis of Turbulence, *Proceedings of the International Congress of Mathematicians*, Berkeley, California, USA.

[18] Yakhot, V. ve Smith, L. M., The Renormalization Group, the ε-Expansion and Derivation of Turbulence Models, *Journal of Scientific Computing, Vol. 7, No. 1*, 35-60.

[19] Shih, T. H., Liou. W. W., Shabbir, A., Yang, Z. ve Zhu, J. (1994). A New k-ε Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows-Model Development and Validation, NASA Technical Momerandum 106721.

[20] Bakker, A., Oshinovo, L. M. ve Marshall, E. M. (2000). The Use of Large Eddy Simulation to Study Stirred Vessel Hydrodynamics, *10th European Conference on Mixing*, 247-254.

[21] Ariff, M., Salim, S. M ve Cheah, S. C. (2009). Wall Y^+ Approach For Dealing With Turbulent Flow Over a Surface Mounted Cube: Part1 – Low Reynolds Number, *Seventh International Conference on CFD in the Minerals and Process Industries*, CSIRO, Melbourne, Australia, December 9-11.

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad **:** Tevfik Caner ÜNAL

Doğum Yeri ve Tarihi **:** İzmir - 1987

E-Posta **:** tevfikcaner@yahoo.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** **:** 2010, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM

- **Nordwind Airlines** **:** 2014 – Halen, Uçak Sistemleri Mühendisi
- **Turkish Technic** **:** 2012 – 2014, Yapısal Sistemler Mühendisi
- **Turkish Technic** **:** Ağustos-Eylül 2009, Stajyer
- **TEI** **:** Temmuz-Ağustos 2009, Stajyer
- **Cevher Jant Sanayii** **:** Haziran-Temmuz 2007, Stajyer