

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ÇAPRAZ AKIŞ İÇERİSİNDE SICAK JET AKIŞININ SAYISAL VE DENEYSEL İNCELENMESİ

Makine Yük. Müh. Mustafa Kemal SEVİNDİR

**FBE Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Isı Proses Programında
Hazırlanan**

DOKTORA TEZİ

Tez Savunma Tarihi	: 21 Mart 2007
Tez Danışmanı	: Prof. Dr. Hasan Alpay HEPERKAN (YTÜ)
İkinci Tez Danışmanı	: Prof. Dr. Ing. Mete DEMİRİZ (GEL. FACH.)
Jüri Üyeleri	: Prof. Dr. Doğan ÖZGÜR (YTÜ)
	: Prof. Dr. Oktay ÖZCAN (YTÜ)
	: Prof. Dr. Murat TUNÇ (YÜ)
	: Prof. Dr. Haluk ÖRS (BÜ)

İSTANBUL, 2007

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
SİMGE LİSTESİ	iv
KISALTMA LİSTESİ	v
ŞEKİL LİSTESİ	vi
ÇİZELGE LİSTESİ	xi
ÖNSÖZ.....	xii
ÖZET	xiii
ABSTRACT	xiv
1. GİRİŞ	1
2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR	4
2.1 Çapraz akıştaki jet konusunda yapılan ilk araştırmalar (1932–1970)	4
2.1.1 Jet kesit şekli üzerine yapılan çalışmalar.....	4
2.1.2 Bağıntı parametresi ve etkin hız oranı üzerine yapılan çalışmalar	6
2.1.3 Jet yörüngesi üzerine yapılan çalışmalar	8
2.2 1970’li yıllarda yapılan araştırmalar	10
2.2.1 Yaratılmış basınçlar üzerine yapılan çalışmalar	10
2.2.2 Jetin çıkış şekli üzerine yapılan çalışmalar.....	12
2.2.3 Jetin sapma açısı üzerine yapılan çalışmalar	14
2.2.4 Çoklu jetler üzerine yapılan çalışmalar	14
2.2.5 Yüzey geometrisinin etkileri üzerindeki çalışmalar	15
2.2.6 Hızdaki (dinamik basınç) bozulmalar üzerine yapılan çalışmalar.....	16
2.2.7 Sıcaklık üzerine yapılan çalışmalar	18
2.2.8 Hız/girdaplık profilleri üzerine yapılan çalışmalar.....	18
2.2.9 Hesaplamalı yöntemleri temel alan potansiyel akış üzerine yapılan çalışmalar....	21
2.3 1980 sonrası yapılan araştırmalar	22
2.3.1 Genişletilmiş potansiyel akış hesaplama metotları üzerine yapılan çalışmalar....	23
2.3.2 Hız/türbülans alanı üzerine yapılan çalışmalar.....	23
2.3.3 Hesaplamalı akışkanlar dinamiği hesaplamaları üzerine yapılan çalışmalar	23
2.3.4 İkincil çapraz akıştaki jet girdapları üzerine yapılan çalışmalar	25
2.4 1990’lı ve 2000’li yıllarda yapılan araştırmalar	27
3. TEMEL DENKLEMLER	30
3.1 Navier-Stokes Denklemleri	30
3.2 RANS Denklemleri.....	31
4. SAYISAL ÇALIŞMALAR	33

4.1	GAMBIT çizim programı	33
4.2	FLUENT paket programı.....	34
4.2.1	Gerçekleşebilir (Realizable) k-ε modeli	36
5.	DENEYSEL ÇALIŞMALAR.....	39
5.1	Rüzgar tüneli.....	41
5.1.1	Havanın hareket ettirilme şekline göre	41
5.1.2	Hava akımının hızına göre.....	41
5.1.3	Deneyisel çalışmada kullanılan subsonik, açık devre rüzgar tüneli	41
5.1.4	Rüzgar tüneli kalibrasyonu	45
5.2	Jet akımı için oluşturulan düzenek	46
5.3	Hız ölçümleri	48
6.	SAYISAL VE DENEYSEL SONUÇLARIN TARTIŞILMASI.....	51
6.1	Sayısal sonuçlar	51
6.2	Deneyisel sonuçlar	57
6.3	Sayısal ve deneyisel sonuçların karşılaştırılması.....	65
7.	SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	72
KAYNAKLAR.....		76
ÖZGEÇMİŞ.....		82
EKLER		83
Ek 1	Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için bileşke hız konturları	84
Ek 2	Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için düzlemler üzerindeki noktalardan geçen doğrular üzerindeki hız oranları	96
Ek 3	Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için yukarıda açıklanan düzlemler üzerindeki noktalardan geçen doğrular üzerindeki hız oranlarının karşılaştırılması.....	108

SİMGE LİSTESİ

C_p	Basınç katsayısı
C_{pt}	Toplam basınç katsayısı
C_R	Callaghan-Ruggeri oranı, $\rho_j v_j / \rho_\infty V_\infty$
D	Jet çapı
f	Frekans
F, G	Jet yörünge denkleminde kullanılan katsayılar
m, n	Jet yörünge denkleminde kullanılan üsler
M	Mach sayısı
M_R	Serbest akım Mach sayısının jet Mach sayısına oranı
p	Basınç
r, θ, z	Silindirik koordinatlar
R, Θ, Z	Silindirik eksenler
Re	Reynolds sayısı, $\rho_\infty V_\infty D / \mu_\infty$
R_v	Jet hızının serbest akım hızına oranı
St	Strouhal sayısı, fD / V_∞
St_μ	Etkin Strouhal sayısı
t	Zaman
T	Sıcaklık
u, v, w	Kartezyen hız bileşenleri
V	Hız
V_e	Etkin hız oranı
x, y, z	Kartezyen koordinatlar
X, Y, Z	Kartezyen eksenler
γ	Boyutsuz girdaplılık
Θ	Jet sıcaklığının serbest akım sıcaklığına oranı
μ	Ağdalık katsayısı
ρ	Yoğunluk

KISALTMA LİSTESİ

CFD	Computational Fluid Dynamics
FEM	Finite Element Method
JICF	Jet in Cross Flow
STOVL	Short Takeoff/Vertical Landing
V/STOL	Vertical and/or Short Takeoff/Landing
VTOL	Vertical Takeoff/Landing
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.2 Çapraz akıştaki jet ile ilgili üç girdap sisteminin taslak çizimi[1]	3
Şekil 2.1 Jetin çevresinin bir yarısı için, çapraz akış tarafından girdap akışının katlanmasıyla ilgili Chang'ın sonuçları [9].....	5
Şekil 2.2 Chang'ın potansiyel akış hesaplarından elde edilen, girdap çifti içerisine çapraz akıştaki jetin katlanmasını gösteren seçilmiş kesitler [10]	6
Şekil 2.3 Sıcak ve soğuk jetlerin neden olduğu, Williams ve Wood'un yüzey basınç dağılım parametreleri [14].....	7
Şekil 2.4 $\delta_j=90^\circ$ ve $V_e=0,250$ olduğu yerde çapraz akıştaki jetin yaratmış olduğu yüzey basınç dağılımı	11
Şekil 2.5 $\delta_j=90^\circ$ ve $V_e=0,125$ olduğu yerde çapraz akıştaki jetin yaratmış olduğu yüzey basınç dağılımı [35].....	12
Şekil 2.6 $\delta_j=90^\circ$ ve $V_e=0,25$ olduğu yerde çapraz akıştaki jetin yaratmış olduğu yüzey basınç dağılımına jet meme şeklinin etkisi [41].....	13
Şekil 2.7 Jet çifti tarafından yaratılmış sabit toplam basınç katsayılarının çevre çizgileri[47,48].....	15
Şekil 2.8 Jetin yaratmış olduğu basınç dağılımına jet çıkış yüzey şeklinin etkisi.....	16
Şekil 2.9 $V_e=0,125$ ve $0,250$ değerleri için jet merkez hattı hızının bozulması[20].....	17
Şekil 2.10 $V_e=0,25$ değeri için maksimum sıcaklık merkez hattının yeri[60].....	18
Şekil 2.11 a) u/V_∞ 'nin incelenen düzleme dik olduğu yerdeki ölçülen hızlar çevre çizgileriyle ve sonuç hızlar vektörlerle gösterilmektedir b) ölçülen hız verilerinden hesaplanan girdaplık çevre çizgileri.....	19
Şekil 2.12 $V_e=0,125$ değeri için ölçülmüş jet yolu merkez hattı ve jet girdap eğrileri[17,20].	20
Şekil 2.13 Fearn ve Weston'ın [31] verilerini kullanan Smy ve Ransom'ın [2] boyutsuzlaştırılmış girdaplık özellikleri	21
Şekil 2.14 $V_e=0,25$ hız oranı için çapraz akıştaki jetin hesaplanmış hız vektörü çizimi[79] ...	24
Şekil 2.15 $V_e=0,25$ değeri için çapraz akıştaki jetin yaratmış olduğu basınç katsayılarının deneysel[58] ve NS hesaplamalarıyla[84] karşılaştırılması.....	25
Şekil 4.1 FLUENT programı ile çalışırken izlenen işlem sırası.....	35
Şekil 5.1 Deney düzeneğinin şematik görünümü	39
Şekil 5.2 Deney düzeneği resmi	40
Şekil 5.3 Deney odasında merkezdeki hız dağılımı	46
Şekil 5.4 Fan 46	46
Şekil 5.5 Isıtıcı.....	47
Şekil 5.6 Orifis boyutları	47
Şekil 5.7 Dijital termometre	48
Şekil 5.8 Doppler frekansı	49
Şekil 6.1 Sayısal çözüm için seçilen eksen takımları	51
Şekil 6.2 a) $X/D=0$, b) $Y/D=0$, c) $Z/D=1$ düzlemleri	51
Şekil 6.3 $X/D=0$ düzlemindeki bileşke hız konturu	52
Şekil 6.4 $X/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu	52
Şekil 6.5 $X/D=4$ düzlemindeki bileşke hız konturu	53
Şekil 6.6 $X/D=10$ düzlemindeki bileşke hız konturu	53
Şekil 6.7 $Y/D=0$ düzlemindeki bileşke hız konturu	54
Şekil 6.8 $Y/D=1$ düzlemindeki bileşke hız konturu	54
Şekil 6.9 $Y/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu	55
Şekil 6.10 $Y/D=3$ düzlemindeki bileşke hız konturu	55
Şekil 6.11 $Z/D=1$ düzlemindeki bileşke hız konturu.....	56
Şekil 6.12 $Z/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu.....	56
Şekil 6.13 $Z/D=3$ düzlemindeki bileşke hız konturu.....	57

Şekil 6.14 $Z/D=5$ düzlemindeki bileşke hız konturu.....	57
Şekil 6.15 Ölçüm hacmi içerisindeki ölçüm noktaları	58
Şekil 6.16 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	59
Şekil 6.17 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	59
Şekil 6.18 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	60
Şekil 6.19 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	60
Şekil 6.20 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	61
Şekil 6.21 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	61
Şekil 6.22 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	62
Şekil 6.23 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	62
Şekil 6.24 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	63
Şekil 6.25 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	63
Şekil 6.26 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	64
Şekil 6.27 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	64
Şekil 6.28 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	65
Şekil 6.29 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	66
Şekil 6.30 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	66
Şekil 6.31 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	67
Şekil 6.32 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	67
Şekil 6.33 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	68
Şekil 6.35 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	69
Şekil 6.36 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	69
Şekil 6.37 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	70
Şekil 6.38 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	70
Şekil 6.39 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	71
Şekil 7.1 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	72
Şekil 7.2 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının	

değişimi.....	73
Şekil 7.3 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	73
Şekil 7.4 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	74
Şekil 7.5 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	74
Şekil 7.6 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	75
Şekil E1.1 X/D=0 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	84
Şekil E1.2 X/D=2 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	84
Şekil E1.3 X/D=4 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	85
Şekil E1.4 X/D=10 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	85
Şekil E1.5 Y/D=0 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	86
Şekil E1.6 Y/D=1 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	86
Şekil E1.7 Y/D=2 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	87
Şekil E1.8 Y/D=3 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	87
Şekil E1.9 Z/D=1 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	88
Şekil E1.10 Z/D=2 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	88
Şekil E1.12 Z/D=5 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	89
Şekil E1.13 X/D=0 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	90
Şekil E1.14 X/D=2 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	90
Şekil E1.15 X/D=4 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	91
Şekil E1.16 X/D=10 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	91
Şekil E1.17 Y/D=0 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	92
Şekil E1.18 Y/D=1 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	92
Şekil E1.19 Y/D=2 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	93
Şekil E1.20 Y/D=3 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	93
Şekil E1.21 Z/D=1 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	94
Şekil E1.22 Z/D=2 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	94
Şekil E1.23 Z/D=3 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	95
Şekil E1.24 Z/D=5 düzlemindeki bileşke hız konturu.....	95
Şekil E2.1 X/D=0 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	96
Şekil E2.2 X/D=0 düzleminde Z/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	96
Şekil E2.3 X/D=3 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	97
Şekil E2.4 X/D=3 düzleminde Z/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	97
Şekil E2.5 Z/D=1 düzleminde X/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	98
Şekil E2.6 Z/D=1 düzleminde X/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	98
Şekil E2.7 Z/D=3 düzleminde X/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	99
Şekil E2.8 Z/D=3 düzleminde X/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	99
Şekil E2.9 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	100
Şekil E2.10 Z/D=1 düzleminde Y/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının	

değişimi.....	100
Şekil E2.11 Z/D=3 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	101
Şekil E2.12 Z/D=3 düzleminde Y/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	101
Şekil E2.13 X/D=0 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	102
Şekil E2.14 X/D=0 düzleminde Z/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	102
Şekil E2.15 X/D=3 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	103
Şekil E2.16 X/D=3 düzleminde Z/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	103
Şekil E2.17 Z/D=1 düzleminde X/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	104
Şekil E2.18 Z/D=1 düzleminde X/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	104
Şekil E2.19 Z/D=3 düzleminde X/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	105
Şekil E2.20 Z/D=3 düzleminde X/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	105
Şekil E2.21 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	106
Şekil E2.22 Z/D=1 düzleminde Y/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	106
Şekil E2.23 Z/D=3 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	107
Şekil E2.24 Z/D=3 düzleminde Y/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	107
Şekil E3.1 X/D=0 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	108
Şekil E3.2 X/D=0 düzleminde Z/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	108
Şekil E3.3 X/D=3 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	109
Şekil E3.4 X/D=3 düzleminde Z/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	109
Şekil E3.5 Z/D=1 düzleminde X/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	110
Şekil E3.6 Z/D=1 düzleminde X/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	110
Şekil E3.7 Z/D=3 düzleminde X/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	111
Şekil E3.8 Z/D=3 düzleminde X/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	111
Şekil E3.9 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	112
Şekil E3.10 Z/D=1 düzleminde Y/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	112
Şekil E3.11 Z/D=3 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	113

Şekil E3.12 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	113
Şekil E3.13 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	114
Şekil E3.14 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	114
Şekil E3.15 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	115
Şekil E3.16 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi.....	115
Şekil E3.17 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	116
Şekil E3.18 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	116
Şekil E3.19 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	117
Şekil E3.20 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi.....	117
Şekil E3.21 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	118
Şekil E3.22 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	118
Şekil E3.23 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	119
Şekil E3.24 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi.....	119

ÇİZELGE LİSTESİ

Çizelge 2.1 $\delta_j=90^\circ$ için jet yörünge denklemi üs ve katsayıları.....	9
Çizelge 2.2 Gelişigüzel seçilmiş δ_j değerleri için jet yörünge denklemi üs ve katsayıları.....	10
Çizelge 5.1 Çeşitli akışkanlarda ilave edilmesi tercih edilen tanecikler	50

ÖNSÖZ

Bu tezde çeşitli endüstriyel ve mühendislik uygulamalarında görülen çapraz akış içerisindeki sıcak jet akışlarının yapısı ve hız dağılımlarının deneysel ve sayısal olarak incelenip karşılaştırılması yapılmıştır.

Doktora tez çalışmam süresince bilgi ve deneyimlerinden yararlandığım, değerli görüşlerini benden esirgemeyen ve bu tezde benim kadar emeği olan Sayın Prof. Dr. Hasan HEPERKAN'a;

Çalışmamın deneysel aşamalarında; sırasıyla deney düzeneğinin oluşturulmasında maddi imkanlarını sunan Sönmez Metal A.Ş.'ye ve ölçümlerin yapılabilmesi için laboratuvar imkanlarını bana sunan Hava Harp Okulu ve çalışanlarına;

Çalışmalarım boyunca benden yardımlarını ve desteklerini esirgemeyen Yıldız Teknik Üniversitesi Termodinamik ve Isı Tekniği Anabilim Dalı çalışanlarına;

Ayrıca beni maddi ve manevi her konuda destekleyen canım eşime ve yenidoğuya gelen kızım İpek Naz'a teşekkür ederim.

Mustafa Kemal SEVİNDİR

Mart, 2007

ÖZET

Çapraz akıştaki jet (JICF- Jet in Cross Flow), çeşitli uygulamalarla ilgili temel bir akış alanı problemidir.

Çapraz akıştaki jet çalışmaları, duman bacalarından ve günümüzde de volkanlardan çıkan duman bulutunun dağılmasıyla ilgili olarak yapılmıştır. Hem yer seviyesinde hem de rüzgar altı bölgesinde dumanın dağılımı önemlidir. Bu, duman konsantrasyonunun öncelikli olduğu bir kirlilik problemidir.

İkinci bir çalışma, şehirlerin, fabrikaların sıvı atıklarının deniz, göl, nehir gibi ortamlara atılması esnasındaki dağılımı ile ilgili olmuştur. Bu, çevresel kirliliği azaltma eğilimiyle ilgili bir çalışmadır. Araştırmanın vurgu noktası jetin dağılımıdır. Amaç, kirletilen bölge ve kirleten konsantrasyonlarını belirlemektir.

Jet motoru yakıcılarında, türbinlerde ve diğer uygulamalarda sıcak gaz akımları, soğuk gaz jetleri enjekte edilerek soğutulabilmektedir. Yakıt enjeksiyonu da bir diğer ilgi alanıdır. Her iki uygulamada da düzgün karıştırılma arzu edildiğinden, iki akışın karışmasının ve jetin nüfuz etmesinin incelenmesi gereklidir.

Tepki kontrol jetleri, jet basınç oranının çok büyük olma eğilimi gösterdiği füze ve roketlerde kullanılmaktadır. Ses hızındaki, tamamen genişletilmiş olan jetle karşılaştırıldığında, genellikle, jetin yaratmış olduğu etkiyi artıran, yeteri kadar genişletilmemiş olan duman bulutu vardır. Bütün bu kontrol uygulamalarındaki öncelikli ilgi alanı, jetin yaratmış olduğu havanın itkisi ve bunların net kontrol momenti üzerine etkileridir.

Bu çalışmada çeşitli endüstriyel ve mühendislik uygulamalarında görülen çapraz akış içerisindeki sıcak jet akışlarının yapısı incelenmiş, hız dağılımları deneysel ve sayısal olarak elde edilip karşılaştırılması yapılmıştır.

Çalışma kapsamında, yapılan deneysel faaliyetler Hava Harp Okulu Dekanlığı Aerodinamik Laboratuvarında gerçekleştirilmiştir. Ölçümlerde rüzgar tüneli, lazer hız ölçer, K-tip ısı çift, dijital termometre, fan, frekans konvertörü, ve ısıtıcı kullanılmıştır.

Deneylerde 20 mm çapında silindirik jet kullanılmıştır. Deneyler ana akım hızı ve jet hızı sabit tutulup sadece jet sıcaklığı değiştirilerek gerçekleştirilmiştir. Bilgisayar teknolojisindeki ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımlarının günümüzde ulaştığı başarılı nokta da dikkate alınarak; çalışmanın teorik altyapısını da doğrulayan bir sayısal modelleme oluşturulmuştur.

ABSTRACT

The jet in cross flow (JICF) is a basic flow field which is relevant to a wide variety of applications.

The jet in cross flow studies was done which is related to plume dispersal from smoke stacks and more recently volcano's. Smoke distribution at both the ground level and downwind are important. This is a pollution problem where smoke concentration is of primary interest.

A second application has been effluent dispersal. This study tends to be reducing environmental pollution. The emphasis of this research is diffusion of the jet. The aim is identification of the polluted region and the pollutant concentrations.

In jet engine combustors, turbines and other applications, a hot stream of gas can be cooled by injection jets of cool gas. Injection of fuel is another interest. Since uniform mixing is desired for both applications, it is necessary to study jet penetration and blending of the two streams.

Reaction control jets have been used on rockets and missiles where the jet pressure ratio tends to be very large. There is usually an under expanded plume which increases the jet induced effect when compared with a sonic, fully expanded jet. In all of these control applications, the jet induced aero-propulsion interactions and their effect on the net control moment are of primary interest.

In this thesis, the hot jet structure which is seen on various industrial and engineering applications in the jet in cross flow has been investigated and velocity distribution compared both experimentally and numerically.

In this thesis, experiments have been conducted in Aerodynamic Laboratory of Air Force Academy. In experiments, wind tunnel, LDA, K-type thermocouple, digital thermometer, fan, frequency converter and heater have been used.

20 mm round jet has been used in experiments. When the experiments have been conducted the main stream and jet velocity has been taken constant, but jet temperature has been changed. Some investigations have been done computationally due to the improvements of computer technologies and computational fluid dynamics software's. The experiments have been modeled numerically in this thesis.

1. GİRİŞ

Çapraz akıştaki jet (JICF), çeşitli uygulamalarla ilgili temel bir akış alanı problemidir. Farklı uygulamalar için, akış alanının araştırılması gerekir. Ana uygulamaları aşağıdaki gibi özetleyebiliriz.

Çapraz akıştaki jet ile ilgili ilk çalışmalar, duman bacalarından ve günümüzde de volkanlardan çıkan duman bulutunun dağılmasıyla ilgili olarak yapılmıştır. Kaldırma etkisinden dolayı, duman bulutu, yukarı yönlü bir momentumla ya durgun bir hava kütlesi içerisine ya da çapraz bir rüzgarın akış doğrultusunda dağılarak çıkar. Hem yer seviyesinde hem de rüzgar altı bölgesinde dumanın dağılımı önemlidir. Bu çalışmada amaç, duman konsantrasyonunun öncelikli olduğu bir kirlilik probleminin araştırılmasıdır. Kaldırma etkisini ihmal edebilir seviyeye gelinceye kadar yukarı yönlü momentumu değerlendirmek ve ondan sonra uygun bir difüzyon formülasyonu uygulamak daha alışılmış olan yöntemdir.

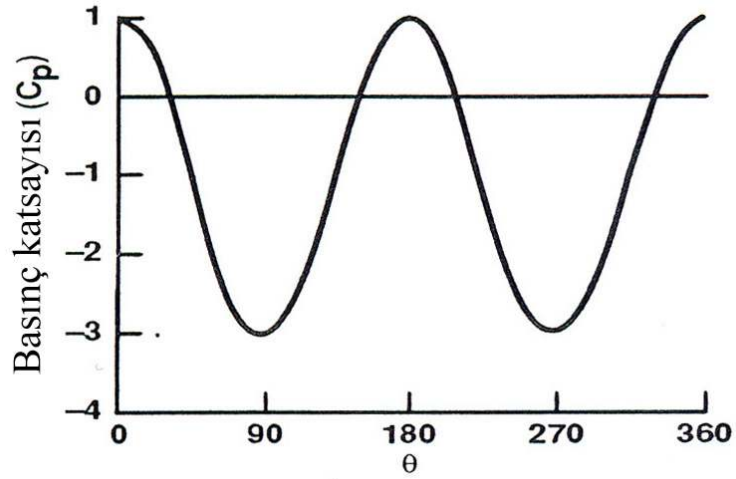
İkinci bir çalışma, şehirlerin, fabrikaların sıvı atıklarının deniz, göl, nehir gibi ortamlara atılması esnasındaki dağılımı ile ilgili olmuştur. Bu, çevresel kirliliği azaltma eğilimiyle ilgili bir çalışmadır. Jet; sembolik olarak, büyük bir nehir veya göle akan akıntı ya da boruyu temsil etmektedir. Araştırmanın vurgu noktası jetin dağılımıdır. Amaç, kirletilen bölge ve kirleten konsantrasyonlarını belirlemektir. Petrol kuyularındaki akışa katılan petrol ve gaz jetleri bu grubun diğer uygulamalarıdır.

Jet motoru yakıcılarında ve türbinlerde sıcak gaz akımları, soğuk gaz jetleri püskürtülerek soğutulabilmektedir. Yakıt püskürtülmesi de bir diğer ilgi alanıdır. Her iki uygulamada da düzgün karıştırılma arzu edildiğinden, iki akışın karışmasının ve jetin nüfuz etmesinin incelenmesi gereklidir.

Tepki kontrol jetleri, jet basınç oranının çok büyük olma eğilimi gösterdiği füze ve roketlerde kullanılmaktadır. Ses hızındaki, tamamen genişletilmiş olan jetle karşılaştırıldığında, genellikle, jetin yaratmış olduğu etkiyi artıran, yeteri kadar genişletilmemiş olan duman bulutu vardır. Ek uygulamalar, kontrol momentleri üretmek için ya denizaltılarda ki ya da uçaklarda ki, kontrol jetlerini içerir. Bütün bu kontrol uygulamalarındaki öncelikli ilgi alanı, jetin yaratmış olduğu havanın itkisi ve bunların net kontrol momenti üzerine etkileridir.

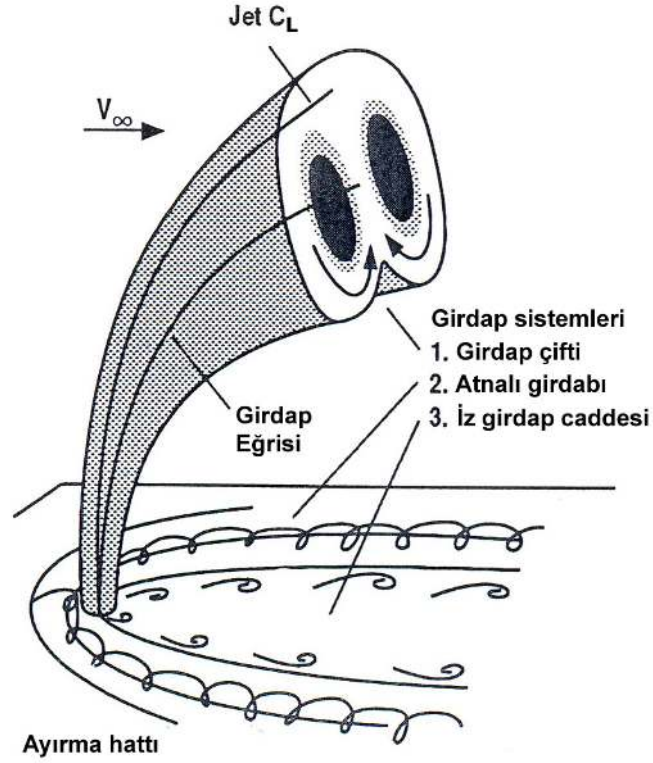
Son otuz-kırk yılı aşkın süredir yapılan en büyük uygulamalar, dikey/kısa kalkış iniş (V/STOL) uçakları ve son zamanlardaki kısa kalkış/dikey iniş (STOVL) uçakları ile ilgilidir. Bu araçların pek çok türleri, iniş ve kalkışlarda jetleri kullanmaktadır.

Çapraz akışa gönderilen jet, pek çok ayırt edilir özelliğe sahip, karmaşık bir akış alanı üretir. Jet, memeden çıktığı zaman, serbest akım tarafından saptırılır. Bu sapma esnasında, kesiti değişerek eğrisel bir yol takip eder. Şekil 1.1’de gösterildiği gibi, dairesel bir jet için, meme çıkışı yakınında, dairesel silindir etrafında potansiyel akıştan dolayı oluşan basınç katsayısının $C_p = 1 - 4 \sin^2 \theta$ olduğu, basınç dağılımını hesaba katmak gerekir. Akışın geldiği yönde ($\theta = 0^\circ$) ve akış yönünde ($\theta = 180^\circ$) basınç katsayısının $C_p = 1$ olduğu durma noktaları ve yanal kenarlarda ($\theta = 90^\circ$ ve 270°) basınç katsayısının $C_p = -3$ olduğu minimum basınçlar vardır. Sonuç olarak, akış yanal olarak oval bir şekil oluşturarak yayılır. Aynı zamanda çapraz akış, akış yönünde böbrek şeklinde kesit alanı oluşturacak şekilde yanal kenarlar boyunca jet akışkanını keser.



Şekil 1.1 Ağdasız, üniform bir çapraz akışta dairesel bir silindir etrafındaki basınç dağılımı[1]

Jet yolu boyunca artan mesafelerde bu kesme Şekil 1.2’de gösterildiği gibi akışı yöneten girdap çifti oluşturacak şekilde akış yönünde yüzünü kendi üzerine kıvrırır. Serbest akımdan, jetin ard-iz bölgesinin içerisine doğru çekilen akış, girdap çiftiyle bir tutulabilir. Bu sürüklenme, pek çok araştırmanın da konusu olmuştur. Maksimum girdaplılığın olduğu yer simetri düzlemine iz düşürüldüğünde, ortaya çıkan çizgiye girdap yolu denir. Simetri düzleminde, jet merkez hattı denilen, maksimum hızların olduğu bir yer de vardır. Ayrıca Şekil 1.2’de gösterilenler ikincil girdaplardır. Bunlar; at nalı şeklindeki girdap ve ard-iz girdabı caddesidir.



Şekil 1.2 Çapraz akıştaki jet ile ilgili üç girdap sisteminin taslak çizimi[1]

Çapraz akıştaki jetin yapısını karakterize eden pek çok araştırma vardır. Çapraz akıştaki jetin özelliklerini konu alan bir makale Smy ve Ransom [2] tarafından sunulmuş; çapraz akıştaki jetin akış özelliklerinin çoğunun deneysel bağıntıları özetlenmiştir.

Bu çalışmada, açık tip bir rüzgar tüneline yandan gönderilen değişik sıcaklıklardaki bir jetin kaldırma kuvveti etkilerini de göz önüne alarak serbest akım içerisindeki dağılımı incelenmiştir. İnceleme esnasında, deneylerle, mevcut bir sayısal çözümleme programının karşılaştırmaları yapılmıştır.

2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR

2.1 Çapraz akıştaki jet konusunda yapılan ilk araştırmalar (1932–1970)

Son yetmiş yıl boyunca, çapraz akıştaki jet uygulamaları pek çok ulusta yaygın bir şekilde çalışılmıştır. Sistematik araştırmalar, 1930’larda bacalardan çıkan duman gazlarının duman bulutu şeklinde yayılımının incelenmesi ile birlikte başlamıştır. Eski Sovyet Rusya’da, duman bacasından çıkan duman bulutlarından, bina içerisindeki sıcaklığı korumak için kapı aralığından sızan soğuk havanın girmesini engelleyecek hava perdesi tasarımlarına kadar pek çok uygulama Ivanov [3] tarafından çalışılmıştır.

Kuchemann ve Weber [4], Almanya’da, 1940’ların ortasındaki araştırmalarını açıklamışlardır. Bu araştırma, yüksek hücum açılarında jetin sağladığı güçle giden uçak üzerindeki jetin yaratmış olduğu etkileri konu almaktaydı. 1944’de Almanya ilk dikey kalkış/inişli (VTOL) Bachem Ba 349 Natter isimli uçağı yapmıştır. Fakat başarısız bir ilk uçuştan sonra programa son verilmiştir. İkinci bir 1940 VTOL kavramı, dönen kanat uçlarındaki dinamik tazyikli jet motorunun düşünülmesine neden oldu, fakat yapılmamıştır.

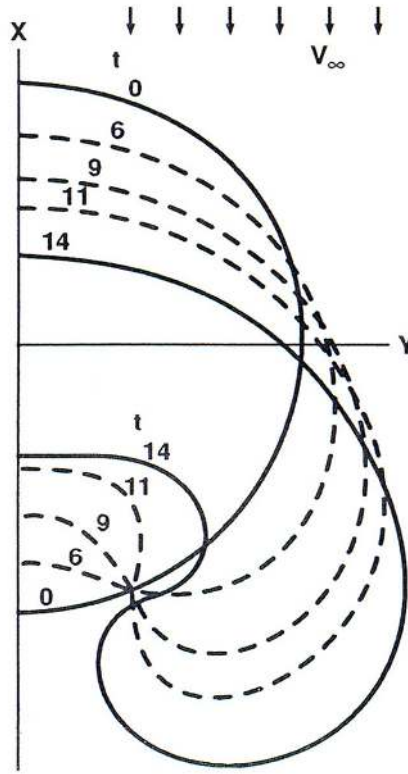
Amerika Birleşik Devletleri NACA Lewis Araştırma Merkezi’nde 1940’ların sonlarında, Callaghan ve arkadaşları [5] jet motor yakıcısına püskürtmeyi temel alan bir dizi deneysel araştırma yapmışlardır. Bu çalışmanın öncelikli odak noktası, jetin serbest akıma nüfuzunun tanımı ve sıcaklık etkilerinin içerdiği akış yönündeki karışma ve jet delik şeklinin etkileridir. V/STOL uçaklarına olan ilgi, 50’li ve 60’lı yıllarda Amerika Birleşik Devletleri ve Avrupa’da yapılan çok yoğun çapraz akıştaki jet araştırmalarını hızlandırmıştır. Bu araştırmalar, öncelikle çapraz akıştaki jetin, jet kesit şekli, jet yolu ve V/STOL uçak kurulumundaki jetin yaratmış olduğu kuvvetler ve momentler ile ilgilidir. Bu dönemdeki en tam hesaplamalı model Wooler [6] tarafından geliştirilmiştir. Bu hesaplamalı modelde, çapraz akıştaki jeti temsil eden duble ve kuyular kullanılmıştır. Sürüklenmeyi açıklamak için pek çok deneysel sabitler kullanılmıştır.

2.1.1 Jet kesit şekli üzerine yapılan çalışmalar

Bir ayrılma bölgesindeki süreksizlik yüzeyinden girdap çiftinin oluşumu, 1930’larda, iki İngiliz makalesinde [7,8] açıklanmış ve analiz edilmiştir. Bu fikirler, Chang’ın [9] 1942’deki bir analitik çalışmasında kullanılmıştır. Bu çalışma; çok derin ve geniş akıma normal doğrultuda püskürtülen dairesel bir jet akışkanı ve sonradan ortaya çıkan jet sapması ve jet ile serbest akım arasındaki ayrılma sınırındaki şekil değişimi ile ilgilidir.

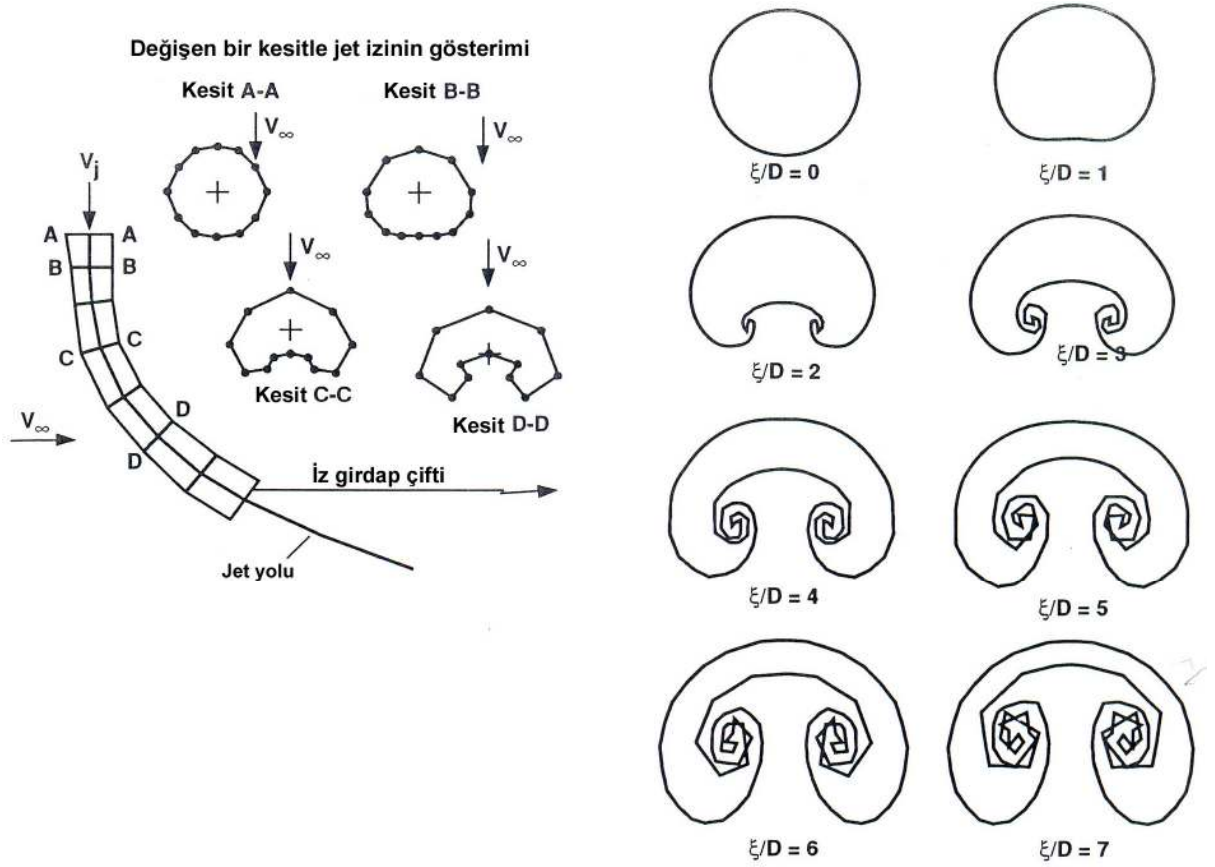
Atığın girdap çifti içerisine katlanmasını tanımlamak için, biçimi bozulmuş dairesel silindir şeklindeki akışkanın potansiyel akış analizi kullanılmıştır. Problem üç boyutlu kararlı bir akışı temsil etmek için, zamana bağlı olarak jet yolu boyunca gelişen iki boyutlu bir problem olarak ele alınmıştır. Çözümler, sadece jet püskürmesinin ilk gelişimi için uygun bulunmuştur. Girdabın şiddeti, bir dairesel silindir üzerinden olan potansiyel akış tarafından üretilen şiddetle uyumluydu.

Chang, sınırın şekil bozukluğunu hesaplamıştır. Şekil 2.1’de jetin çevresinin sadece bir yarısı gösterilmektedir. Jetin çevresinin dairesel olduğu $t=0$ anından, 0,10 zaman aralıklarıyla ilerlenmiştir. Çevre çizgileri, $t=6, 9, 11$ ve 14 zamanları için gösterilmektedir.



Şekil 2.1 Jetin çevresinin bir yarısı için, çapraz akış tarafından girdap akışının katlanmasıyla ilgili Chang'ın sonuçları [9]

Y eksenine üzerindeki işaretler, her bir zaman aralığında, sınırların eksenine kestiği noktaları göstermektedir. Bu sonuçlar 1969'da Margason [10] tarafından tekrarlanmış ve genişletilmiştir (Şekil 2.2). Seçilen kesitler, jet hızı kullanılarak varılan mesafeye ölçeklendirilmiştir ve bunlar yedi çap mesafesi için gösterilmektedir. Serbest akım tarafından, akış yönünde saptırılan jetin girdap çifti içerisine katlanması, bu hesaplamaların en önemli katkısıdır.



Şekil 2.2 Chang'ın potansiyel akış hesaplarından elde edilen, girdap çifti içerisine çapraz akıştaki jetin katlanmasını gösteren seçilmiş kesitler [10]

Jet kesit şeklinin çok sınırlı deneysel ölçümleri mevcuttur. Jordinson [11], serbest akıma dik olarak saptırılmış bir jetin akışı göstermek için toplam basınç ölçümleri yapmıştır. Ölçülen veriler, serbest akıma normal doğrultudaki pek çok jet ard-iz kesitleri ve jet yolunu içeriyordu.

2.1.2 Bağıntı parametresi ve etkin hız oranı üzerine yapılan çalışmalar

İlk dönemlerdeki çapraz akıştaki jet araştırmalarında genellikle test koşulları jet hızının serbest akım hızına ($R_v = V_j/V_\infty$) oranı olarak tanımlanmıştır. Bu oranın sıcak jetler için uygun olmadığı sonradan anlaşılmıştır. Callaghan ve arkadaşları [12] yakıcılardaki sıcaklık etkilerinin nedenlerini açıklamak için yoğunluk oranı ile hız oranının çarpımını (C_R) kullanmışlardır. Soullier [13] tarafından kullanılan diğer bir formülasyon Mach sayısı oranıdır ($M_R = M_\infty / M_j$).

Williams ve Wood [14] jetin yaratmış olduğu kuvvetlerin ve momentlerin öncelikli olduğunu, fakat hız oranı R_v 'nin sadece bir fonksiyonu olmadığını gözlemledi. Ya jet çıkış koşullarını temel alan Reynolds sayısı ya da serbest akım hızı ve kanat veterini temel alan Reynolds

1970'lerin ilk dönemlerinde, Harms [15], hem çapraz akışlı ve hem de çapraz akışsız, ısıtılmış jet ($\Theta=2$) ve soğuk jet ($\Theta=1$) hız dağılımlarının ölçümlerini yapmıştır. Çapraz akış olmayan bir akışta, tamamen gelişmiş bölgede, sıcak jetin daha fazla yayıldığı ve potansiyel çekirdeğinin soğuk jet sonuçlarıyla karşılaştırıldığında yaklaşık bir çap daha kısa olduğu anlaşılmıştır. Çapraz akışlı bir akışta, hız dağılımları jet çıkışından akış yönünde pek çok mesafelerde ölçülmüştür. $R_v=8$ değerinde soğuk jetin girdap eğrisi, ısıtılmış jete göre serbest akım içerisine daha geniş bir mesafede nüfuz eder. $R=8$ değerinde, jet yolu ve girdap eğrisi, hem soğuk hem de ısıtılmış jetler için tutarlıdır. Kamotani ve Greber [16] aynı zamanda, hem soğuk hem de sıcak jetlerin hız merkez hattı yerlerinin, momentum oranı sabit tutulduğu sürece çakıştığını gösterdiler. Bu sonuçlar, ayrıca etkin hız oranının, uygun bağıntı

parametresi olarak kullanımını göstermektedir.

Son yıllarda, uçaklar için en sık kullanılan, bağıntı parametresinin terminolojisi, etkin hız oranı V_e şeklinde kısaltıldı. Onun tersi olan R , temel akışkan akışı araştırmalarında en sık kullanılandır. Aşağıdaki denklemler, bağıntı parametrelerinin çok çeşitli şekillerini açıklamaktadır.

$$V_e = \frac{1}{R} = \sqrt{\frac{\rho_j}{\rho_\infty}} \frac{1}{C_R} = M_R \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho_j}} \quad 2.1$$

Jetin yoğunluğunun serbest akım yoğunluğuna eşit olduğu ($\rho_j = \rho_\infty$) soğuk bir jet için, basit hız oranının uygun olduğu görülmektedir. Örneğin $V_e = M_R = 1/R = 1/R_v = 1/C_R$

Pek çok araştırmacı ya R ya da V_e 'yi kullanırken, bazı araştırmacılar, her iki parametrenin karesine eşit olan momentum akı oranını kullanmaktadır.

2.1.3 Jet yörüngesi üzerine yapılan çalışmalar

Çapraz akışlı jetin, ilk dönemlerindeki araştırmalarında dikkatleri çeken diğer bir özelliği jet yörüngesinin belirlenmesiydi. Jetin yolu maksimum hızın yeri ile ilgilidir. Sonraki çalışmalar ayrıca, simetri düzlemine iz düşürülmüş maksimum girdaplık yolunu tanımlamıştır (Şekil 1.2). Fearn ve Weston [17], jet merkez hattının jet yolu boyunca 15 jet çapına kadar ölçülebildiğini, ters yönde dönen girdapların ise jet yolu boyunca akış yönünde 45 jet çapına kadar ortaya çıktığını göstermişlerdir. Margason [18], değişken etkin hız oranı ve değişken jet sapma açısı için maksimum hızın yolu ile ilgili 9 araştırmacının araştırmasından elde edilen deneysel ifadeleri karşılaştırdı ve en iyi olan bağıntıyı tanımladı. Smy ve Ransom [2], bu listeyi 1976'da güncelledi. Wooler'ın [19] analitik olarak türetmiş olduğu denklemin, deneysel verilerle uyum sağladığını Smy ve Ransom [2] bulmuştur.

$$\frac{x}{D} = \frac{0.19}{V_e^2} \left[\cosh \left(\frac{V_e^2 z}{0.19D} \right) - 1 \right] \quad 2.2$$

Denklem 2.2'de, Z başlangıç noktası jet potansiyel çekirdeğinin sonundadır. Pek çok deneysel bağıntılarla karşılaştırma yapabilmek için, Denklem 2.2 kosinüs hiperbolik serisine açılmıştır. Denklem aşağıda görülmektedir:

$$\frac{x}{D} = F V_e^n \left(\frac{z}{D} \right)^m + \frac{z}{D} G \cot(\delta_j) \quad 2.3$$

Denklemin bu şekli, $\delta_j > 90^\circ$ olduğu durumlar için uygundur, çünkü denklem tek değerlidir. Bazı yazarlar $z/D = f(x/D, V_e, \delta_j)$ 'i kullanmıştır. Denklemin bu şekli, nüfuz etme mesafesini doğrudan vermektedir; fakat $\delta_j > 90^\circ$ ve $x < 0$ olduğu zaman iki z değerine sahip olabilir. Fearn [20] çift z/D değerlerinin yorumlanmasına rehberlik etmesi için bir tartışma sunmuştur. Denklem 2.3'te kullanılan üsler (n ve m) ve katsayılar (F ve G) pek çok araştırmacı tarafından karşılaştırılmıştır. G katsayısının sıfır olduğu ($G=0$) serbest akıma dik olan jet için üs ve katsayılar güncellenmiş haliyle Çizelge 2.1'de verilmektedir.

Çizelge 2.1 $\delta_j = 90^\circ$ için jet yörünge denklemi üs ve katsayıları

Yazar	F	n	m
Jordinson [11]	2.3	3	3
Callagan ve arkadaşları [21]	$0.118\rho_\infty/\rho_j$	2	3.3
Chassaing ve arkadaşları [22]	$(2.351+4V_e)^{0.385}$	2.6	2.6
Storms [23]	0.195	2	3
Patrick [24]	Sabit	0.85	2.86
Schetz&Billig [25]	ρ_j/ρ_∞	2	2.3
Wooler [6]	2.645	2.5	2.5
Wooler [19]	2.63	2	2
Kamotani&Greber [16]	1.21	1.64	1.58
Fearn [17]	1.07	3.18	2.99
Snel [26]	1.86	2.01	3.01

Çizelge 2.2'de ise G katsayısının bir olduğu ($G=1$), serbest akıma rastgele sapma açılarıyla verilen jet için üsler ve katsayılar verilmiştir. Bu çizelgeler gösteriyor ki; F katsayısı, ya sayısal bir sabit ya da $\sin \delta_j$ veya yoğunluk oranı içeren bir değişken olma eğilimi gösterirken, n ve m üsleri 2 ile 3 arasında değişmektedir.

Çizelge 2.2 Gelişigüzel seçilmiş δ_j değerleri için jet yörünge denklemi üs ve katsayıları

Yazar	F	n	m	G
Ivanov [27]	1	2.6	3	1
Margason [18]	$1/(4\sin^2 \delta_j)$	2	3	1
Shandorov [28]	1	2	2.55	$1+V_e^2$
Vakhlamov [29]	$1/\sin \delta_j$	2	*	1
Vizel&Mostinski [30]	$5/(4\sin \delta_j)$	2	2	1

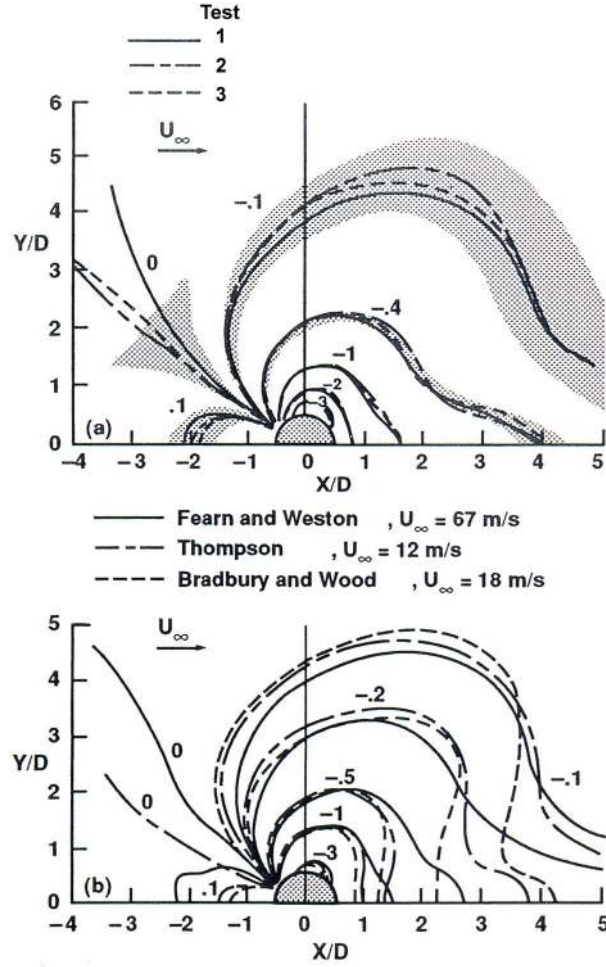
* $m=2.53 \zeta + 1.59 \zeta^2 + 0.143 \zeta^3$ ($\zeta=z/D$)

2.2 1970’li yıllarda yapılan araştırmalar

Fern ve arkadaşları [17,20,31–35] 1970’lerde hem NASA Langley’de hem de NASA Ames’de, jet sapma açılarını ve jet hızının serbest akım hızına oranlarını değiştirerek, akış alanı ve jet çıkışına bitişik düzlemde oluşan basınçları ölçmek için bir seri araştırma yapmışlardır. Çapraz akıştaki jet üzerine çalışan bazı araştırmacılarda, başka etkileri ölçmüşlerdir. Ölçümü gerçekleştirilenler; dikdörtgen, eliptik ve daha karmaşık jet çıkış geometrileri; değişen jet sapma açıları; jet dinamik basınç dağılım profili; jet sıcaklığı; genişletilmemiş, süper kritik jet basınç oranı ve pek çok çoklu (genellikle iki jetli) jet geometrileridir. 1970’lerde, basınç dağılımları ve ortalama hız akış alanını anlamamıza temel olan çok geniş kapsamlı veriler elde edilmiştir.

2.2.1 Yaratılmış basınçlar üzerine yapılan çalışmalar

Çapraz akıştaki jetin iyi bilinen yönlerinden birisi, jetin bitişik olduğu, düz bir yüzeyde oluşan basınç dağılımıdır. Çevre çizgilerinin çizimleri, veri karşılaştırmaları için en uygun biçimlerken, bu çizimlerin açıklanmasını etkileyen bazı hatalar vardır. Genellikle, basınç katsayısı (C_p) çevre çizgilerinin yerleri, jetten uzakta basınç katsayısının (C_p) sifıra yaklaştığı yerde daha az belirgin olur. Bu hatalar, ölçümlerdeki sınırlamalar ve verilerin azlığından meydana gelen belirsizliklerden kaynaklanmaktadır. Örneğin; eğer basınç ölçen alet tüm ölçeğin yüzde 0,5’ine erişir bir hataya sahipse, o zaman Şekil 2.4’de taralı alanda gösterildiği gibi bir belirsizlik vardır. Bu aralıklar, $C_p < -0,4$ olduğu zaman küçükken, $C_p > -0,1$ olduğu zaman büyük olabilir.



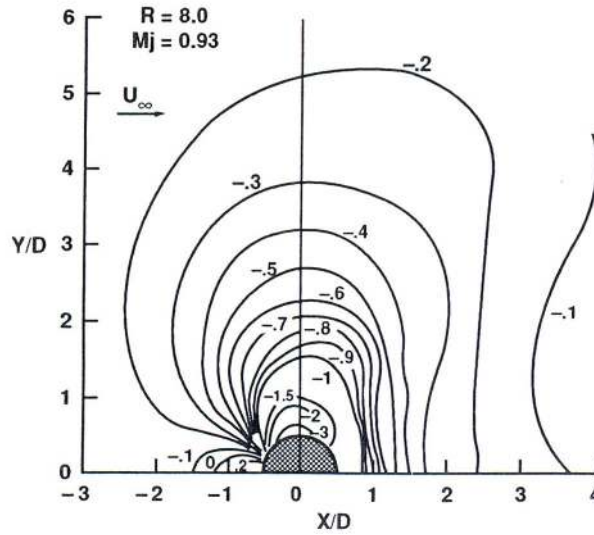
Şekil 2.4 $\delta_j=90^\circ$ ve $V_e=0,250$ olduğu yerde çapraz akıdaki jetin yaratmış olduğu yüzey basınç dağılımı

Üç araştırmacının [35,36,37] yapmış olduğu ölçümlerden elde edilen veriler (Şekil 2.4) arasındaki karşılaştırma, bu ölçüm belirsizliğini yansıtmaktadır. Fearn 10,2 cm ve diğerleri 2,5 cm çapında jetler kullanmışlardır. Fearn'in [35] kullanmış olduğu 10,2 cm çapındaki jet ile Soullier'in [13,38] kullanmış olduğu 12 cm çapındaki jet arasında yapılan karşılaştırmalar daha az farklılık göstermektedir.

Genellikle, detayları etkin hız oranı R' 'ye bağlı olan basınç dağılımlarında üç bölge vardır. Jet çıkışı yönünde, jet tarafından serbest akımın engellenmesinden dolayı oluşan pozitif basınç bölgesi vardır. İkinci bölge; genellikle jet çıkışının kenarı, jetin sürüklenmesinden ve jetin etrafındaki akışın ivmelenmesinden kaynaklanan negatif basınçları gösterir. Minimum basınç noktasının konumu; $R=2,2$ için yaklaşık 110° 'den, $R=10$ için yaklaşık 75° 'ye akış yönünde yer değiştirmiştir. Fearn [35] tarafından ölçülen minimum basınç katsayısının değeri, R' 'nin bir fonksiyonuydu ve $R=6$ 'da en düşük değeri olan yaklaşık $-4,7$ 'ye ulaştığı görülmüştür. Bu

veri, silindir üzerindeki potansiyel akışla tezatlık göstermektedir. Çünkü silindir üzerindeki akışta silindirin üst tarafında açının 90° olduğu noktada basınç katsayısının minimum değeri -3 olmaktadır. Üçüncü bölge; jet çıkışının aşağı akım bölgesinde ard-iz bölgesinin olduğu yerdir. Şekli ve uzantısıyla R ve Re 'ye bağlı olduğu görülmektedir.

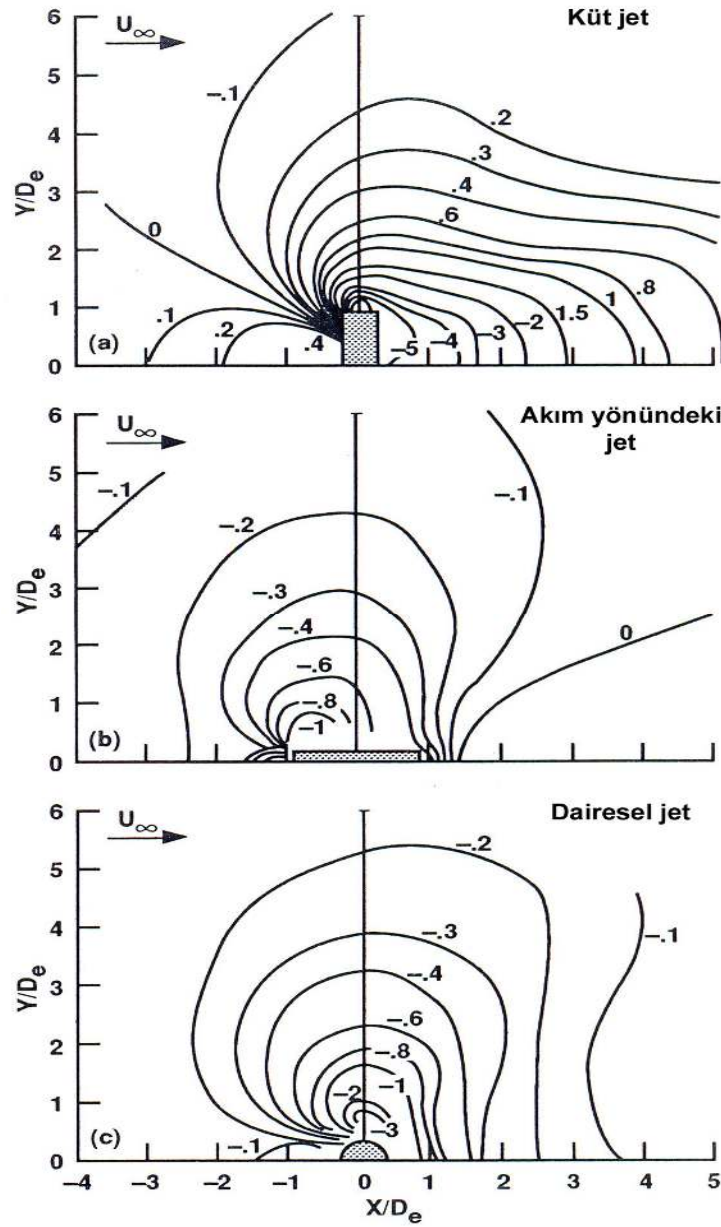
R artarken (V_e düşerken) basınç dağılımındaki diğer değişikliklerde kaydedilmiştir. $R \approx 5$ 'in altındaki değerlerde, çizimler $C_p = 0$ çevre çizgisinin antene benzediği salyangoz şeklindedir. Pozitif çevre çizgileri kafayı ve negatif çevre çizgileri de kabuğu temsil eder. Daha büyük R değerlerinde (Şekil 2.5) kabuk büyür ve kafa küçüldükçe anten yere doğru sarkar. Çapraz akıştaki jetle ilgili çalışmalarda salyangoz çiziminin ayrı bir önemi vardır.



Şekil 2.5 $\delta_j = 90^\circ$ ve $V_e = 0,125$ olduğu yerde çapraz akıştaki jetin yaratmış olduğu yüzey basınç dağılımı [35]

2.2.2 Jetin çıkış şekli üzerine yapılan çalışmalar

Salyangoz çiziminin şeklini etkileyen bir faktör; $R=4$ olduğu yerdeki jetin çıkışının şekli ve konumudur. Bu, McMahon ve Mosher [39,40] ve de Westor ve Thames [41] tarafından incelenmiştir. Şekil 2.6'da dairesel bir jet ve kısa kenar ile uzun kenar arasındaki oranın 4 olduğu dikdörtgen bir jet için veriler gösterilmektedir.



Şekil 2.6 $\delta_j=90^\circ$ ve $V_e=0,25$ olduğu yerde çapraz akıştaki jetin yaratmış olduğu yüzey basınç dağılımına jet meme şeklinin etkisi [41]

Keskin olmayan (küt) jet; yanal olarak ve akış yönünde yayılan büyük alçak basınç bölgesi ve aynı zamanda bağlı olarak akışın geldiği yönde uzayan pozitif basınç bölgesi ile tanımlanır. Akım yönündeki jetin yaratmış olduğu basınçlar oldukça farklıydı. En önemli etkisi, neredeyse hiç ard-iz bölgesi olmadan yanal olarak yayılan alçak basınç bölgesi ve küçük pozitif basınç bölgesiydi. Dairesel jetin yaratmış olduğu basınç dağılımlarının, küt ve akım yönündeki jetlerle desteklendiği görülmektedir. Jet merkez hattı ve girdap eğrisi yollarının, akım yönündeki jet için serbest akımın içine en büyük, küt jet için ise en az nüfuz etmesini göstermektedir. Dairesel jet yolları, iki dikdörtgen şeklindeki jet arasındakileridir. Verilen bir

jet sapma açısı ve etkin hız oranı R için girdap şiddeti, akım yönündeki jette, küt jetten daha fazladır.

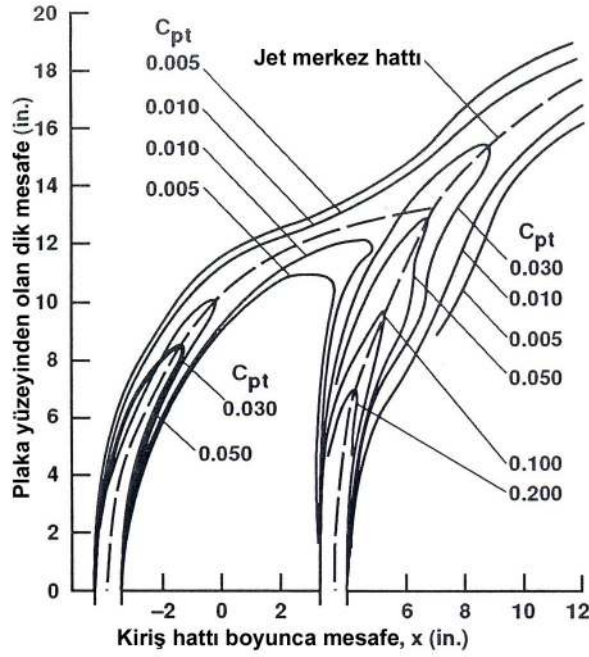
2.2.3 Jetin sapma açısı üzerine yapılan çalışmalar

Jet sapma açısının (δ_j) jet merkez hattı yolu üzerinde etkisi vardır. Jet sapma açısının ($\delta_j=15^\circ\sim90^\circ$) yüzey basınç dağılımı üzerindeki etkisi, Taylor [42,43] tarafından incelenmiştir. Sapma açısının artmasıyla, jet merkez hattındaki toplam basınç katsayısının (C_{pt}) bozulması artmıştır. Salyangoz çizimi, sapma açısı azaltıldığında, negatif basınç bölgesinin aşağısında kayma ve uzantısında bir artış göstermiştir. Ard-iz bölgesi, 30° ve üzerindeki jet sapma açılarında hızlı bir basınç düzelmesi göstermiştir. Jet sapma açısı 30° 'nin altındayken, jet ard-izinin yüzeyle birleştiği ve jetin akış kenarına bitişik düzleminde pozitif basınç bölgesi ürettiği görülmüştür. Etkin hız oranı (R), 6'dan 12'ye çıkınca, bu bölgenin büyüklüğü artmıştır. Akış yönünün daha uzağında ($x/D>7$) basınçlar negatifti; bu da jetin artık yüzeye çarpmadığını ve yüksek yerel hızların, akışın jet içine sürüklenmesinden dolayı oluştuğunu göstermektedir.

Aoyagi ve Snyder [44], 90° 'den 45° 'ye değişen jet sapma açıları için yüzey basınç verilerini elde etti. Sonuçlar, Taylor'ın verileriyle tutarlıydı; basınç alanı akış yönüne doğru kaydı ve sürüklenme etkisi, azalan jet sapma açısıyla birlikte azaldı.

2.2.4 Çoklu jetler üzerine yapılan çalışmalar

Jet karışımı üzerindeki etkilerini değerlendirmek için, ikili kaldırma jetlerinin etkisi Wooler ve arkadaşları [45–48] ve Schetz ve arkadaşları [49–51] tarafından araştırılmıştır. Her iki araştırmacı da araştırmalarında sıralı ve kenardan kenara olan jet düzenlemelerini incelemişlerdir. Wooler'ın sıralı jet sonuçlarına ait bir örnek Şekil 2.7'dedir. Burada, etkin hız oranının $R=8$ ve jetler arası mesafenin 7,5 çap olduğundaki sabit toplam basınç katsayılarının çevre çizgileri gösterilmektedir. Bu düzenlemeye göre, akış yönündeki jet, akışın geldiği yöndeki jete göre daha yavaş bozulur. Bozulma oranındaki bu fark, jetler arası aralık arttıkça azalır. Akım yönündeki sapma ve öndeki jetin bozulması, test edilen [45] ($2,5D$ ile $7,5D$) değerler üzerindeki aralıklardan bağımsız görülmektedir. Yüzey-basınç verisi, jetler arasındaki aralığın artmasıyla negatif basınçların arttığını göstermektedir. Bu sonuç, akım yönündeki jet tarafından üretilenle benzerlik göstermektedir. Sonuç, jet çiftiyle aynı toplam itkiye sahip olan tekli jetle karşılaştırıldığında, kaldırma kaybındaki azalmadır.



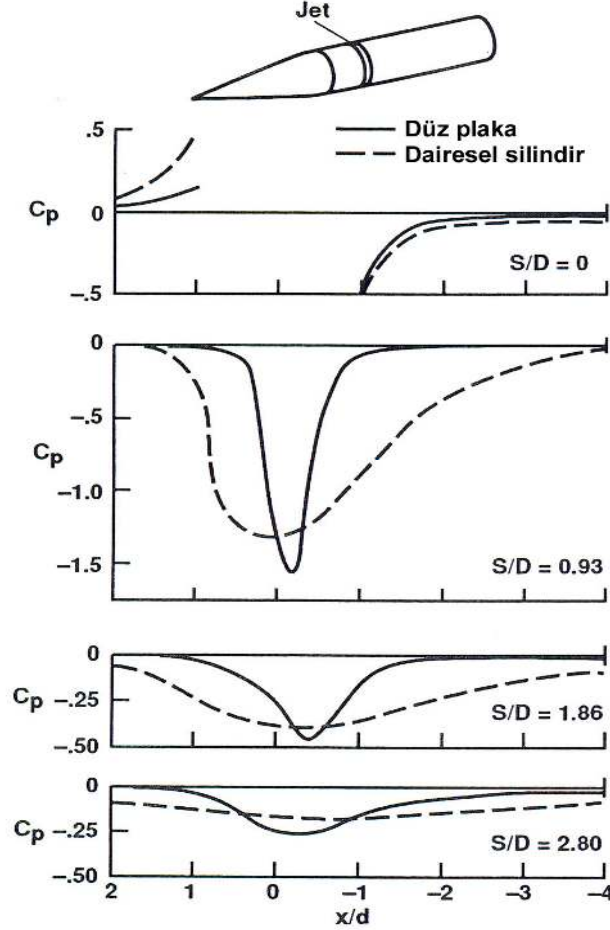
Şekil 2.7 Jet çifti tarafından yaratılmış sabit toplam basınç katsayılarının çevre çizgileri[47,48]

Schetz ve arkadaşları [49–51] tarafından elde edilen kenardan kenara jet düzenleme sonuçları göstermiştir ki, büyük etkileşim özellikleri iki tane birbiriyle bağlantılı etkilerle karakterize edilmiştir. Bunlar; 1) jetler arasındaki kanal akışından dolayı oluşan, jetler arasındaki önemli derecede geliştirilmiş akış hızı (indirgenmiş yüzey basınçları), ve 2) tekli jetle karşılaştırıldığında çapraz akışın daha fazla engellenmesi ve jetin serbest kenarlarındaki akış hızlarının (daha düşük basınçlar) artışıyla sonuçlanan kenarlara yayılmanın artmasıdır. Sonuç, jet çiftiyle aynı toplam itkiye sahip olan tekli jetle karşılaştırıldığında, kaldırma kaybındaki artmadır.

2.2.5 Yüzey geometrisinin etkileri üzerindeki çalışmalar

Pek çok araştırmacı, düz plaka üzerinde oluşan basınçlar üzerinde durmuştur. Gerçeğe uygun uçaklarda, yuvarlak şeklindeki ve sonlu büyüklükteki bir gövdeye yerleştirilmiş jetler vardır. Dairesel gövde üzerindeki jetin yaratmış olduğu etkileri değerlendiren iki deneysel program, Ousterhout [52] ve Aoyagi [44] tarafından hazırlanmıştır. Ousterhout araştırmasında, düz plaka ve 10,2 cm çaplık dairel gövde modelinde, 0,95 cm çaplık jeti kullanmıştır. Akım yönündeki dört sıra boyunca yaratılmış basınçlar Şekil 2.8’de karşılaştırılmaktadır. Yüzey boyunca ölçülen sıraların yanal yerleri, düz plaka ve dairel silindir için aynıdır. Elde edilen veriler ışığında, aşağıdaki eğilimler gözlemlenmiştir. Bunlar; 1) negatif basınç katsayısının en

tepe noktası düz plakada bulunmaktadır 2) artan yanal mesafeyle birlikte, boyuna basınç katsayısının bozulma oranı iki yüzey için de aynıdır 3) silindirik cisimdeki basınç katsayısı profilleri, düz plakadaki profillere göre akım yönünde daha uzağa yayılır.



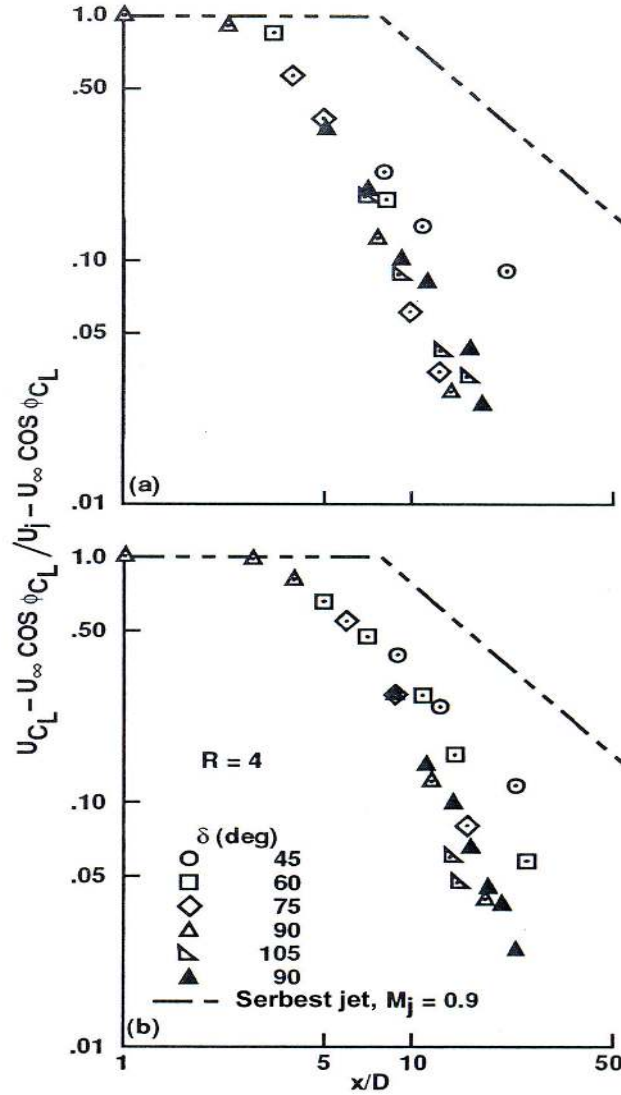
Şekil 2.8 Jetin yaratmış olduğu basınç dağılımına jet çıkış yüzey şeklinin etkisi

Aoyagi [44] araştırmasında, 10,16 cm çaplık silindirik cisimden çıkan, sivri kemer şeklinde burunlu 1,94 cm çaplık bir jet kullanmıştır. Jetin çapının gövde çapına oranı olan 0,19 değeri hala bir uçağı tam anlamıyla temsil etmiyor. Etkin hız oranı $R=8$ ve jet sapma açısı $\delta_j=90^\circ$ için, basınç dağılımının karşılaştırılması sınırlıydı. Ancak, bu, düz ve silindirik düzenlemeler arasında, Ousterhout'un belirttiğinden daha küçük farklar olduğunu göstermiştir.

2.2.6 Hızdaki (dinamik basınç) bozulmalar üzerine yapılan çalışmalar

Fearn ve Weston [20], iki etkin hız oranı için, jet sapma açısıyla hızın bozulmasını göstermişlerdir (Şekil 2.9). Bütün durumlarda jetin bozulması, çapraz akışta daha hızlıdır. Sapma açısı, dik olmaya başladıkça biraz daha fazla bozulma artışına sahiptir.

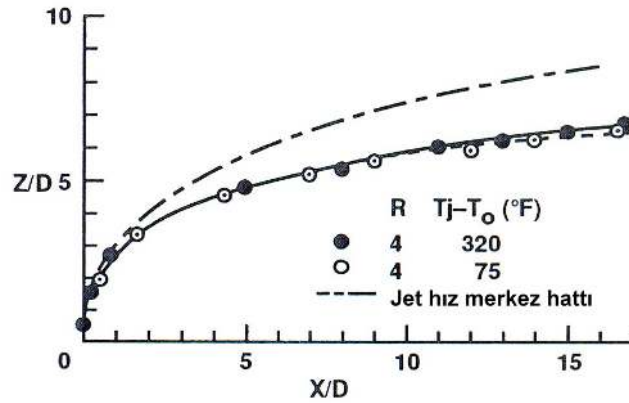
Fricke ve arkadaşları [45] ve Kuhlman ve arkadaşları'nın [53–56] çapraz akıştaki jetle ilgili yaptığı araştırmalarda, daha hızlı jet bozulmasının yaratılmış basınçlar üzerinde önemli bir etkiye neden olmadığını göstermiştir. Perkins ve Menderhall [57], jetin çıkış profilinin, çıkış Mach sayısının, girdabın ve türbülans seviyesinin, jetin yaratmış olduğu basınçlar üzerine etkisini yeniden gözden geçirmişlerdir. Bağıntıları geliştirmek için çeşitli girişimlerde bulunulmuştur. Mevcut verilerden, tutarlı bir model elde edilememiştir. Daha sonra, Kavsaoğlu ve Schetz [58] tarafından, girdabın ve artan sıcaklığın etkileri deneysel olarak incelenmiştir. Yüksek türbülans jetinin ($u'/V_j > 0,10$), düşük türbülans jetinde ($u'/V_j < 0,03$) mevcut potansiyel çekirdek yapısına sahip olmadığı bulunmuştur. Girdabın, yüksek türbülans jetiyle benzer özellikleri olduğu ve basınç dağılımlarında büyük asimetrilere neden olduğu bulunmuştur.



Şekil 2.9 $V_e=0,125$ ve $0,250$ değerleri için jet merkez hattı hızının bozulması[20]

2.2.7 Sıcaklık üzerine yapılan çalışmalar

Harms [59], sıcaklık oranlarının (Θ) 1 ve 2 olduğunda hızdaki bozulmaları benzer bulmuştur; ancak, daha sıcak olan jetin ($\Theta=2$) potansiyel çekirdek uzunluğunda hafif bir azalma olmuştur. Akış alanı hız araştırmaları, verilen etkin hız oranı için sıcaklığın az bir etkide bulunduğunu göstermektedir. Maksimum hız yolu ile maksimum sıcaklık yolunun karşılaştırılması Şekil 2.10'da gösterilmektedir. Verilen bir etkin hız oranında, bu maksimum sıcaklık yolu, serbest akımın içerisine maksimum hız yörüngesinden daha az nüfuz eder. Jet sıcaklığı arttığında, girdabın şiddeti ve büyüklüğü artmaktadır. Sonuç olarak, girdap bölgesine daha fazla ısı transfer edilir ve maksimum sıcaklık yolunun girdap yoluna bağlandığı görülür. Serbest jet akımlarında, Ricou ve Spalding [61], artan jet sıcaklığının daha fazla sürüklenmeye neden olduğunu bulmuştur. Benzer bir etki, artan jet sıcaklığının daha fazla sürüklenmeye neden olduğu ve girdap hareketinin etkinleştirildiği çapraz akıştaki jette de gözlemlenmiştir.

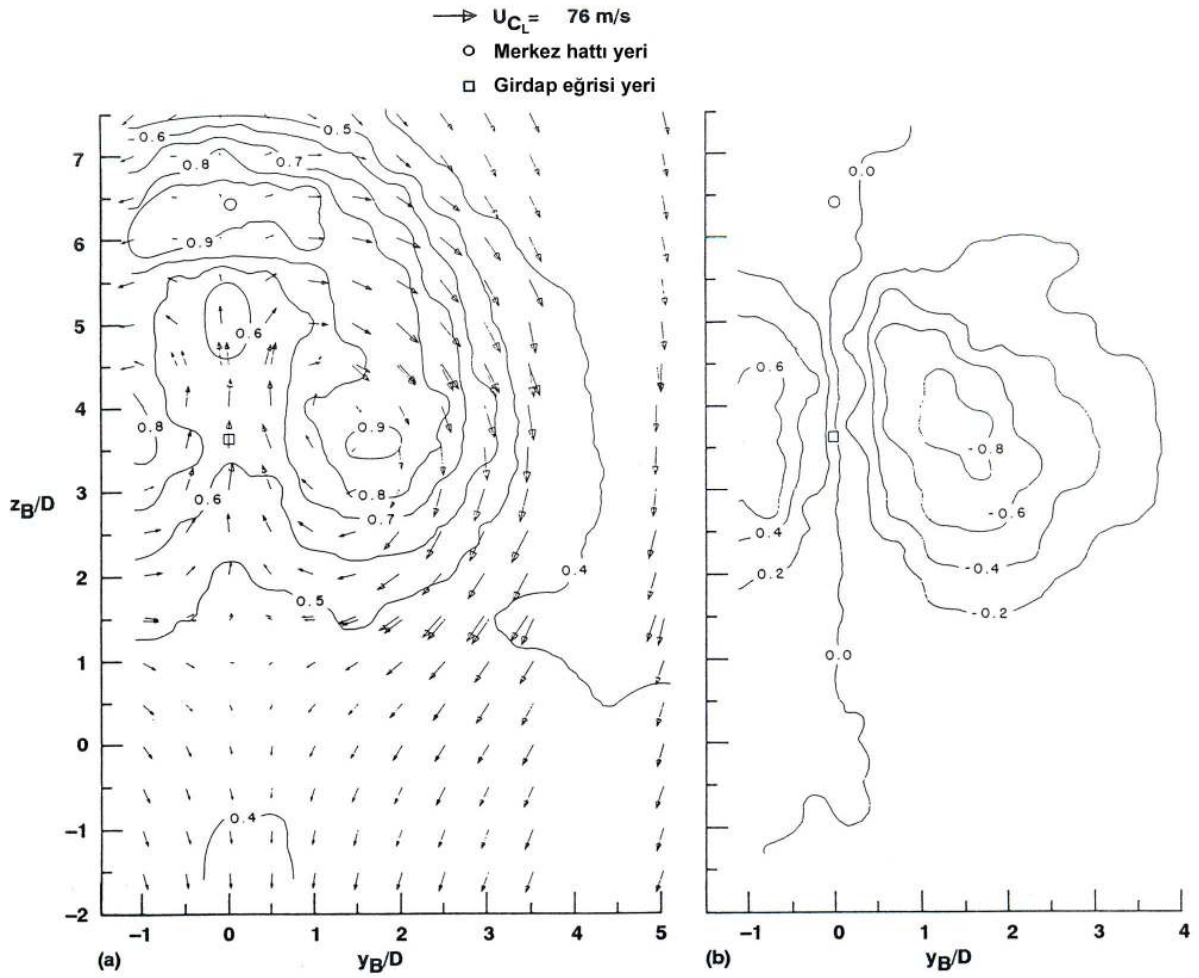


Şekil 2.10 $V_e=0,25$ değeri için maksimum sıcaklık merkez hattının yeri[60]

2.2.8 Hız/girdaplık profilleri üzerine yapılan çalışmalar

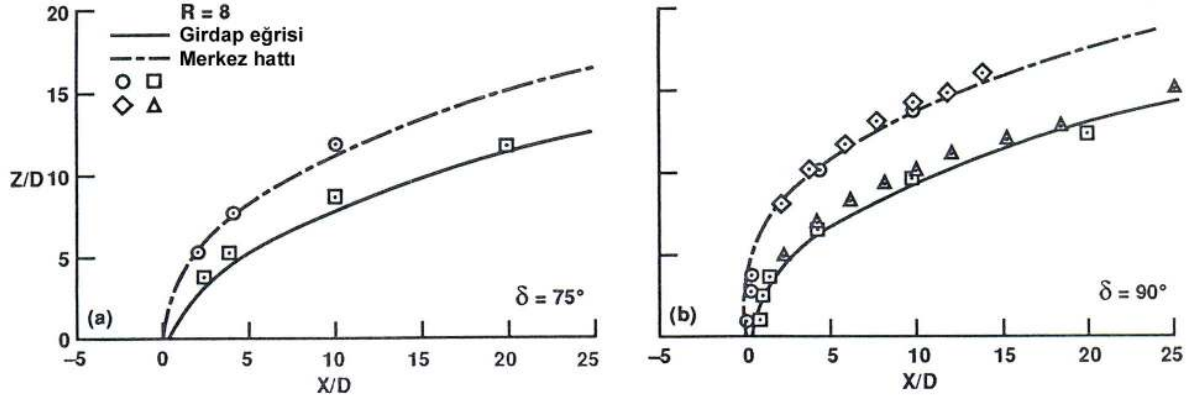
Etkin hız oranının $R=8$ değeri için, jet yolunun normalinde bir yerde ölçülmüş bir hız alanı [17] örneği Şekil 2.11'de gösterilmektedir. Veriler, kesitin sağ yarısının tamamı, düzlemin sol yarısının da bir kısmı içindir. Şekil 2.11a'da, ölçülen hızlar, düzlem içindeki hızların vektör çizimiyle üst üste bindirilen, kesite dik olan hız bileşeninin çevre çizgileri olarak verilmektedir. Şekil 2.11b'de, düzlem içindeki hızlar, düzlemdeki maksimum girdaplığa göre boyutsuzlandırılmış olan girdaplığın çevre çizgilerini elde etmek için birleştirilmiştir. Şekil 2.11'in her iki kısmında da, merkez hattının yeri ve girdap eğrisinin yeri belirtilmiştir. Maksimum hızın, girdap eğrisi bölgesinde oluştuğu açıkça görülmektedir. Bu şekiller, aynı zamanda, daha önceki hesaplamalı prosedürlerden farklı olarak, jet ve serbest akım arasında

net olarak belirlenmiş bir sınırın olmadığını göstermektedir.



Şekil 2.11 a) u/V_∞ 'nin incelenen düzleme dik olduğu yerdeki ölçülen hızlar çevre çizgileriyle ve sonuç hızlar vektörlerle gösterilmektedir b) ölçülen hız verilerinden hesaplanan girdaplık çevre çizgileri

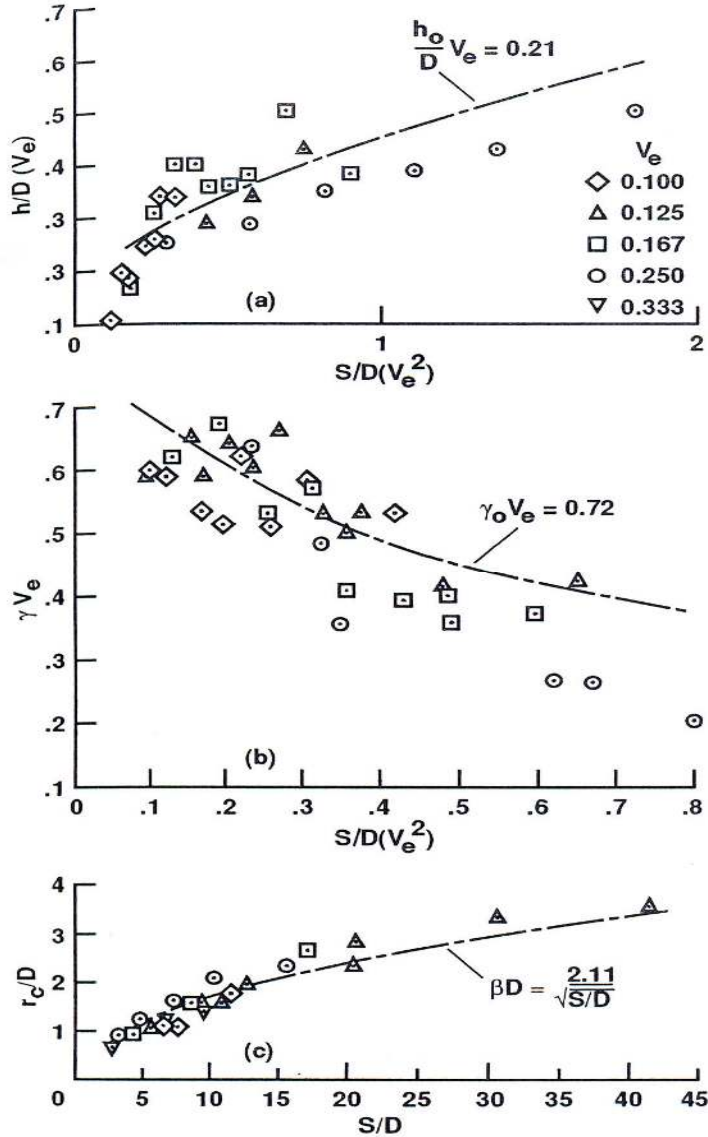
Çapraz akıştaki jet tarafından üretilmiş olan girdap çifti, ana akış alanı özelliği olarak görünmektedir. Fearn ve Weston'a [17] göre, jet merkez hattıyla ilgili girdap eğrisi yolu, Şekil 2.12'de, etkin hız oranı V_e 'nin iki değeri için gösterilmektedir. İlk olarak, girdap yolları, jet yoluna dik olarak seçilmiş düzlemde yapılan kapsamlı hız ölçümlerinin uyumuyla elde edilmiştir. Bu veriler, Şekil 2.12'de gösterilen girdap eğrisinin yanında, kare sembolleriyle gösterilmektedir. Simetri düzlemindeki yukarı yönlü hız, girdap eğrisinin dikey yerinde zirveye ulaştığından, yayılan bir girdap modeli geliştirilmiş ve girdap çiftinin şiddeti ve yerini çıkartmak için kullanılmıştır (Şekil 2.12'de üçgen sembollerle gösterilmiştir). Daha sonra, bu girdap yolu verileri, jet eksenini için kullanılanla aynı şekilde deneysel bir üs denklemi kullanılarak uygun hale getirilmiştir. Bu, Şekil 2.12'de gösterilen girdap eğrisidir.



Şekil 2.12 $V_e=0,125$ değeri için ölçülmüş jet yolu merkez hattı ve jet girdap eğrileri[17,20]

Fearn ve Weston [17,31] ters yönde dönen girdap çiftlerinin şiddetini, yerini ve yayılımının bir ölçüsünü çok iyi bir şekilde tanımlamışlardır. Girdap çifti, jet akışı içinde jet çıkışında ilk şiddeti, etkin hız oranıyla ($\gamma_o = 0,72/V_e$) ters orantılı olan, nispeten yoğunlaştırılmış girdaplar olarak biçimlendirilir. Girdaplar, çapraz akım tarafından saptırılır ve girdap eğrisi boyunca yay uzunluğunun bir fonksiyonu fakat etkin hız oranının zayıf bir fonksiyonu olan bir oranda yayılırlar. Girdaplar, simetri düzlemine doğru girdaplığın yayılmasıyla, aşamalı olarak birbirlerini zayıflatır.

Fearn ve Weston [17,31] tarafından elde edilen girdaplık verileri, 0,10'dan 0,25'e değişen etkin hız oranı verileriyle arasındaki bağıntıları göstermek için Şekil 2.13 boyutsuz bir şekilde gösterilmektedir. Bu girdaplık verileri, jet eğriliğinin küçük olduğu akış yönündeki bölgeden alınmıştır. Şekil 2.13'de, dağınık girdaplığın merkezinin boyutsuz yanal yer terimi, $V_e^2 s/D$ 'nin bir fonksiyonu olarak çizilmektedir ve $V_e h_o/D = 0,21$ olarak verilen bağıntı ile karşılaştırılmaktadır. Şekil 2.13'de boyutsuz girdaplık terimi γV_e , aynı zamanda $V_e^2 s/D$ 'nin bir fonksiyonu olarak verilmektedir ve $\gamma_o V_e = 0,72$ olarak verilen bir bağıntı ile karşılaştırılmaktadır. Verilerde saçılım varken, verilerin eğilimi her iki bağıntıda tutarlıdır. Girdap yayılması $\beta D = 2,11/(\sqrt{s/D})$ ile ilişkilendirilmiştir. Şekil 2.13'de maksimum teğetsel hızın olduğu yerdeki girdap çekirdeği yarıçapı r_c/D , girdap çekirdeğinin büyüklüğünü tanımlamak için kullanılmaktadır ve $r_c/D = 1,121/(\beta D)$ ile ilişkilendirilmektedir. Girdap çekirdeğinin büyüklüğüne ait veri, bu bağıntı parametresi ile uyum sağlaması için gösterilmektedir.



Şekil 2.13 Fearn ve Weston'ın [31] verilerini kullanan Smy ve Ransom'ın [2] boyutsuzlaştırılmış girdaplık özellikleri

2.2.9 Hesaplamalı yöntemleri temel alan potansiyel akış üzerine yapılan çalışmalar

Jetin yaratmış olduğu etkileşimleri açıklayan pek çok potansiyel akış, girdap-kafesi ya da panel yöntemi geliştirilmiştir. Pek çok araştırmacı, yaklaşık kestirimci çapraz akıştaki jet yöntemlerini geliştirmek için, potansiyel akışa dayalı yöntemleri genişletmiştir. Jetin yaratmış olduğu etkiler için en eski ve eksiksiz hesaplama yöntemlerinden biri, Wooler ve arkadaşları [46,62] tarafından geliştirilmiştir. Bu model, basit bir kanadı temsil için çift kaldırma hattı ve jeti temsil için bir kuyu-duble modelini kullanmıştır.

Wooler yöntemi [63] daha sonra, çok amaçlı ve modüler bir yöntem sağlamak için, kuyu-

duble jet modeliyle girdap kafesini birleştirmiştir. İlk modülde, sıkıştırılamayan jet modeli, potansiyel akış kuyu ya da dublelerinden kaynaklanan sürüklenmenin dışındaki ağdalık etkilerini göz ardı etmiştir. Serbest akım akışının jetin içerisine sürüklenmesi ve jet sınırındaki basınç kuvveti jetin hareketinin iki denklemini yönetir. Ricou ve Spalding'in [61] deneysel verilerinden sürüklenme parametreleri elde edilmiştir. Jet kesiti, jet serbest akım tarafından saptırıldığında, çıkışta daireden elipse dönüşmüştür. Jetin yaratmış olduğu hız akış alanı iki tekillikten elde edilmektedir. Bunlar; a) jet merkez hattı boyunca ayrı yerlerdeki, serbest akımın normali doğrultusundaki eksenlerdeki üniform kuyu dağılımı, sürüklenmiş akışı temsil etmektedir, ve b) jet merkez hattı boyunca ki duble dağılımı, jetin neden olduğu sirkülasyon etkilerini ve blokajı temsil etmektedir. Eksene göre simetrik olmayan jetleri, jet çiftlerini ve üniform olmayan bir serbest akımdaki jeti temsil için ek yöntemler geliştirilmiştir.

İkinci bir modül, kaldırma düzlemini temsil için girdap-kafes [64] yöntemini kullanarak jetin yaratmış olduğu kuvvet ve momentleri değerlendirmektedir. Yöntem, kanada ek olarak gövde düzlemi yüzeylerini içeren kanat-gövde birleşimleri için deneysel verilerle uyum içindedir. Bu yöntemleri değerlendirmek için deneysel veriler kullanılmıştır.

Adler ve Baron [65] saptırılmış jetin içyapısını daha doğru tahmin etmek için Wooler-tipi yöntemini geliştirmiştir. Jetin iki özelliği değiştirilmiştir. Önce, jet kesit şeklini belirleyen Chang [9] yöntemi ile birleştirildi. İkinci olarak, jet kesitindeki farklı hız profilini daha iyi temsil etmesi için bir yöntem geliştirildi. Alan büyümesi, kesit şeklinin değişimi ve hız bozulması ile birleştirilen sürüklenme modeli geliştirildi.

2.3 1980 sonrası yapılan araştırmalar

1980'li yıllarda da turbo jet motor uygulamalarına olan (yakıcıya yakıt püskürtülmesi, yakıcının duvarının soğutulması ve püskürtmeyle soğutulmuş türbin kanatları gibi) ilgi devam etmiştir. Wooler ve Adler-Daron'un hesaplamalı yöntemlerin ana uzantılarını temsil eden potansiyel akış panel yöntemleri uygulamaları [66,67] yapıldı. Ancak, bu girişimler sayısal çözümlerde sadece ufak tefek ilerlemeler sağladı. Araştırmaların konusu modern hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemlerinin çapraz akıştaki jet uygulamalarına ve hesaplamaları doğrulamakta kullanacak kesin verileri elde etmek için deneysel araştırmalara doğru kaymıştır. Çapraz akıştaki jet akış alanı hızlarını daha detaylı olarak ölçmek için lazer hızölçeri kullanılarak pek çok deney [44,68–74] yapılmıştır.

2.3.1 Geniştirilmiş potansiyel akış hesaplama metotları üzerine yapılan çalışmalar

Perkins ve Mendenhall [57,66,67] tarafından yüzey basınç dağılımını tahmin etmek için deneysel bir bağıntı yöntemi geliştirilmiştir. Metot, bir blokaj modeli, bir sürüklenme modeli ve ağda düzeltme faktörleri içermektedir. Gerekli bağıntı parametrelerini tanımlamada yeterli deneysel verilerin olduğu düz plaka için makul bir karşılaştırma yapılmıştır. Dönen bir cisimde bağıntı parametrelerini uygun bir şekilde tanımlamak için yetersiz veriler vardı.

Potansiyel akışa dayalı yöntemleri geliştirmek için, panel yöntemleri jet için çeşitli yüksek dereceden modellerle birleştirilmiştir. Maskew ve arkadaşları [75] bir araştırmasında VSAERO panel metodunu [76] kullanmışlardır. Ayırık bir ard-iz modeli, $\theta = 130^\circ$ 'daki jetin katı potansiyel çekirdeği boyunca dikey olarak eklenmiştir. Çapraz akıştaki jetin düz plaka durumu için sınırlı sonuçlar sunulmuştur ve bu sonuçlar ard-iz ayırma modeli kullanıldığında Wooler'in sonuçlarıyla tutarlılık göstermiştir.

2.3.2 Hız/türbülans alanı üzerine yapılan çalışmalar

Çapraz akıştaki jetin akış alanının belirlenmesi için yapılan pek çok deneyde lazer hızölçerler [44,68–74,77] kullanılmıştır. Yapılan ilk araştırmalar, lazer hızölçerin akış alanını ölçmek için uygun olduğunu göstermiştir. Daha sonraki araştırmalarda, kapsamı sınırlı olan bazı faydalı veriler elde edilmiştir. Birçok raporda NASA Ames Araştırma Merkezinde 7x10 ft'lik rüzgar tüneline yapılan testler sonucunda elde edilen verilerin farklı kısımları sunulmuştur. Düz plakaya bağlanmış 5,08 cm çapındaki jet üç bileşenli lazer hızölçerle birlikte kullanılmıştır.

2.3.3 Hesaplamalı akışkanlar dinamiği hesaplamaları üzerine yapılan çalışmalar

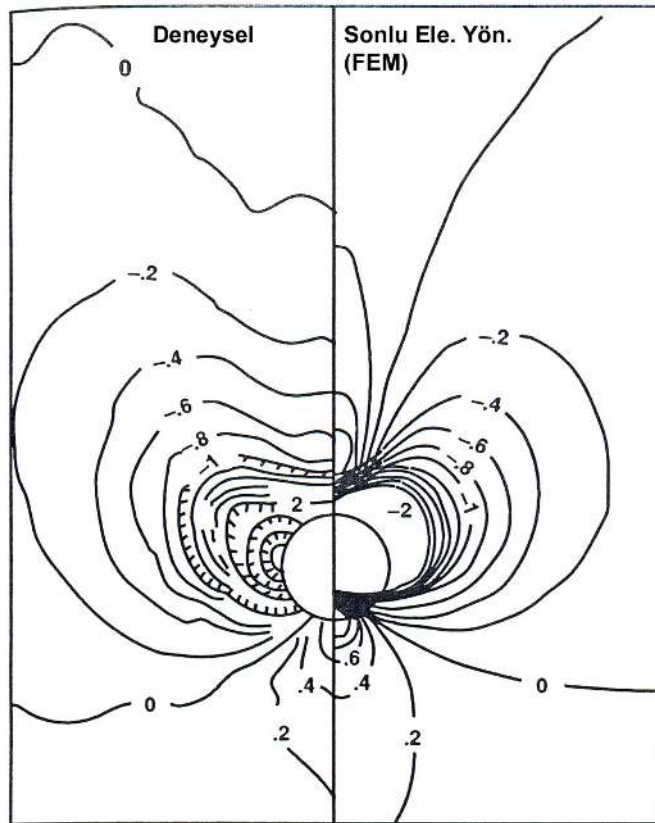
1980'den bu yana en büyük ilerleme, hesaplamalı akışkanlar dinamiği üzerine yapılan çalışmalarda olmuştur. Çapraz akıştaki jet için, Navier-Stokes (NS) denklemlerine sonlu fark sayısal çözümleri uygulanmıştır. Pek çok araştırmacı [78–87] NS çözümlerinin akış alanının çoğunu yeterince temsil edebildiğini göstermiştir. Türbülanslı jet için NS denklemlerinin sonlu fark çözümünün ilk örneği [79] Şekil 2.14'de verilmiştir. Burada, etkin hız oranı $R=4$ alınmış ve hızlar merkez hattı düzleminde hesaplanmıştır. Bu hesaplamada, simetriden dolayı sağ yarısı için düzgün olmayan küçük ($24 \times 22 \times 22$) bir çözüm ağı (11.616 çözüm ağı noktası) kullanılmıştır. Sol yarısı, simetri sınır koşulu kullanılarak açıklanmıştır. Jet merkez hattı yolu, Keffer ve Baines'in [88] deneysel verileriyle çok yakın bir benzerlik göstermektedir. Jet yoluyla benzer bir uyum, Patankar, Basu ve Alpay'ın [78] hesaplamalarında da gösterilmiştir. Ancak, jet bozulması ve ard-iz bölgesi her iki hesaplamada da yeterince gösterilmemiştir.



Şekil 2.14 $V_e=0,25$ hız oranı için çapraz akıştaki jetin hesaplanmış hız vektörü çizimi[79]

Başka bir NS hesaplamasında, Oh ve Schetz [84] NS denklemlerinin genelleştirilmiş Galerkin tekniğinin kullanılarak çözüldüğü, sonlu eleman yöntemini (FEM) kullanmıştır. Basit bir girdap-ağdalık türbülans yöntemi kullanılmıştır. Sonlu eleman çözüm ağı küçüktü ($30 \times 12 \times 12 = 4.320$ çözüm ağı noktası) ve sonlu fark metotları için kullanılan çözüm ağı boyutlarıyla doğrudan karşılaştırılamazdı. Etkin hız oranı $R=4$ için yaratılmış basınç dağılımına bir örnek, çift salyangoz çizimi olarak Şekil 2.15’de gösterilmektedir. Deneysel veriler [58] solda ve FEM çözümü [84] ise sağda verilmektedir. Pozitif basınç bölgeleri yakın bir benzerlik göstermektedir. Jet çıkışının kenarında, alan bakımından, deneysel negatif basınç çevre çizgileri FEM sonuçlarından daha geniştir. En büyük fark ard-iz bölgesindedir. FEM’den elde edilen sonuçlar, basit bir potansiyel akış sonucundan elde edilenle çok daha benzer pozitif bir bölgeye sahiptir.

Kavsaoğlu ve arkadaşları NS hesaplamasında, üç boyutlu, sıkıştırılabilir bir Navier-Stokes kodu olan LANS3D kullanmışlardır. En çok 60,000 çözüm ağı noktası kullanılan önceki çözümlerde, özellikle jet çıkışı yakınındaki ve ard-iz bölgesindeki akışların yeterince çözülmemiş olduğu bulunmuştur. Diğer hesaplamalar, düz plaka yüzeyindeki ve jet çıkışı yakınındaki çözümleri geliştirmek amacıyla 300,000 çözüm ağı noktası kullanmışlardır. Roth [81–83] $55 \times 55 \times 50$ lik (151.250 çözüm ağı noktası) bir Kartezyen çözüm ağı kullanmıştır. Chiu ve arkadaşları [87] Chimera çözüm ağı gömme tekniğini [89] kullanmışlardır. Bunlar; (1) düz plaka üzerindeki sınır tabaka ve çevreleyen serbest akım için $79 \times 33 \times 66$ lik bir Kartezyen çözüm ağı (172,062 çözüm ağı noktası) (2) jet girdap eğrisi boyunca yerleştirilmiş jet için $51 \times 33 \times 66$ lik bir silindirik çözüm ağı (111,078 çözüm ağı noktası).



Şekil 2.15 $V_e=0,25$ değeri için çapraz akıdaki jetin yaratmış olduğu basınç katsayılarının deneysel[58] ve NS hesaplamalarıyla[84] karşılaştırılması

Çıkışın iki çap içerisindeki jet yakınında farklılıklar varken, arttırılmış çözüm ağı yoğunluğu ya da kullanılan türbülans modellerinin çözümlerde çok az ilerleme kaydettiği görülmektedir.

Bu hesaplamalı araştırmalar göstermiştir ki, jet çıkışı yakınındaki ve jetin çıktığı yüzeyde akış yönünde akış çözülememiştir. Günümüzde, deneysel verilerle olan karşılaştırmalar, geliştirilmiş çözümlere ihtiyaç duyulduğunu göstermektedir. Bu sonuçların, daha büyük çözüm ağlarına mı (300,000 çözüm ağı noktasından daha fazla), jet yakınında ve içindeki daha uygun türbülans modellerine mi yoksa tanımlanamayan başka gelişmelere duyulan ihtiyacı mı gösterdiği henüz açık değildir ve devam eden araştırmalar için rasyonellik sağlamaktadır.

2.3.4 İkincil çapraz akıştaki jet girdapları üzerine yapılan çalışmalar

Çapraz akıştaki jet girdap sistemlerinin at nalı şeklinde olduğu bilinmektedir. Bu girdap, bir uçağın kanat-gövde birleşme noktasında oluşturulan girdapla benzerlik göstermektedir. Bu, jet girdap çiftinden daha küçük ve daha zayıftır. Üçüncü girdap sistemi en zayıf olanıdır ve

geliştirilmiş deneysel tanımlara gereksinimi vardır. Synder ve Orloff [72] lazer hızölçer kullanarak, düz plakanın yanal olarak ± 10 , dikey olarak 0,6 jet çapı içerisindeki iki ard-iz kesit düzlemindeki hızları ölçmüştür. Zayıf ard-iz girdap yapıları her iki kesitte de görülmüştür. Bu sonuçlar, zaman ortalamalı ölçümlerdeki ard-iz girdaplarının varlığını göstermektedir.

Çapraz akıştaki jetin at nalı şeklindeki girdap yapısı, daha sıkı araştırmaların konusu olmuştur. Deneysel bir araştırmada, Fric ve Roshko [90] çapraz akıştaki jetin yakın alanında mevcut olan 4 tip girdap yapısını fotoğraflandırmış ve onların kaynağını tanımlamıştır. Bunlar; (1) jet çevresindeki, serbest jet kayma tabakası, yanal halka girdapları memedeki sınır tabakasında oluşmakta ve jet çarptıkça bozulmaktadır. (2) uzunlamasına, birbirine ters yönde dönen, baskın girdap çifti, jetin kayma tabakası girdaplığında oluşmaktadır. (3) at nalı şeklindeki girdaplık, çapraz akış duvarındaki jetin hemen ilerisindeki ters yönlü basınç gradyeninden kaynaklanmaktadır. (4) katı bir silindirdeki girdaplıkla ilişkilendirilen ard-iz girdapları, en az anlaşılandır ve jet çıkışından akış yönünde çok daha uzakta da varlığını koruyabilmektedir.

McMahon ve arkadaşları [91] jet çıkış çapı yerine, yüzeyden biraz uzakta yayılan jet genişliği kullanıldığı takdirde, jet üzerinden geçen akışın Strouhal sayılarının, katı bir cisimdeki Strouhal sayılarıyla önemli bir uyum gösterdiğini bulmuşlardır. Fric ve Roshko [90] girdapları işaretlemek ve girdap çekirdekleri içindeki akışkanın izini sürmek için farklı kaynaklardan duman kullanmıştır. Ard-iz girdaplığının, jet akışkanından değil, jetin çıktığı duvardaki sınır tabakadan kaynaklandığını bulmuşlardır. Çapraz akış sınır tabakası, jetin akış yönündeki kenarında ayrılır, çünkü jetin etrafındaki akış tarafından zorla uygulanan ters basınç gradyeniyle uyum sağlayamaz. Onun girdaplığının, duvardan bükülen jete doğru genişleyen ard-iz girdaplarının içerisine katıldığını bulmuşlardır. Sonuç olarak, çapraz akıştaki jetin ard-izindeki girdap sisteminin, başlangıç noktasında ve oluşumunda, katı bir silindirin arka kısmında oluşan girdaplardan belirgin bir şekilde farklı olduğunu belirtmektedirler. Broadwell ve Breidenthal [92] çapraz akıştaki jetin, serbest jetten daha iyi karıştığını göstermişlerdir. Fric ve Roshko'nun [90] sonuçları, ard-izin daha ileri boyuttaki karışmaya katkıda bulunmadığını göstermiştir. Onların sonuçlarına göre, ard-iz oluşum dinamiklerinden faydalanarak, ortalama çapraz akışla çapraz akış sınır tabakasındaki akışkanın etkili bir şekilde karışmasının mümkün olabileceği önerilmektedir.

Moussa, Trischka ve Eskinazi [93] yuvarlak bir jetin karışmasındaki yakın alanı çalışmışlardır. Çalışmalarında jet çıkış düzlemindeki bir duvarın varlığının veya yokluğunun,

bütün akış alanının davranışında çok önemli bir rol oynadığını belirtmişlerdir. Düzgün bir akımın, duvar içerisindeki bir delikten gelen akışla karışması, bir borudan gelen akışla düzgün bir akımın karışmasından farklıdır. Duvar, çapraz akıştaki jet ard-iz girdabını, jet-boru ard-iz girdabından ayırmaktadır. Trischka [94] tek başına bir boru durumu için saçılma frekanslarını ölçmüştür. $V_e < 1$ için dört farklı fakat örtüşen durum tanımlanmıştır. Bunlar; (1) jet durumu (2) boru durumu (3) memenin birkaç çap aşağısında genişleyen dudak durumu (4) borunun tünel zeminiyle kesiştiği bölgenin yakınındaki temel durum. Boru durumundaki frekanslar, diğer durumlardakinden daha yüksek bulunmuştur. Sonsuz uzun dairesel silindirin Strouhal sayısı 0,21 iken, test edilen sonlu uzunluktaki borularda, V_e 'ye bağlı olarak $St=0,20$ 'den 0,19'a kadar değişen daha düşük değerler ölçülmüştür. Jet ve boru durumu arasında, $0,067 < V_e < 0,200$ değerleri için açık, ölçülebilir bir farklılık vardır.

Krothapalli ve arkadaşları [95] deneysel bir araştırmasında, akış görselleme teknikleri kullanarak, kısa kenar uzun kenar oranı 10 olan dikdörtgen bir jetin akışın geldiği yönündeki tekrar dolaşım bölgesini çalışmışlardır. Etkin hız oranı değişiminden kaynaklanan, jetin akışın geldiği yönündeki at nalı şeklindeki girdabın ayrılma mesafesinin değişimi, iki farklı akış rejiminin varlığını açığa çıkarmıştır. $V_e > 0,20$ olduğunda, ard-iz girdabı simetrikti ve kapalı bir bölge oluşturdu. $V_e < 0,20$ olduğunda, bir Karmen-Benard girdap caddesi vardı. Aşağıdaki gibi Strouhol sayısı tanımı kullanıldığında,

$$St_{\mu} = \frac{fB}{V_{\infty} \sqrt{1 + V_e^{-2}}} \quad 2.4$$

Strouhol sayısının etkin hız oranı ile değişimi $St_{\mu} = 0,18 V_e^{1,25}$ di. At nalı şeklindeki girdabın, periyodik olarak, jetin arka kısmına saçılan ard-iz girdabıninkiyle karşılaştırılabilir bir frekansla oluştuğu bulunmuştur.

2.4 1990'lı ve 2000'li yıllarda yapılan araştırmalar

1990'lı ve 2000'li yıllarda yine 1980'li yıllarda olduğu gibi bilgisayar teknolojisindeki çok büyük ilerlemelerden dolayı sayısal çözümlere ağırlık verilmiştir. Sayısal çözümlerin deneysel verilerle desteklenmesi gerektiğinden, ayrıca ölçmede kullanılan cihazların hassasiyetlerinin artması nedeniyle deneysel çalışmalarda hız kazanmıştır.

Antonia, R.A. ve Mi, J. [96] yapmış oldukları deneysel bir çalışmada türbülanslı dairesel bir jetin kendi kendini koruduğu bir bölgede sıcaklık sapmalarını ölçmek için üç boyutta paralel soğuk teller kullanmışlardır. Sıcaklık sapmalarındaki değişimlerin neticesi, korelasyon

yöntemi ve tel ayrılmalarının etkilerinin düzeltilmesinden sonra elde edilen sıcaklık sapma spektrumdan elde edilmiştir. Her iki yöntemde ortalama sıcaklık yayılımı bileşenleri (radyal, azimutsal ve aksiyal) için tamamen tutarlı sonuçlar vermiştir. Radyal ve azimutsal değerler hemen hemen eşit ve aksiyal değerden çok az miktarda büyük çıkmıştır.

Smith, S.H. ve Mungal, M.G. [97] üniform çapraz akışa normal doğrultudaki dairesel jetin karışımıyla ilgili deneysel çalışma yapmıştır. Bu çalışmada jet hızının çapraz akış hızına oranını (r) 5 ila 25 arasında, jet çıkış çapı (d) ve jet çıkış hızına bağlı Reynolds sayısını 8400 ila 41500 arasında almışlardır. Deneysel çalışma esnasında görüntüler hız oranı ve jet çıkış çapı çarpımı (rd) sabit tutularak elde edilmiştir. Bu deneysel çalışmadan elde edilen sonuçlar girdap etkileşim bölgesinin yapısını, karışımı ve yakın ve uzak alanda ortalama merkez hattı konsantrasyonunun bozunmasını ilgilendirmektedir.

Lester, L.Y. ve çalışma arkadaşları [98] çapraz akışa dik doğrultuda gönderilen dairesel jetin Büyük-Eddy Simülasyonunu (LES-Large Eddy Simulations) yapmışlardır. Simülasyonu iki farklı Reynolds sayısı ($Re=1050$ ve $Re=2100$) ve hız oranları (2,0 ve 3,3 - jet hızının çapraz akış hızına oranı) için gerçekleştirmişlerdir. Deneysel verilerle, simülasyonla hesaplanan ortalama ve türbülans istatistiklerinin çok iyi uyum sağladığı görülmüştür. Deneysel çalışmalarda akış görselleme ile gözlemlenen büyük ölçekteki uyumlu yapılar simülasyonla tekrar oluşturulmuştur ve yapıları oluşturan mekanizmalar tanımlanmıştır. Uyumlu yapıların ortalama hız, çözümlenmiş Reynolds gerilmeleri ve merkezden geçen düzlem üzerindeki türbülans kinetik enerjileri üzerine etkileri tartışılmıştır. Çapraz akıştaki jetin (JICF) yakın bölgelerinde birçok yeni yapılar tanımlanmıştır.

Camussi, R. ve çalışma arkadaşları [99] su tüneline jet akımı hızının ana akım hızına oranını (R) 1,5 ila 4,5 arasında kabul edip çok düşük Reynolds sayılarında ($Re_j \cong 100$) akış görselleme ve PIV (Particle Image Velocimetry) ölçme tekniklerini kullanarak deneyler yapmışlardır. Bu çalışmada, jet akımı hızının ana akım hızına oranının (R) büyük ölçekli girdapların oluşumu ve gelişimi üzerine etkisi analiz edilmiştir. Hız oranına (geçiş hız oranı $R \cong 3$) bağlı olarak iki ayrı akış rejimi olduğu tespit edilmiştir. Düşük hız oranlarında boyuna girdaplık dinamiklerinin baskın olduğu, yüksek hız oranlarında pozitif ve negatif girdapların birlikte eşleştiği gözlemlenmiştir. Bu farklı davranışların kararsızlık mekanizmalarının tespit edilmesinde jetin Reynolds sayısının çok önemli bir rolü vardır.

New, T.H. ve çalışma arkadaşları [100] lazerli floresan tekniğini kullanarak su tüneline eliptik jetlerin çapraz akış içerisindeki akış yapılarını incelemişlerdir. Bu çalışmada jetin en

boy oranını (AR) 0,3 ila 3,0 arasında, jet hızının çapraz akış hızına oranını (VR) 1 ila 5 arasında ve Reynolds sayısını 900 ila 5100 arasında almışlardır. Sonuçta jetin en boy oranının jetin çıkışına yakın bölgelerde etkin olduğunu daha uzak bölgelerde kaybolduğunu gözlemlemişlerdir.

New, T.H. ve çalışma arkadaşları [101] lazerli floresan (LIF- Laser Induced Fluorescence) ve dijital partikül görüntü hız ölçer (DPIV-Digital Particle Image Velocimetry) tekniklerini kullanarak dairesel jetin akış alanı içerisindeki jet hız profillerinin etkisini araştırmışlardır. 2,3 ila 5,8 arasında değişen momentum oranlarına (MRs) sahip silindirik ve parabolik jetleri ele almışlardır. Momentum oranı arttığında jetin çapraz akış içerisindeki penetrasyonunun arttığını gözlemlemişlerdir.

3. TEMEL DENKLEMLER

3.1 Navier-Stokes Denklemleri

Navier-Stokes denklemleri Newton tipi akışkanlar için yazılmış kütle, momentum ve enerji korunum denklemleridir.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad 3.1$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial t_{ij}}{\partial x_j} \quad 3.2$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i H}{\partial x_i} = \frac{\partial (u_i t_{ij})}{\partial x_j} + \frac{\partial q_i}{\partial x_i} \quad 3.3$$

Yukarıda verilen 3.1 denklemi kütle korunumu, 3.2 denklemi momentum, 3.3 denklemi enerjinin korunumu denklemleridir. Bu denklemlerde verilen ρ yoğunluk, u_i hız vektörü, p statik basınç, E ve H birim hacim için toplam enerji ve toplam entalpi, t_{ij} viskoz gerilme tensörü ve q_i i yönündeki ısı transfer miktarıdır.

$$E = \frac{p}{\rho(\gamma - 1)} + \frac{u_i u_i}{2} \quad 3.4$$

$$H = E + \frac{p}{\rho} \quad 3.5$$

$$t_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) + \left(\mu_b - \frac{2}{3} \mu \right) \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad 3.6$$

$$q_i = -\kappa \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad 3.7$$

Yukarıdaki 3.7 denklemindeki T sıcaklıktır. Denklem 3.6 daki μ dinamik, μ_b hacimsel viskozitedir.

Bu çalışmada hava ideal, sıkıştırılmaz (ρ =sabit) akışkan olarak kabul edilmiştir. Bu durumda yukarıda verilen 3.1, 3.2, 3.3 denklemleri kararlı bir akış için aşağıda verilen denklemlere dönüşmüştür.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad 3.8$$

$$\rho \frac{\partial u_i u_j}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial t_{ij}}{\partial x_j} \quad 3.9$$

$$\rho \frac{\partial u_i H}{\partial x_i} = \frac{\partial (u_i t_{ij})}{\partial x_j} + \frac{\partial q_i}{\partial x_i} \quad 3.10$$

Denklem 3.8 göz önüne alınarak 3.6 denklemi sadeleştirilerek aşağıda verilen şekle dönüşmüştür.

$$t_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad 3.11$$

3.2 RANS Denklemleri

RANS denklemleri zaman ortalama türbülanslı akışı temsil eder. Bu denklemler yukarıda verilen Navier-Stokes denklemlerinden elde edilebilir. Bunun için ilk önce Navier-Stokes denklemlerindeki hız ve basınç terimleri ortalama ve çalkantı terimlerine ayrıştırılır.

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad 3.12$$

$$p = \bar{p} + p' \quad 3.13$$

Daha sonra tüm denklemlerin zaman ortalaması alınarak RANS denklemleri elde edilir.

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad 3.14$$

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_j} + \rho \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{t}_{ij}}{\partial x_j} \quad 3.15$$

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_i \bar{H}}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{u}_i (\bar{t}_{ij})_{eff} + \kappa_{eff} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} \right) + S_h \quad 3.16$$

Denklem 3.16'daki *eff* alt indisi laminar ve türbülans değerlerinin toplamını göstermektedir. S_h ise türbülansın doğan kaynak terimlerini içermektedir.

$\overline{u'_i u'_j}$ terimi Reynolds gerilmesi olup çözümü için türbülans modeli gerekmektedir. Türbülanslı akışın modeli için Boussinesq hipotezi kullanılmıştır. Bu hipotez Reynolds gerilmesini ortalama hız gradyanları cinsinden hesaplanmasını sağlar.

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad 3.17$$

Yukarıdaki denklem 3.17’de görülen μ_t türbülans viskozitesi olup hesaplanması için türbülans modeli olarak “gerçekleşebilir k - ϵ modeli” seçilmiştir.

4. SAYISAL ÇALIŞMALAR

Yapılan sayısal çalışmada, ana akıma yandan dik olarak gönderilen sıcak bir jet akışkanının ana akım içerisindeki davranışı incelenmiştir. Burada üç farklı jet sıcaklığı için farklı çözümler elde edilmiştir.

Bu sayısal çalışmada, bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) paket programı olan FLUENT ile model geometrisi ve çözüm ağını oluşturmak için GAMBIT çizim programı kullanılmıştır.

4.1 GAMBIT çizim programı

GAMBIT, FLUENT programında kullanılacak geometrinin ve çözüm ağının oluşturulmasında kullanılan bir alt çizim programıdır. GAMBIT programı sayesinde herhangi bir çizim programına gerek olmadan iki boyutlu çizim yapılabildiği gibi, üç boyutlu geometriler oluşturmak da mümkün olmaktadır.

GAMBIT programında önce sistemin fiziksel yapısına uygun çözücü seçilir. GAMBIT programında her çözücü programı ile ayrı çözüm ağı tipi oluşturmak mümkün olmaktadır. Ayrıca her çözücü program farklı fizikleri tanımlayan denklemler içermektedir. Bu nedenle piyasada bu çözücü programların kullanıldığı alanlar da birbirinden farklı olmaktadır. Çözücü seçildikten sonra, çözüm yapılacak sistemin geometrisi oluşturulur. Bu geometri iki boyutlu bir çizim olabileceği gibi, üç boyutlu cisimlerden de oluşabilir. Geometrinin oluşturulmasından sonra çözücü programa ve geometriye uygun çözüm ağı oluşturulur. GAMBIT programı ile tri-tetrahedral, quad-hexahedral ve hybrid gibi birçok çözüm ağı çeşidi oluşturulabilir. Bu çözüm ağı tipleri isimlerini oluştukları kenar sayısından almaktadırlar. Bazı durumlarda çözülecek sistemin geometrisine göre bu çözüm ağı tipleri birlikte kullanılmaktadır.

Çözüm ağı oluşturulurken göz önüne alınması gereken iki farklı durum vardır. Bunlar:

- Elde edilmek istenen sonuç ne kadar hassas olmalıdır,
- Kullanılan bilgisayar kapasitesi problemin çözümü için yeterli olacak mıdır?

Bu iki madde, çözüm ve sonuçlar üstünde çok önemli rol oynamaktadır. Sonuçların gerçeğe ne kadar yakın olması isteniyorsa, çözüm ağı boyutları da o kadar küçültülmeli ve çözüm ağı sayısı mümkün olduğunca artırılmalıdır. Ancak çözüm ağı sayısında ve boyutunda yapılan her değişiklik, daha çok sayıda işlem ve veriye neden olmaktadır. Böyle durumlarda ise kullanılan bilgisayarın kapasitesi ve hızı yetersiz kalabilmektedir. Geometri hazırlandıktan

sonra başlangıç ve bitiş yüzeylerindeki sınır koşulları tanımlanır. GAMBIT ile sınır koşulları sayısal olarak değil, fiziksel olarak tanımlanmaktadır. Bu sınır koşullarından bazıları; basınç giriş veya çıkışı, hız giriş veya çıkışı, ısı transfer akısı, duvar olarak sıralanabilir. Sınır koşullarının tanımlanmasından sonra, yapılan çizim FLUENT programında kullanılmak üzere programın biçimiyle kaydedilir.

Çalışma içeriğindeki sistemde deney odası ve jet sırasıyla 4 ve 16 yüzlü elemanlar kullanılarak çözüm ağı yapısı oluşturulmuştur. Jetin deney odasıyla birleştiği ara yüzeyde daha sık çözüm ağı yapısı kullanılmıştır. Sınır koşulları, deney odası girişine “hız giriş” çıkışına “basınç çıkış”, jetin deney odasına girdiği yere “hız giriş” olarak tanımlanmıştır.

4.2 FLUENT paket programı

FLUENT, hesaplamalı akışkanlar dinamiğinde kullanılan paket programlarından birisidir. FLUENT programı, geometri oluşturulmasından sonuçların analizine kadar modelleme işleminin tamamını kapsamaktadır. Problemin bilgisayar modeli, sistemin tanımıyla başlayıp, çabuk ve kolay bir şekilde oluşturulabilmektedir. Probleme en uygun çözücü tipini kullanarak akımın davranışını tahmin eder ve tasarım için gerekli bilgileri verir. FLUENT programı, akışkan akımı ile uğraşan araştırmacılar, analizciler, tasarımcılar ve mühendisler tarafından birçok alanda kullanılmaktadır.

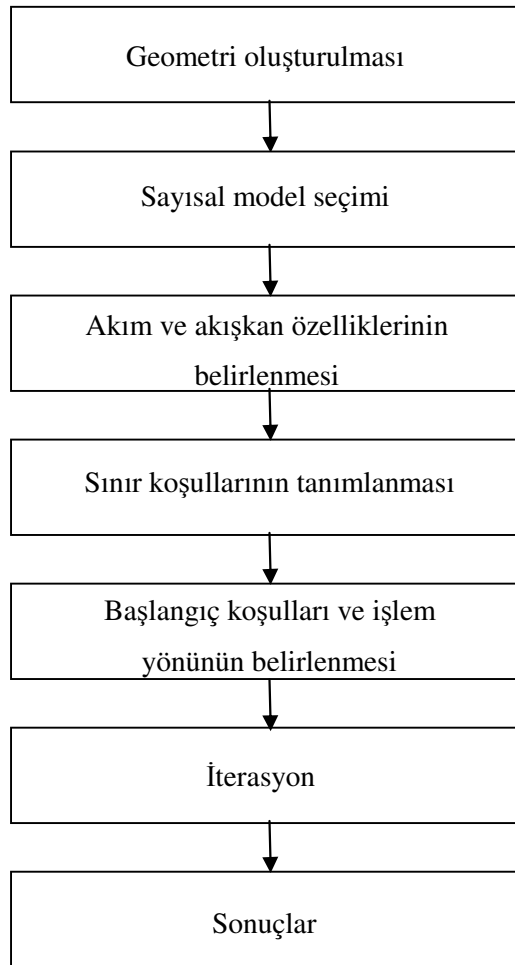
HAD hesaplamaları, çok sayıda lineer olmayan denklem çözümlerini kapsamaktadır. Çözüm metodu problemin fiziğine uysa bile, bu denklemleri elle çözmek oldukça zordur. Bu nedenle HAD hesaplamaları bilgisayar yardımı ile yapılır. Ancak bu da büyük bilgisayar kapasitesi ve hafızası gerektirmektedir. Günümüzde bilgisayar donanım teknolojisindeki gelişmelerden dolayı çok hızlı bilgisayarlar kullanılabilmektedir. Fakat bu hızlı bilgisayarlar bile bazı programların çözümünde yetersiz kalmakta ve çözüm süreci çok uzun zaman almaktadır. FLUENT programı, akışkanlarla ilgili problemlerin sayısal çözümü için birçok teori ve modelleri kapsamaktadır. Türbülans modelleri, radyasyon modelleri, kimyasal karışım modelleri, faz değişim modelleri, çok fazlı akım modelleri ve hareketli akım alanları modelleri buna örnek gösterilebilir.

FLUENT programı ile çalışırken öncelikle programın kendi bünyesindeki çizim programlarından (GAMBIT) biriyle geometri oluşturulmaktadır. Oluşturulan geometri FLUENT programına alındıktan sonra kullanılacak akışkan ve bu akışkanın kimyasal ve fiziksel özellikleri belirlenmektedir. Bu aşamadan sonra; çözüm için en uygun sayısal model seçilir (açık-kapalı, bileşik-ayrık, birinci derece-ikinci derece, vb.). Sayısal model seçiminden

sonra akım özellikleri belirtilmelidir (laminer veya türbülanslı akış).

Bu adımdan sonra çözüm için sınır koşulları belirlenir. Yukarıda GAMBIT'te tanımlanan fiziksel sınır şartlarına göre sayısal büyüklükler (hız, basınç, sıcaklık, enerji gibi) FLUENT programına girilmektedir. Seçilen hata toleransına göre başlangıç şartları ve işlem yönü belirtilerek çözüme başlanmaktadır. İstenilen hata toleransına ulaşıncaya kadar çözüm yinelenir. Eğer akım kararsız ise zamana bağımlı çözüm yapılmaktadır.

FLUENT programı ile elde edilen sonuçlar değişik şekillerde görselleştirilerek sunulmaktadır. Bu sunumlar renkli diyagramlar ile olabileceği gibi, animasyon da yapılabilir. Problemin çözümü ile basınç, hız, yoğunluk, türbülans etkileri, viskozite, ısı transferi, gerilmeler, karışım oranları gibi birçok fiziksel büyüklük istenilen anda ve istenilen noktada kullanıcıya sunulmuştur. Şekil 4.1'de FLUENT programı ile çalışırken izlenen işlem sırası gösterilmektedir.



Şekil 4.1 FLUENT programı ile çalışırken izlenen işlem sırası

FLUENT programı değişik türbülans modelleri ile hesaplama olanağı sunmaktadır. Bunlar;

- Spalart-Allmaras modeli
- Standart k-ε modeli
- RNG k-ε modeli
- Gerçekleşebilir (Realizable) k-ε modeli
- Reynolds gerilme modeli (RSM)
- Büyük Eddy Simülasyon modeli (LES)

Sayısal çözüm esnasında “gerçekleşebilir k-ε modeli” seçilmiştir.

4.2.1 Gerçekleşebilir (Realizable) k-ε modeli

Gerçekleşebilir k-ε modeli, standart k-ε modeline benzemektedir. Standart k-ε modeli yarı deneysel bir modeldir. Her ikisi arasındaki farklar şunlardır:

- Gerçekleşebilir k-ε modelinde, türbülans viskozitesi için yeni bir denklem kullanılmaktadır.
- Sönümlenme oranı (ε) için yeni bir taşınım denklemi, ana doğrultudaki girdaplık değişiminin taşınım denkleminde türetilmiştir.

Bu model türbülanslı akımın fiziğine uygun olarak Reynolds gerilmelerine kesin bir sınırlama getirmektedir. Modelin en önemli uygulaması düzlemsel ve dairesel jetlerin sönümlenmesinin incelenmesidir. Ayrıca, rotasyonlu akımlarda ters basıncın etkili olduğu sınır koşullarında ve ayrılmalarda iyi sonuç vermektedir. Yapılan çalışmalar, ayrılmış akımlarda ve ikincil akımın etkili olduğu akımlarda en uygun model olduğunu göstermiştir.

Gerçekleşebilir k-ε modelinin taşınım denklemleri;

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad 4.1$$

$$\rho \frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad 4.2$$

4.1 ve 4.2 denklemlerinde G_k ortalama hız gradyanlarından, G_b kaldırma kuvvetinden üretilen

türbülans kinetik enerjisini, Y_M genişleyerek sönmüleme terimini, σ_k ve σ_ε türbülans Prandtl sayısını, C_2 ve $C_{1\varepsilon}$ sabitleri, S_k ve S_ε kullanıcının belirlediği değerleri, C_1 katsayıyı göstermektedir. C_1 katsayısının açılımı:

$$C_1 = \max \left[0,43; \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \eta = S \frac{k}{\varepsilon}, S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad 4.3$$

Denklem 4.1'deki G_k 'in açılımı:

$$G_k = -\overline{\rho u'_i u'_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad 4.4$$

Bu da Boussinesq hipotezine göre aşağıda görüldüğü gibi yazılabilir:

$$G_k = \mu_t S^2 \quad 4.5$$

Denklem 4.1 ve 4.2'deki G_b terimi ise:

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad 4.6$$

Denklem 4.6'daki Pr_t terimi türbülans Prandtl sayısı, β ısı genleşme katsayısıdır. $Pr_t=0,85$ olarak alınmıştır.

Isıl genleşme katsayısı:

$$\beta = -\frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_p \quad 4.7$$

İdeal gazlar için G_b terimi aşağıda verilen şekle dönüşür.

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad 4.8$$

Denklem 4.2'deki $C_{3\varepsilon}$ terimi:

$$C_{3\varepsilon} = \tanh \left| \frac{v}{u} \right| \quad 4.9$$

Denklem 4.9'daki v yerçekimi vektörüne paralel u ise yerçekimi vektörüne dik hız bileşenidir.

Denklem 4.1 deki Y_M terimi:

$$Y_M = 2\rho\varepsilon M_t^2 \quad 4.10$$

M_t türbülans Mach sayısıdır ve 4.11’de tanımlanmaktadır.

$$M_t = \sqrt{\frac{k}{a^2}} \quad 4.11$$

Denklem 4.11’deki a ise ses hızıdır.

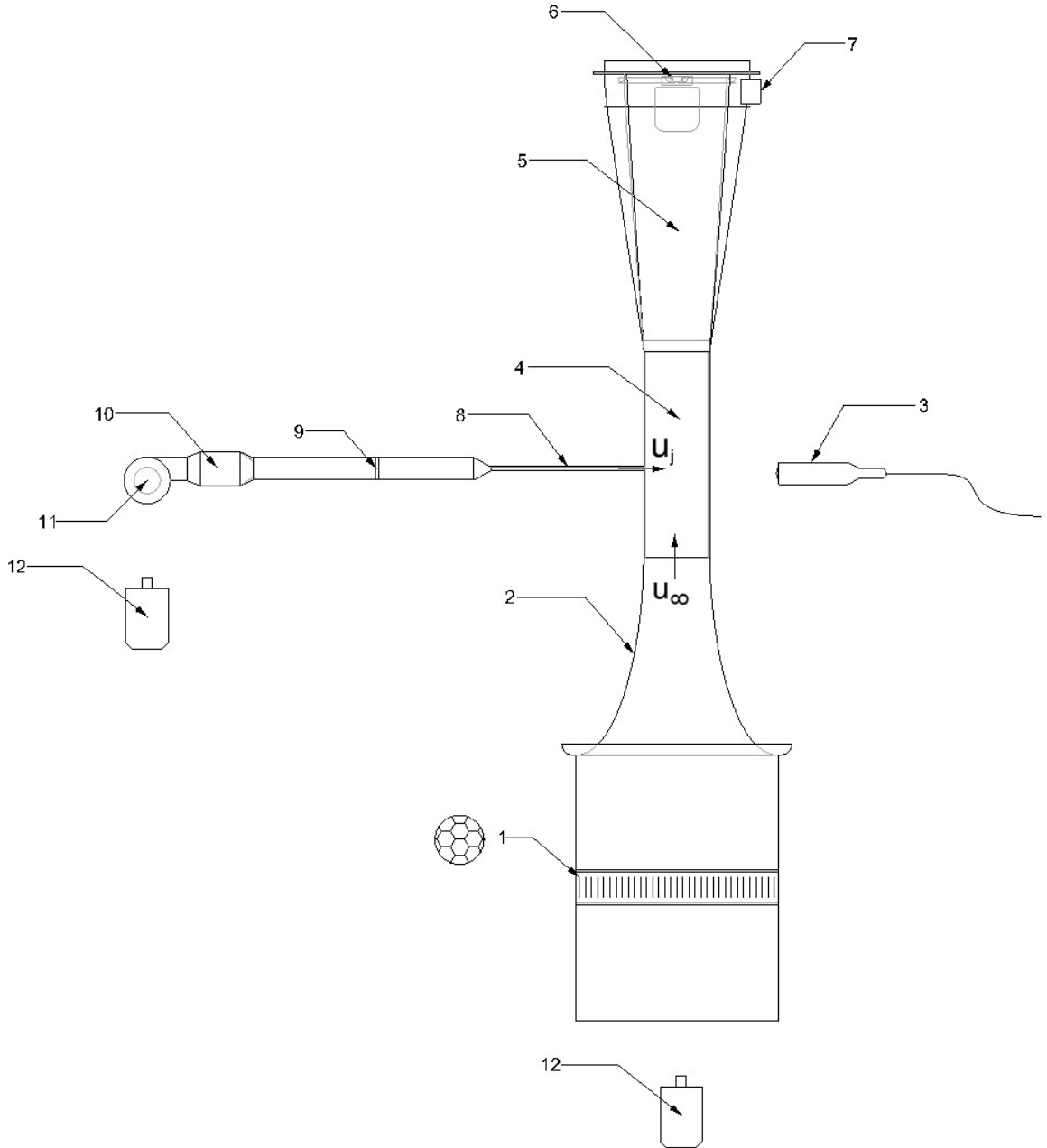
Türbülans viskozitesi (μ_t) aşağıdaki gibi k- ε kombinasyonundan elde edilir.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad 4.12$$

Burada C_μ sabittir. Sayısal çalışmada $C_{1\varepsilon}=1,44$, $C_2=1,9$, $C_\mu=0,09$, $\sigma_k=1,0$, $\sigma_\varepsilon=1,3$ olarak alınmıştır.

5. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

Deneysel çalışmalar; Hava Harp Okulu Dekanlığı Aerodinamik Laboratuvarında yapılmıştır. Deneyde ana akım için rüzgar tüneli, jet akımı için ayrı bir düzenek (Şekil 5.1) ve hız ölçümleri için de tek boyutlu lazer hızölçer (LDA) kullanılmıştır. Deneyde kullanılan düzeneğin şematik bir görünümü Şekil 5.1’de, resmi Şekil 5.2’de görülmektedir.



Şekil 5.1 Deney düzeneğinin şematik görünümü

Deney düzeneği elemanları;

1. Balpeteđi
2. Kolektör
3. Lazer prob
4. Deney odası
5. Difüzör
6. Fan
7. Frekans konvertörü
8. Jet akım borusu
9. Orifis
10. Isıtıcı
11. Fan
12. Duman üreteci



Şekil 5.2 Deney düzeneği resmi

5.1 Rüzgar tüneli

Rüzgar tünelleri kanal içinde havanın hareket ettirilme şekline göre ve hava akımının hızına göre iki şekilde sınıflandırılır.

5.1.1 Havanın hareket ettirilme şekline göre

Kapalı devre rüzgar tünelleri: İyi tasarlanmış bir kapalı devre rüzgar tüneline enerji kaybı azdır ve daha küçük bir motor kullanılabilir. Daha az gürültülü olmasının yanı sıra soğuk hava, yağmur, kar gibi olumsuz hava şartlarından etkilenmez.

Açık devre rüzgar tünelleri: Açık devre rüzgar tünelleri imalatı daha kolay ve ucuzdur. Dezavantajı ise daha gürültülü olması ve olumsuz hava koşullarından etkilenmesidir. Açık devreli tünellerde havanın geri dönüşümü olmadığı için enerji kaybı olur. Dolayısıyla tüneli çalıştıracak güç gereksinimi oldukça fazladır.

5.1.2 Hava akımının hızına göre

Subsonik (ses altı) rüzgar tüneli: Deney odasında Mach sayısının 1'den düşük olduğu tünellerdir. Ses altı rüzgar tünelleri açık ve kapalı devre olabilirler.

Transonik rüzgar tüneli: Ses hızına yakın hızlarda deney yapmak istenildiğinde kullanılırlar. Deney odasında hız en büyük değerini alır. Bu kadar yüksek hıza ulaşmak deney odası duvarlarında şok dalgaları oluşturması sebebiyle deneylerde bir takım sorunlara yol açar.

Süpersonik rüzgar tüneli: Ses üstü, diğer bir deyişle Mach sayısı 1'den büyük deneyler için kullanılan rüzgar tünelleridir. Ses üstü akım elde etmek için gereken güç oldukça fazla olduğundan gereken enerjiyi yüksek basınç tanklarından alırlar. Süpersonik rüzgar tünelleri daha çok jet motorlarını ve savaş uçaklarını test etmek için kullanılırlar.

Hipersonik rüzgar tüneli: Ses hızının 5 katından daha büyük hızlardaki deneyler için kullanılır. Süpersonik tünellerde olduğu gibi bu tünellerin de çalışmaya başlatılması için yüksek basınç ihtiyacı vardır. Hipersonik rüzgar tünelleri genellikle roketleri ve diğer uzay araçlarını test etmek amacıyla kullanılırlar.

5.1.3 Deneysel çalışmada kullanılan subsonik, açık devre rüzgar tüneli

Subsonik, açık devre rüzgar tüneline bulunan elemanlar ve boyutlandırılması aşağıda detaylı olarak verilmiştir.

Deney odası: Deneylerin yapıldığı ve ölçüm ekipmanlarının yerleştirildiği bölümdür. Rüzgar tüneli tasarımında en önemli başlangıç noktasıdır. Deney odasında model üzerine gelen hava akımının kontrol edilebilir, üniform akım olması amaçlanmaktadır. Rüzgar tünelinin deney odasının kesiti daire, kare, dikdörtgen, altıgen veya elips olabilir. Aynı zamanda, kesit sabit ya da değişken olabilir. Deney odası kesitinin seçimi yapılırken öncelikle düşünülmesi gereken deney odası alanıdır. Deney odası alanı rüzgar tüneli için gerekli olan güç gereksinimini belirler. Dikkat edilmesi gereken diğer bir unsur ise aerodinamik ve faydanın birleşimidir. Bir deney odasında genişlik arttıkça ölçülebilen model genişliği de artar. Ancak deney odası genişliğinin fazla olduğu durumlarda tünel boyunca duvar etkileri sürekli değişir. Bu durum verimi düşürür. Deneylerin izlenebilmesi, model ve ölçüm ekipmanlarının kolayca yerleştirilmesi için deney odası duvarlarının şeffaf ve kolay işlenebilir malzemeden yapılmasına dikkat edilmiştir.

Deney odası uzunluğu bizim için önemli bir parametredir çünkü deney odası tünel üzerinde akım hızının en yüksek olduğu bölgedir. Bu durum duvarlardaki yüzey sürtünmelerinden kaynaklanan basınç kayıplarına katkıda bulunur. Ayrıca model üzerindeki akım bozulmaları da basınç kayıplarına neden olur. Deney odasındaki bozulmaların diğer bir etkisi de difüzör üzerindedir. Bu bozulmalar difüzörde akım ayrılmasına neden olur. Deney odası uzunluğu hidrolik çapının 1,5–2 katı kadar ve sınır tabaka kalınlaşmasına olanak sağlamayacak uzunlukta seçilmelidir. Deney odasının boyutlarının 0,3x0,3 m kare kesitli olmasına, uzunluğunun 0,6 m olmasına (hidrolik çapın 2 katı olacak şekilde) karar verildi. Deney odasındaki maksimum hız 13 m/s olarak belirlenmiştir.

Hidrolik çap:

$$D_h = \frac{4 \cdot \text{Alan}}{\text{Çevre}} = \frac{4(0,3 \times 0,3)}{2 \cdot (0,3 + 0,3)} = 0,3m \quad 5.1$$

Deney odası uzunluğu:

$$L_{do} = 2 \times D_h = 2 \times 0,3 = 0,6m \quad 5.2$$

15°C'deki havanın kinematik viskozitesinin değeri $1,46 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ 'dir. Deney odası maksimum akım hızı $V_0=13\text{m/s}$ olarak belirlenmiştir.

$$\text{Re} = \frac{V_0 \cdot L_{do}}{\nu} = \frac{13 \times 0,6}{1,46 \times 10^{-5}} = 5,34 \times 10^5 \quad 5.3$$

Deney odası boyunca akım hızının sabit olması amaçlanmaktadır. Ancak gittikçe artan sınır tabaka kalınlığı hızın artmasına sebep olur; dolayısı ile basınç kaybı da artar. Bu nedenle sınır tabaka kalınlığının bilinmesi gerekir. Sınır tabaka kalınlığı (δ) aşağıdaki denklemle hesaplanmaktadır.

$$\frac{\delta}{l} = \frac{5}{\sqrt{\text{Re}_l}} \Rightarrow \delta = 0.6x \frac{5}{\sqrt{5,34x10^5}} = 4,11x10^{-3} m \quad 5.4$$

Hesaplanan sınır tabaka kalınlığı çok küçük olduğu için ihmal edilerek deney odasına eğim verilmeden boyutlandırılmıştır.

Difüzör: Görevi deney odasından gelen akımı yavaşlatmaktır. Difüzörde kesit giderek arttığı için akım hızı azalır. Çıkış ve geniş açılı olmak üzere iki çeşit difüzör bulunmaktadır. Çıkış difüzörleri deney odasından hemen sonra yer almakta; geniş açılı difüzör ise fanla dinlenme odası arasında yer almaktadır. Geniş açılı difüzörde kesit sürekli arttığı için akım ayrılmaları oluşur ve ancak sınır tabaka kontrolü ile önlenir.

Difüzörün giriş kesiti deney odasının çıkış kesitiyle aynı kesite yani kare kesite sahiptir, ancak motorun yerleştirildiği bölgenin kesiti daireseldir. Akışta kopma ve ayrılmaların olmaması için difüzörlerin tasarımı büyük önem taşımaktadır. Bu nedenle fan yarıçapı 0,318m ve açı 9° olmak üzere difüzör boyu,

$$l_d = \frac{h_2 - h_1}{2 \tan \alpha_d} \quad 5.5$$

$$h_2 = \frac{4 \cdot \pi \cdot 0,318^2}{2 \cdot \pi \cdot 0,318} = 0,6353m \quad 5.6$$

$$h_1 = \frac{4x0,30x0,30}{2x(0,30+0,30)} = 0,30m \quad 5.7$$

$$l_d = \frac{0,6353 - 0,30}{2 \tan 9} = 1,06m \quad 5.8$$

olarak bulunur.

Kolektör: Deney odasından hemen önce bulunan kolektör, dinlenme odasındaki havanın hızlı, düzgün, kararlı ve düşük türbülanslı olacak şekilde deney odasına girmesini sağlamaktadır. Dolayısıyla kolektörün bu kriterleri sağlayacak yapıda tasarlanması gerekmektedir. Kolektör girişi, dinlenme odası ve kolektör olmak üzere 3 bölümden

oluşmaktadır. Kolektör girişi; akışın düzgün bir şekilde, kopma olmadan ve akış çizgilerinde ayrılma olmadan tünele girmesini sağlamaktadır. İyi tasarlanmış bir kolektörde; akım ayrılması olmamalı, çıkışta akım düzgün, paralel olmalı, kararsızlık minimum olmalı, türbülans az olmalıdır.

Kolektör tasarımında önemli olan parametrelerden birisi daralma oranıdır. Daralma oranı kolektör giriş kesitinin çıkış kesitine oranıdır. Daralma oranının $4 < \lambda < 12$ arasında olması uygundur.

$$\lambda_k = \frac{A_k}{A_{do}} = \frac{0,954 \times 0,954}{0,3 \times 0,3} = 10,112 \quad 5.9$$

Kolektörün boyu ise aşağıdaki formül yardımıyla bulunmaktadır. Burada r_0 deney odası giriş(kolektör çıkış) kesiti hidrolik çapının yarısı, r_1 ise kolektör giriş kesiti hidrolik çapının yarısıdır. θ kolektör tepe açısıdır ve 45° olarak seçilmiştir. R ise kolektör girişinden x kadar uzaklıktaki kolektör kesiti yarıçapıdır.

$$r = \frac{r_0}{\sqrt{1 - \left[1 - \left(\frac{r_0}{r_1} \right)^2 \right] \left[\frac{(1 + 3x^2 / a^2)^2}{(1 + 3x^2 / a^2)^3} \right]}} \quad 5.10$$

$$r_0 = \frac{0,3}{2} = 0,15m \quad 5.11$$

$$r_1 = \frac{4 \cdot 0,954 \cdot 0,954}{2 \cdot (0,954 + 0,954)} = 0,477m \quad 5.12$$

$$a = 4xr_0 = 0,6m \quad 5.13$$

4.10 denkleminde $x=l_k$ olunca $r=r_0$ olmalıdır. Değerler yerine konularak x uzunluğu aşağıda elde edilmiştir.

$$0,15 = \frac{0,15}{\sqrt{1 - 0,901 \left[\frac{1}{(1 + 3x^2 / 0,36)} \right]}} \Rightarrow x = l_k = 0,874m \quad 5.14$$

Kolektör çıkışındaki hız deney odasındaki hıza eşittir. Kolektör girişindeki hız ise aşağıda elde edilmiştir.

$$V_k \cdot A_k = V_{do} \cdot A_{do} \quad 5.15$$

$$V_k = \frac{V_0}{\lambda_k} = \frac{13}{10,112} = 1,285 \text{ m/sn} \quad 5.16$$

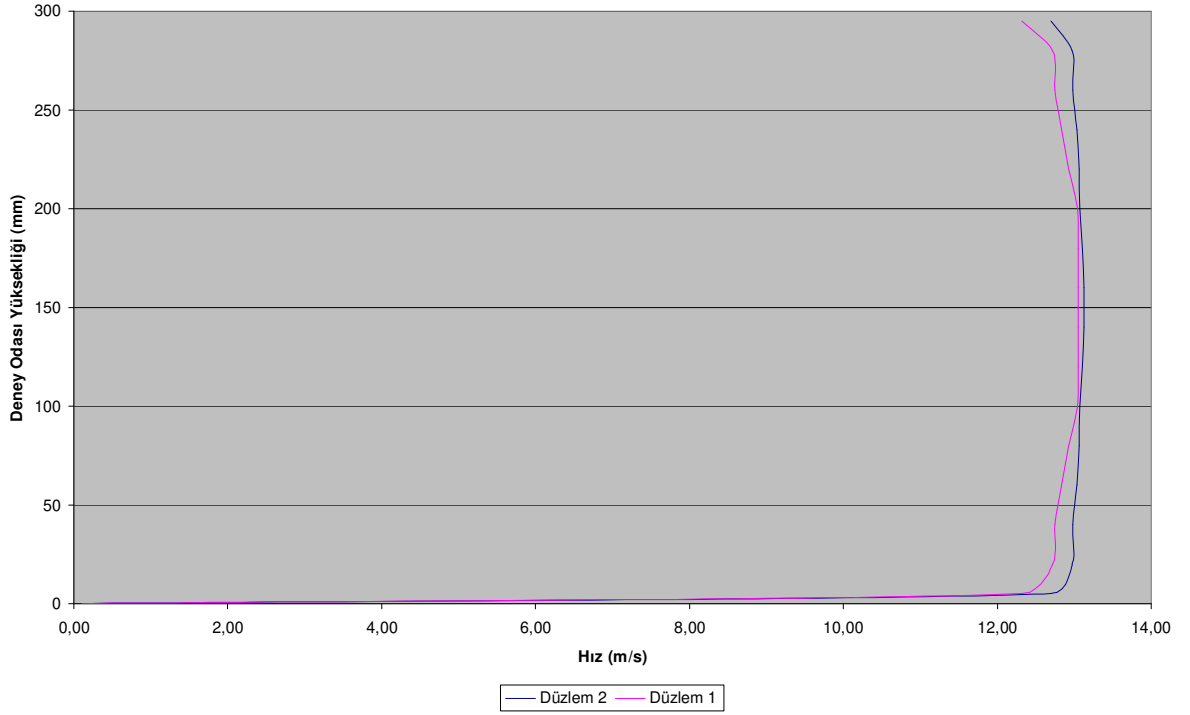
Fan: Görevi tünel içinde hava akımı oluşturmaktır. Tünel için uygun fan, tüneldeki toplam enerji kaybını karşılayacak şekilde seçilmelidir. Eksenel ve radyal olmak üzere iki çeşit fan vardır. Kapalı devre rüzgar tünellerinin büyük çoğunluğunda eksenel fan kullanılmaktadır. Bu çalışma bünyesinde eksenel tip fan kullanılmıştır. Fan gövdesi, fan, dönel pervaneler ve akım doğrultucu kanatlardan oluşan sistemin görevi, düzgün olduğu varsayılan hava akımını alıp yüksek basınçlı düzgün hava akımı oluşturmaktır. Basınçtaki artış tüneldeki tüm kayıpları karşılayacak kadar olmalıdır.

Fan ile ilgili dikkat edilmesi gereken diğer hususlar şunlardır:

Fan, yüksek akım hızına maruz kaldığında çok yüksek verim sağlar. Fanın maliyeti çapının karesiyle orantılı olarak artar. Bu iki nedenden dolayı çok geniş fanın dönüş koluna veya dinlenme odasına yerleştirilmesi istenmez. Fan gürültüsünün azaltılması için fanın deney odasından mümkün olduğunca uzağa yerleştirilmesi gerekmektedir. Fanın ikinci dönüş kolunun sonuna yerleştirilmesiyle akım sabit kesitli alanda ilerler, düzgünleşir. Böylece düzgün bir şekilde fanla karşılaşır. Bu noktada hız arzu edildiği gibi yüksektir. Fan istenen değerde açısal hız üretmek için bir elektrik motoru ile çalıştırılmaktadır. Motor tünel içerisinde, fan gövdesine monte edilebileceği gibi tünelin dışına da monte edilebilir.

5.1.4 Rüzgar tüneli kalibrasyonu

Rüzgar tüneli kalibrasyonu yapılırken deney odasında jet akımını verdiğimiz noktanın akımın geldiği yönde 130mm öncesinde bir düzlem (düzlem 1), akım yönünde 300mm sonrasında başka bir düzlem (düzlem 2) alınmıştır. Bu düzlemlerde deney odası yüksekliğince 20mm aralıklarla hız ölçümleri yapılmıştır. Sonuçlar Şekil 5.3’de görüldüğü gibidir.



Şekil 5.3 Deney odasında merkezdeki hız dağılımı

5.2 Jet akımı için oluşturulan düzenek

Jet akımı için Hava Harp Okulu'ndaki mevcut düzeneklerden faydalanılmıştır. Bu düzenekte fan, frekans konvertörü, ısıtıcı, varyak (değişken direnç), gönderilen hava miktarını ölçmek için orifis, 20 mm çapında pleksiglas boru, sıcaklık ölçümleri için K-tip ısı çifti (kullanım noktasında ve deneyler öncesinde kalibrasyonları yapılmıştır) ve Fluke marka kalibrasyon sertifikalı sıcaklık ölçer mevcuttur.

Fan: Şekil 5.4'de gösterilen, jet akımını sağlayabilmek için kullanılan fanın gücü 150W, debisi 870 m³/h ve devri 2650 d/d olarak seçilmiştir. Fanın güç ayarı Siemens marka frekans konvertörü ile sağlanmıştır.



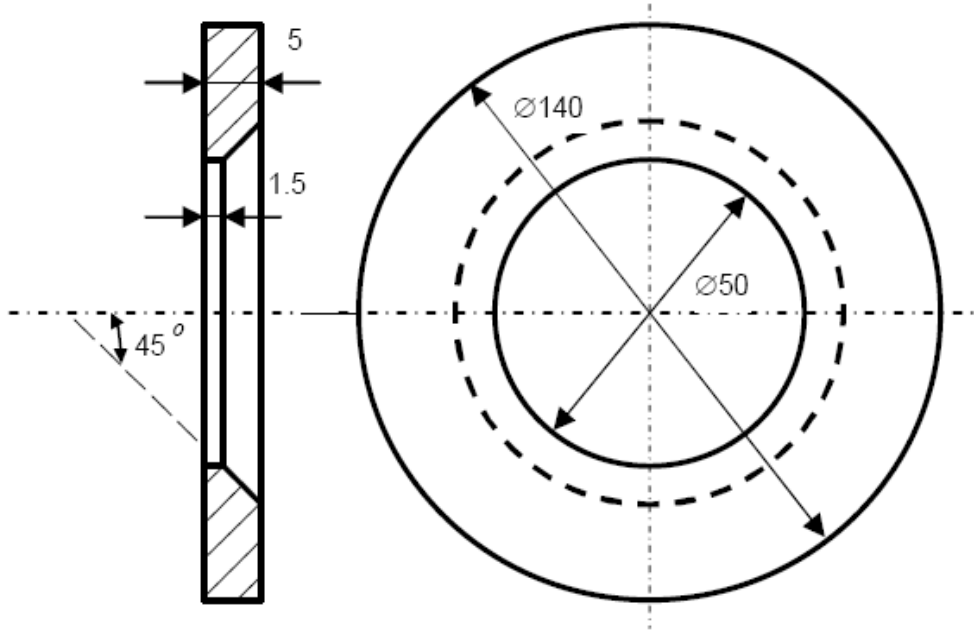
Şekil 5.4 Fan

Isıtıcı: Ortam sıcaklığındaki havayı istenilen sıcaklığa getirebilmek için Şekil 5.5’de gösterilen 2x1000 W gücünde ısıtıcı kullanılmıştır. Isıtıcıda güç ayarı varyak (değişken direnç) yardımıyla yapılmıştır.



Şekil 5.5 Isıtıcı

Orifis: Sıcak jet akımının debisini ölçebilmek için orifis kullanılmıştır. Orifis TS 1423’e göre pleksiglas malzemeden imal edilmiştir. Orifisin boyutları Şekil 5.6’daki gibidir.



Şekil 5.6 Orifis boyutları

Sıcaklık ölçümü: Sıcaklık ölçümü için K-tipi (Kromel-Alumel) ısı çifti kullanılmıştır. Isıl çiftin kalibrasyonu için su-buz karışımı ve elektronik kalibratör kullanılmıştır. Isıl çift Şekil 5.7’de gösterilen dijital termometreye bağlanarak değerler alınmıştır.



Şekil 5.7 Dijital termometre

5.3 Hız ölçümleri

Hız ölçümleri için Hava Harp Okulu Dekanlığı Aerodinamik Laboratuvarı’nda bulunan tek boyutlu lazer hızölçer (LDA) kullanılmıştır.

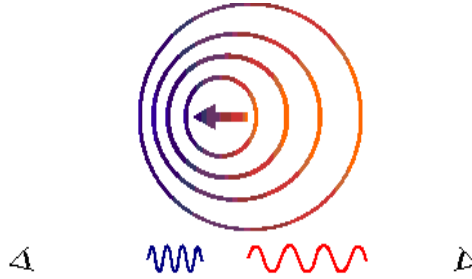
Lazer hızölçer (LDA): LDA’nın çalışma prensibi Doppler olayına dayanmaktadır. İlk defa 1842’de Doppler olayı Christian DOPPLER tarafından açıklanmıştır. Duran bir gözlemciye yaklaşan trenin düdüğünün frekansı artmakta, uzaklaşanını ise azalmaktadır. Benzer şekilde, hareketli bir ortam içinde bulunan küçük taneciklere çarpıp yansıyan ışığın frekansında da değişim olmaktadır. İşte bu frekans değişiminin ölçülmesi fikrinden hareketle LDA cihazı geliştirilmiştir. Dalga boyu sabit bir ışık kaynağı istendiğinden lazer ışığı kullanılır. Ayrıca ışığı yansıtması için de akışkan içindeki küçük taneciklerin bulunması gereklidir. Böylece lazer ışığı bu taneciklere çarptırılarak yansıması sağlanacaktır. Kullanılan ışığın dalga boyu ile karşılaştırılabilecek çaptaki taneciklerden ışığın yansıması ve saçılması olayı, 900’lü yılların başından beri teorik ve deneysel olarak incelenmektedir.

Bu olay ışığın polarizasyon, dalga boyuna bağlı olduğu gibi, taneciklerin büyüklüğüne, şekline ve kırılma indislerine de bağlıdır. Optik prensiplere göre çalışması nedeniyle, LDA akışı tedirgin etmemesi, ölçme noktasının küçük olması, ani hız değişimlerini takip edebilmesi, bir kalibrasyona gerek göstermemesi ve çıkış geriliminin hız ile doğrusal

olması yüzünden son yıllardaki hız ölçmelerinde, araştırmacıların en iyi ölçüm aleti olmuştur.

LDA bir noktadaki hız vektörü bileşeninin ani değerlerini ölçen bir interferometredir. Işığın küçük bir noktaya odaklanmış olması ve sinyallerin bir film yerine foto-elektrik bir detektör ile kaydedilmesi LDA'ı klasik interferometrelerden ayırır.

Doppler etkisi veya olayı genel olarak, kaynakla gözlemci arasında bağıl bir hareket olduğu zaman ortaya çıkar. Kaynak ve gözlemci birbirine doğru hareket ettiği zaman, gözlemci tarafından duyulan sesin frekansı, kaynağın frekansından daha yüksektir. Kaynakla gözlemci birbirinden uzaklaştığı zaman, gözlemcinin işittiği frekans kaynağın frekansından daha düşüktür (Şekil 5.8).



Şekil 5.8 Doppler frekansı

Doppler olayı çoğunlukla ses dalgalarıyla denenmiş olmasına rağmen, tüm harmonik dalgalar için genel bir olaydır. Örneğin, ışık dalgalarında, kaynağın ve gözlemcinin bağıl hareketleri ile üretilen bir frekans kayması vardır. Doppler etkisi, polis radarları vasıtasıyla motorlu taşıtların hızlarını ölçmekte kullanılır. Benzer şekilde, astronomi ile uğraşanlar yıldızların, galaksilerin ve diğer gök cisimlerinin bağıl hareketlerini ölçmek için bu etkiyi kullanırlar.

LDA'nın ölçüm prensipleri: LDA'lar gaz ve sıvı akışkan araştırmalarında uzun zamandır kullanılan bir cihazdır. Bu teknik, akışkanlar hakkında bilgi veren geçerli bir tekniktir. Ölçüm prensipleri ve direkt duyarlılığı, ters akış uygulamaları için alıcıların kısıtlı olduğu durumlarda kullanılması için gerekli ortamı sağlar. Metodun söz konusu avantajları; kolay ölçümü, yüksek ve sınırlı çözünürlüğü ve ters ölçülebilmesi için ayrı bir gayret gerektirmemesidir. LDA cihazları optik prensiplere göre çalıştığından, ışığın yol aldığı ortam saydam olmalıdır. Bu nedenle havadan farklı gazlarda ve sıvılardaki ölçmeler için deney tesisatında uygun yerlere şeffaf/geçirgen pencereler konulmalıdır. Bu pencerelerin yüksek kaliteli camlar olmasına gerek yoktur fakat üzerlerinde çizikler ve lekeler bulunmamalıdır.

Akışkan içerisindeki tanecikler: Akışkan içindeki taneciklerin durumu LDA'nın en önemli problemlerinden biridir. Akışkan içinde ışığı yansıtan uygun tanecikler yoksa LDA çalışmaz. Birçok hallerde akışkan içinde, çok küçük katı parçacıklar ve gaz kabarcıkları doğal olarak vardır. Bununla beraber çoğu zaman uygun büyüklük ve miktarda tanecik ilavesi gerekebilir. Uygun büyüklükteki tanecikler ölçme hacminde oluşan girişim aralıklarının arasındaki uzaklıktan daha küçük olmalıdır.

$$D_{\text{tanecik}} = \frac{\lambda}{2 \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)} \quad 5.17$$

Genel bir prensip olarak taneciklerin boyutları akıştaki türbülansı takip edebilecek kadar küçük, ışığı yansıtacak kadar büyük olmalıdır. Tanecik çaplarının gazlarda 0,1 ila 1 µm, sıvılarda ise 1 ila 10 µm arasında olması uygundur. 1 µm çapındaki taneciklerin hava içindeki akışta 10 kHz değerine kadar olan türbülans değişimlerini %1 duyarlılık ile takip edebileceği ispatlanmıştır. Akış içinde taneciklerin sayısı da önemlidir. Bu sayı ışığı yansıtacak kadar fazla, buna karşılık bütün deney kısmının ışık ile yayılma olmayacağı veya deney pencerelerine yapışarak kirlenmeyeceği kadar az olmalıdır. Literatürde çeşitli durumlarda, akışkana ilave edilmesi tavsiye edilen tanecik cinsleri Çizelge 5.1'de verilmektedir. Çalışılan sistemde hava içerisine duman gönderilmiştir..

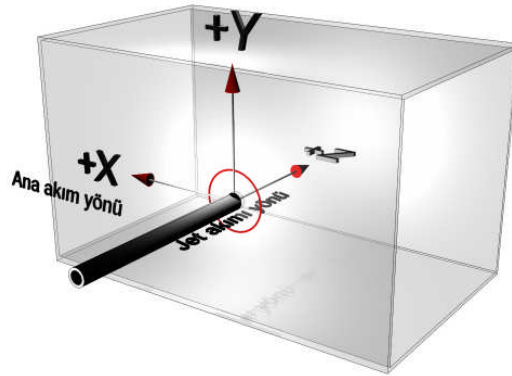
Çizelge 5.1 Çeşitli akışkanlarda ilave edilmesi tercih edilen tanecikler

Akışkan Cinsi	Tanecik Cinsi
Sıvılar	Polistren kürecikler (1/2 µm) Süt ve süt tozu PVC kürecikler Titanyum dioksit Silikon damlacıkları
Gazlar	Amonyum klorid Magnezyum oksit Sigara dumanı Su buharı Alüminyum oksit Tebeşir tozu
Yanan Ortamlar	Silikon dioksit Magnezyum oksit Silikon damlacıkları

6. SAYISAL VE DENEYSEL SONUÇLARIN TARTIŞILMASI

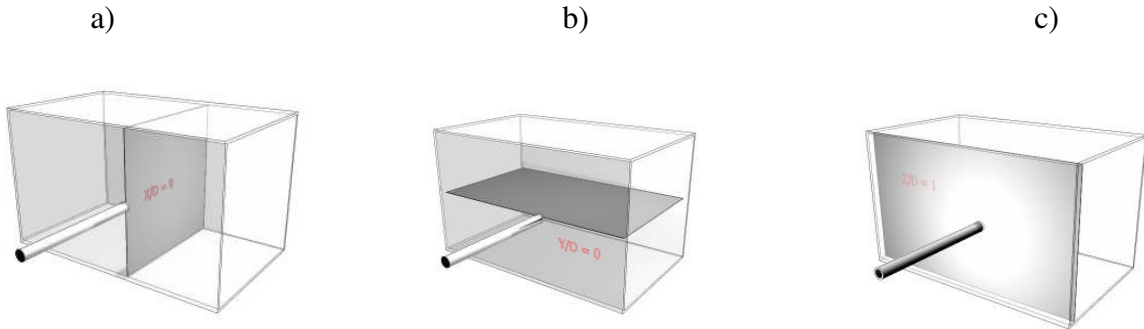
6.1 Sayısal sonuçlar

Sayısal çalışmada ana akım hızı 0,6 m/s, basınç atmosferik basınç ve sıcaklık 20°C, jet akım hızı 1,8 m/s, basınç atmosferik basınç ve sıcaklıklar 80, 90 ve 100°C olarak alınmıştır. Sayısal çalışmada kullanılan eksen takımları Şekil 6.1’de gösterilmiştir.



Şekil 6.1 Sayısal çözüm için seçilen eksen takımları

Sayısal çalışmalar sonucunda elde edilen hız konturları sabit X, Y, Z düzlemlerinde incelenmiştir. Şekil 6.2’de düzlemler görülmektedir.

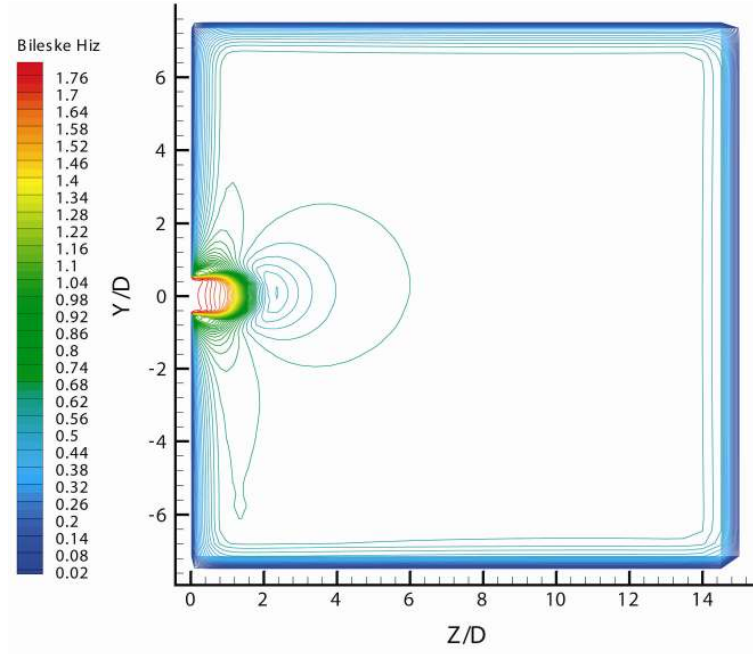


Şekil 6.2 a) $X/D=0$, b) $Y/D=0$, c) $Z/D=1$ düzlemleri

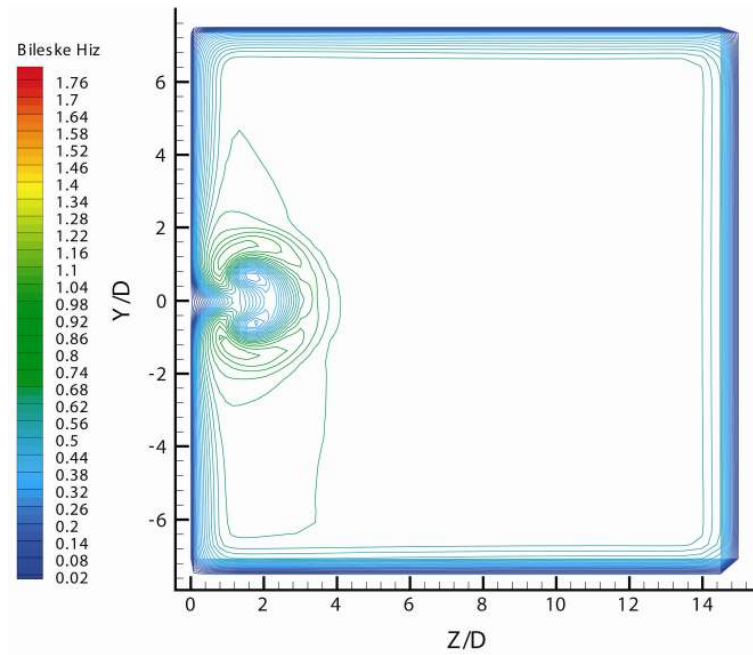
Sıcak, serbest bir jetin ana akım olmadığı durumda yukarı yönlü simetrik hareketinin gözlemlenmesi beklenirdi. Fakat ana akıma dik doğrultuda gönderilen sıcak bir jetin ana akım hareketinden dolayı simetrisi bozulan asimetric bir akış davranışı göstermesi beklenir. Yapılan çalışmada Şekil 6.3’deki düzlem jetin çıktığı noktadan geçtiği için jetin etkisi en açık bir şekilde görülmektedir. Jetin çıktığı noktadan uzaklaştıkça yaklaşık $Z/D=4$ mesafesinden sonra jetin etkisi kaybolmaktadır. Şekil 6.4, 6.5 ve 6.6 ise ana akım doğrultusunda ilerledikçe jet akımının etkisinin azalarak yukarıya doğru ilerlediği görülmektedir. Bu şekillerde ana

akımın jet akımının etkisini daha ileriki mesafelere taşıdığı ve asimetric bir yapı kazandırdığı açık bir şekilde görülmektedir.

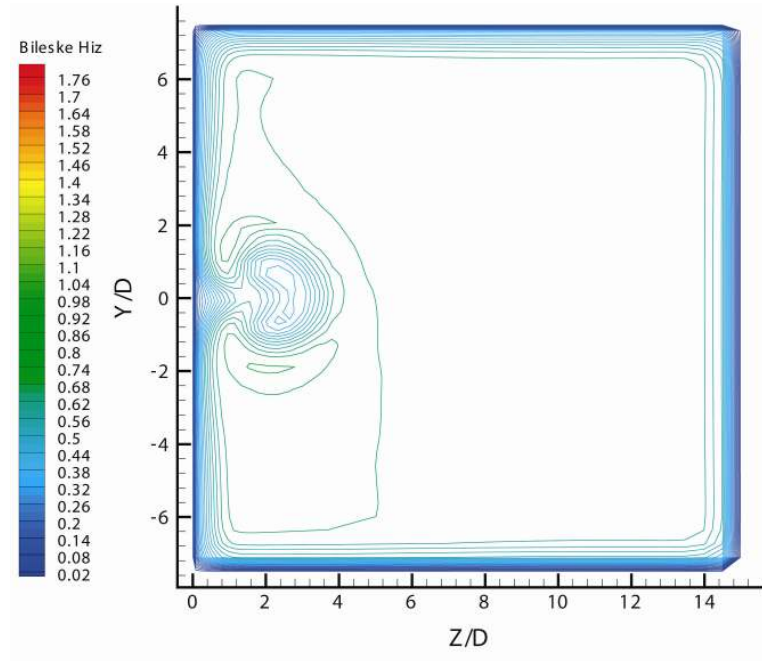
Jet akım sıcaklığının 80°C olduğu durum için Şekil 6.3'de $X/D=0$, Şekil 6.4'de $X/D=2$, Şekil 6.5'de $X/D=4$ ve Şekil 6.6'da $X/D=10$ düzlemlerindeki bileşke hız konturları görülmektedir.



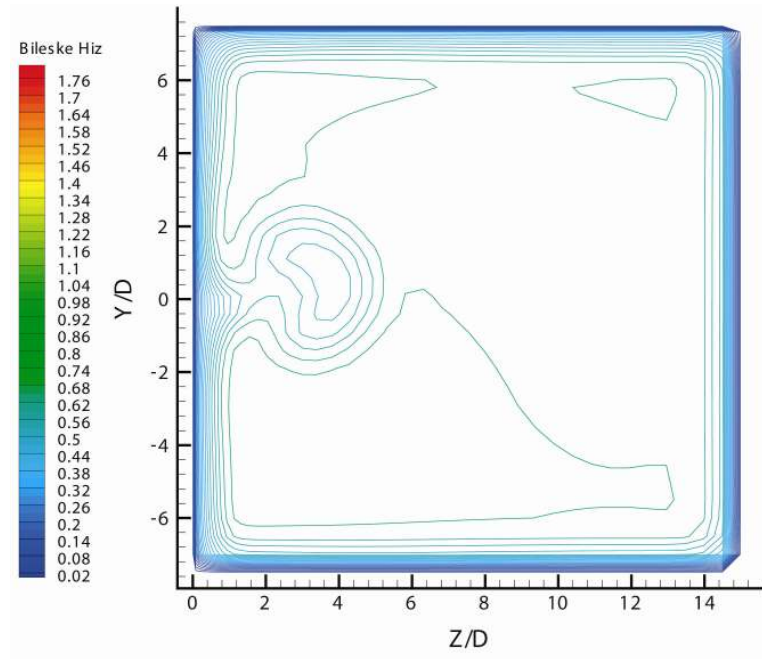
Şekil 6.3 $X/D=0$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil 6.4 $X/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil 6.5 $X/D=4$ düzlemindeki bileşke hız konturu

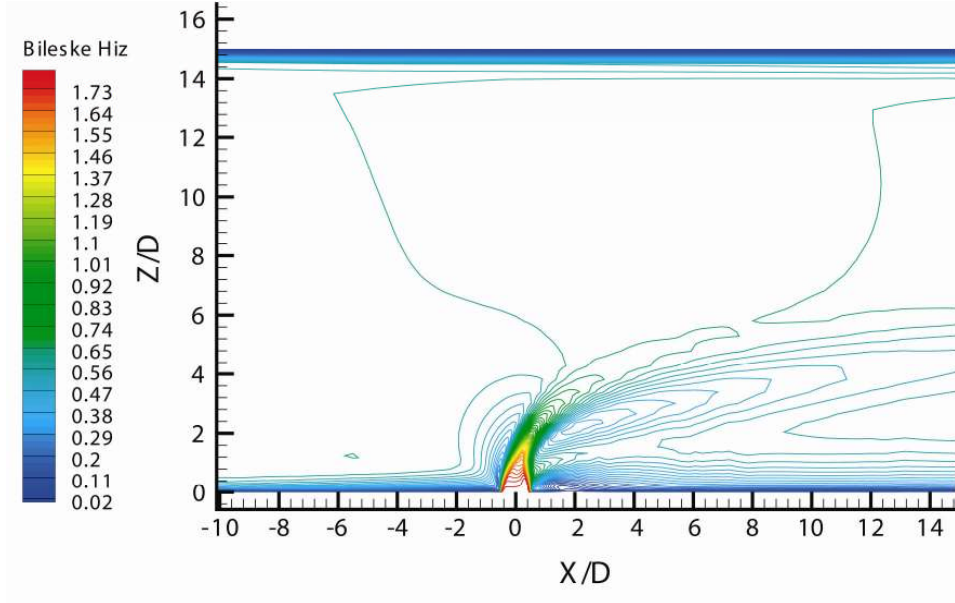


Şekil 6.6 $X/D=10$ düzlemindeki bileşke hız konturu

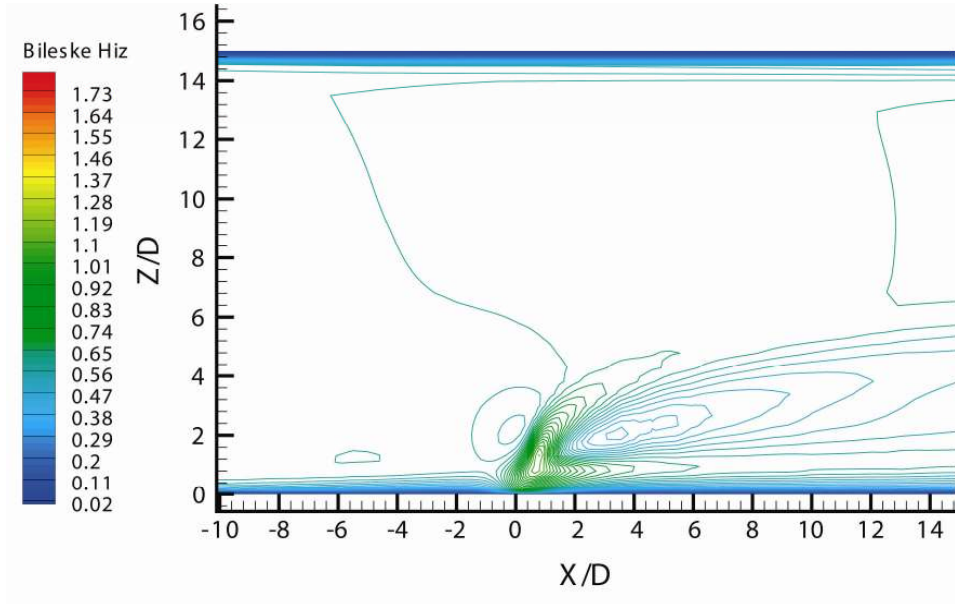
Yapılan çalışmada Şekil 6.7'deki düzlem jetin çıktığı noktadan geçmektedir. Burada ana akımın jetin yönünü değiştirdiği, asimetrik bir yapı kazandırdığı açıkça görülmektedir. Bundan dolayı yukarıdaki Şekil 6.3'de de gösterildiği gibi, yaklaşık $Z/D=4$ mesafesinden sonra jetin etkisi kaybolmaktadır. Şekil 6.8'de jet akımının ileri ve yukarı yönlü hareketi

görülmektedir. Şekil 6.9 ve 6.10'da ise jetin etkisi tamamıyla kaybolmuştur.

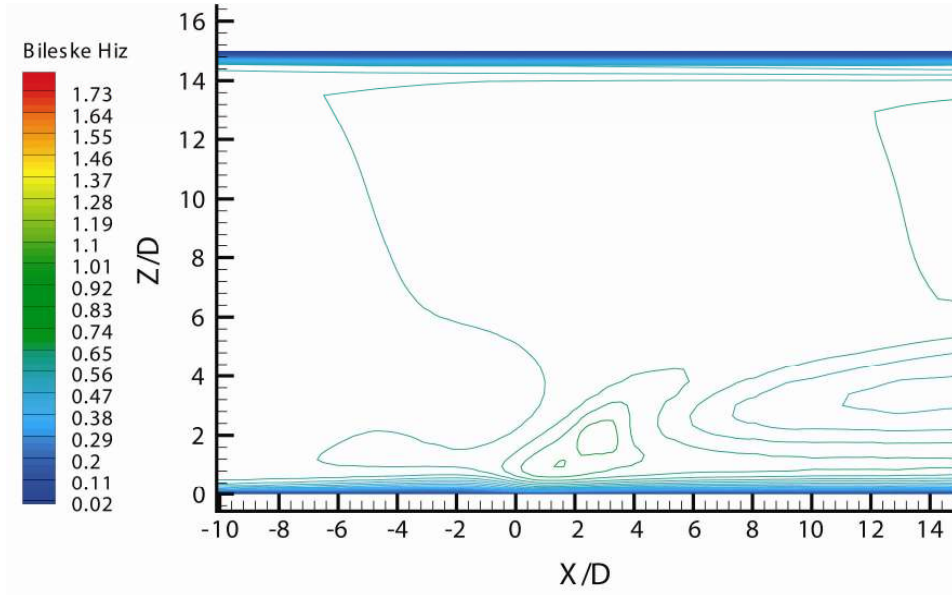
Jet akım sıcaklığının 80°C olduğu durum için Şekil 6.7'de $Y/D=0$, Şekil 6.8'de $Y/D=1$, Şekil 6.9'da $Y/D=2$ ve Şekil 6.10'da $Y/D=3$ düzlemlerindeki bileşke hız konturları görülmektedir.



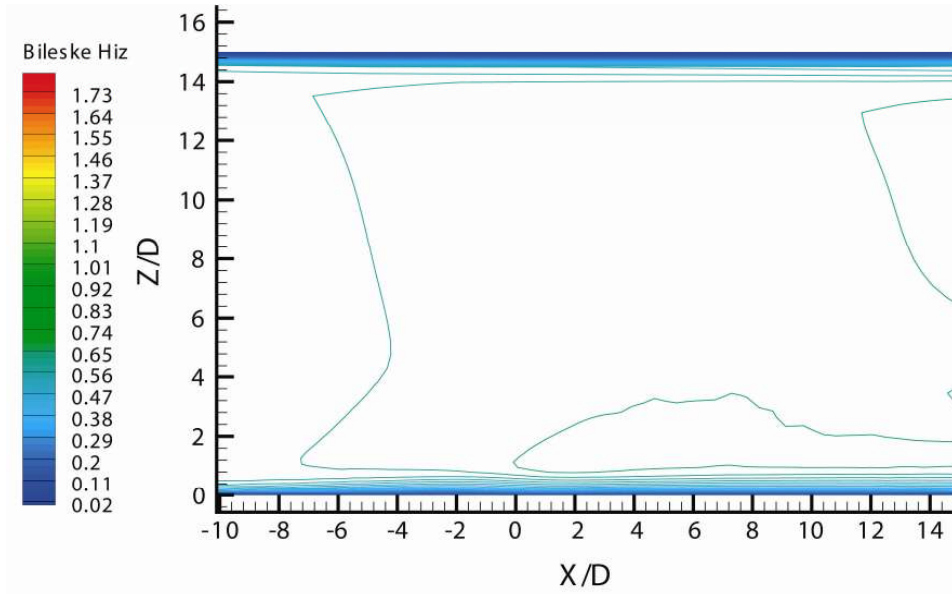
Şekil 6.7 $Y/D=0$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil 6.8 $Y/D=1$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil 6.9 Y/D=2 düzlemindeki bileşke hız konturu

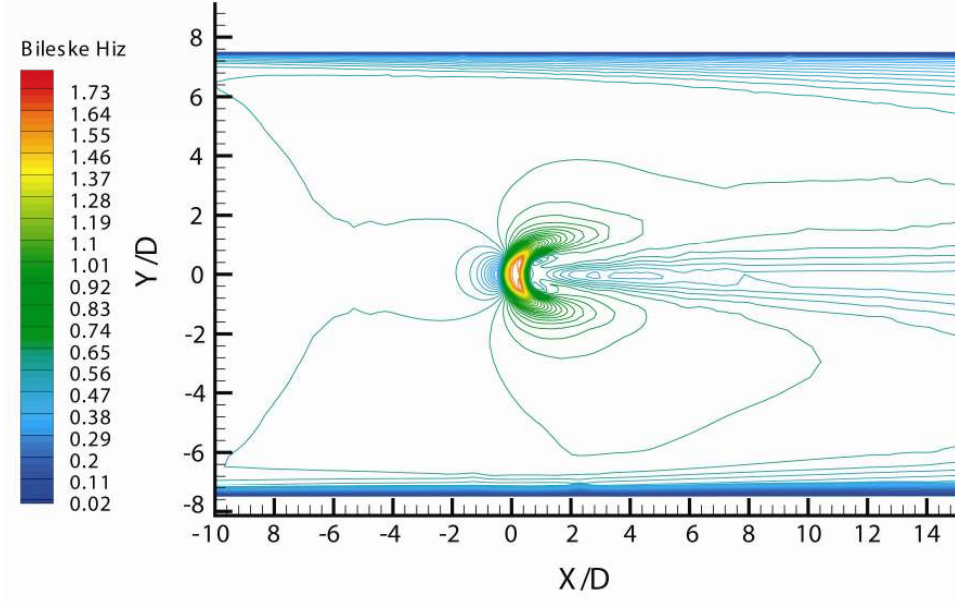


Şekil 6.10 Y/D=3 düzlemindeki bileşke hız konturu

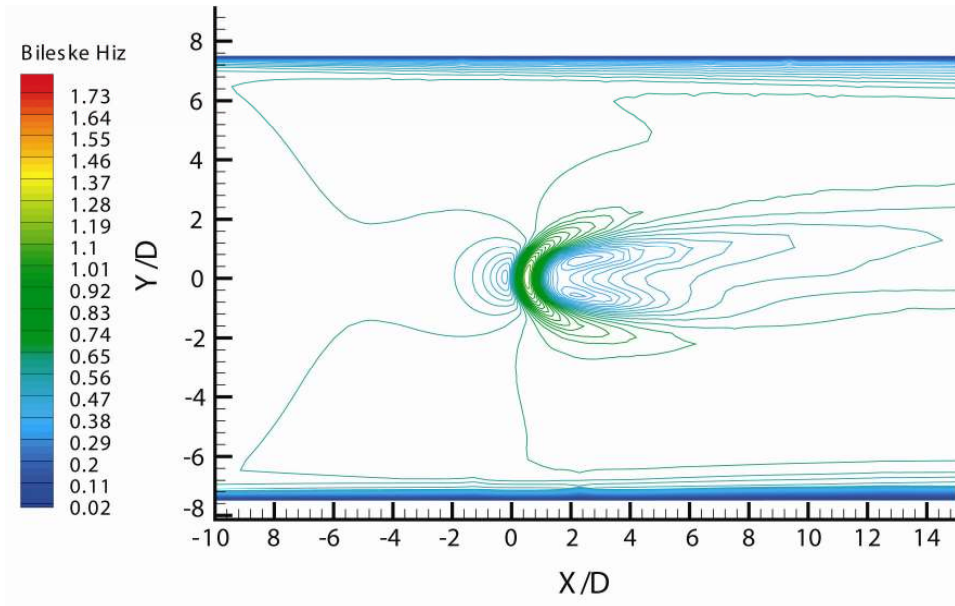
Yapılan çalışmada Şekil 6.11'de görüldüğü gibi düzlem, jetin çıkış noktasından 2 jet çapı kadar ileriden geçmektedir. Burada görülen hız konturlarında Y eksenine göre bir asimetri açıkça izlenmesine rağmen, X eksenine göre simetriğe daha yakın bir durum izlenmektedir. Şekil 6.12 ve 6.13 de X eksenine göre asimetriklik daha belirgin hale gelirken yukarıda Şekil 6.3'te de bahsedildiği gibi Şekil 6.14'de jetin etkisinin kaybolduğu gözlenmiştir.

Jet akım sıcaklığının 80°C olduğu durum için Şekil 6.11'de Z/D=1, Şekil 6.12'de Z/D=2,

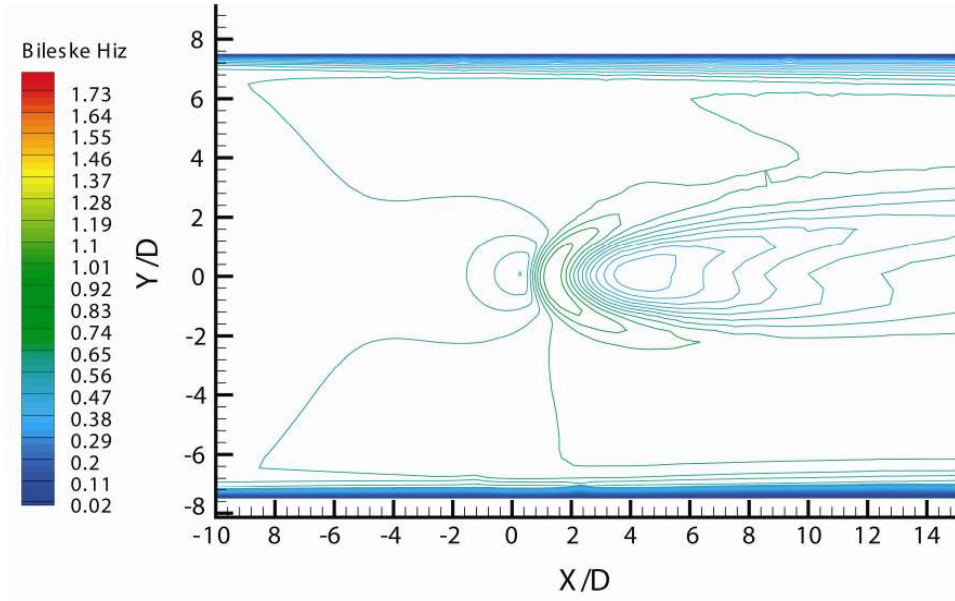
Şekil 6.13’de $Z/D=3$ ve Şekil 6.14’de $Z/D=5$ düzlemlerindeki bileşke hız konturları görülmektedir.



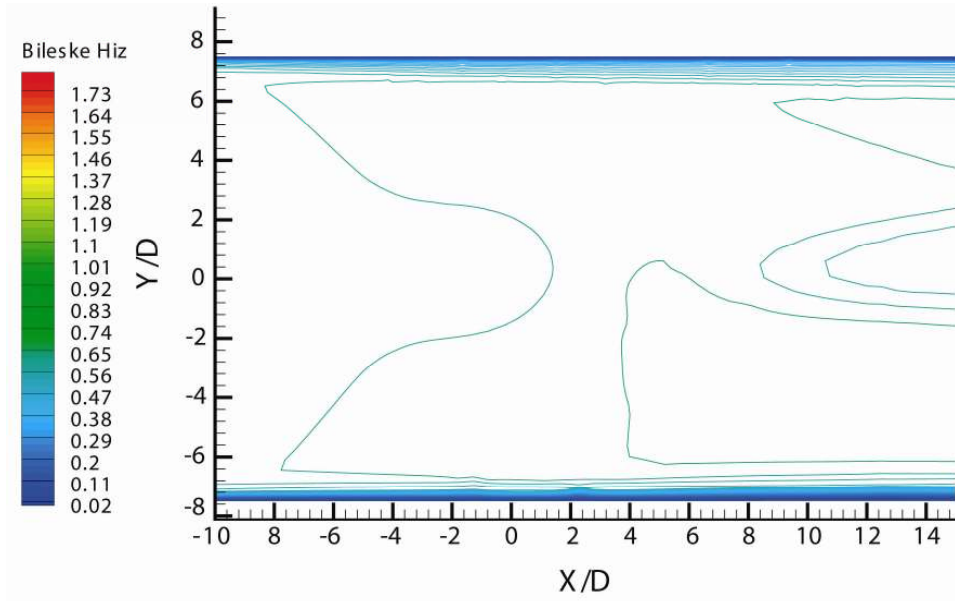
Şekil 6.11 $Z/D=1$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil 6.12 $Z/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil 6.13 $Z/D=3$ düzlemindeki bileşke hız konturu



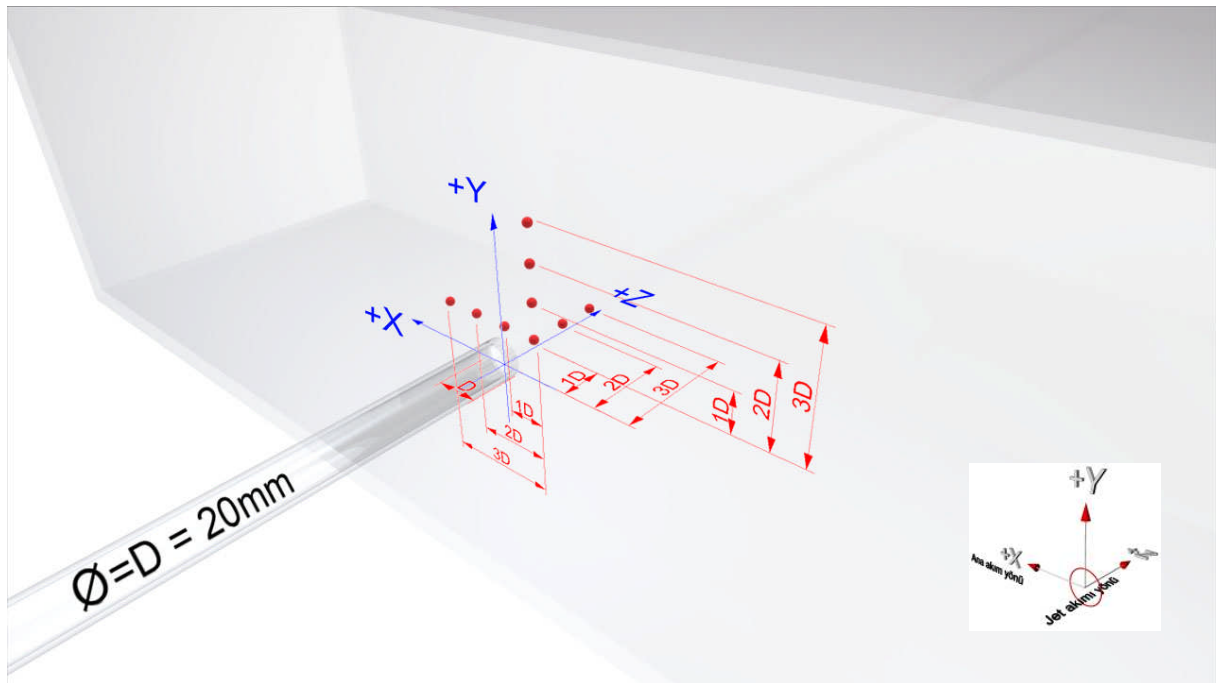
Şekil 6.14 $Z/D=5$ düzlemindeki bileşke hız konturu

Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için yukarıda açıklanan düzlemlerdeki bileşke hız konturları Ek 1’de detaylı olarak görülebilir.

6.2 Deneysel sonuçlar

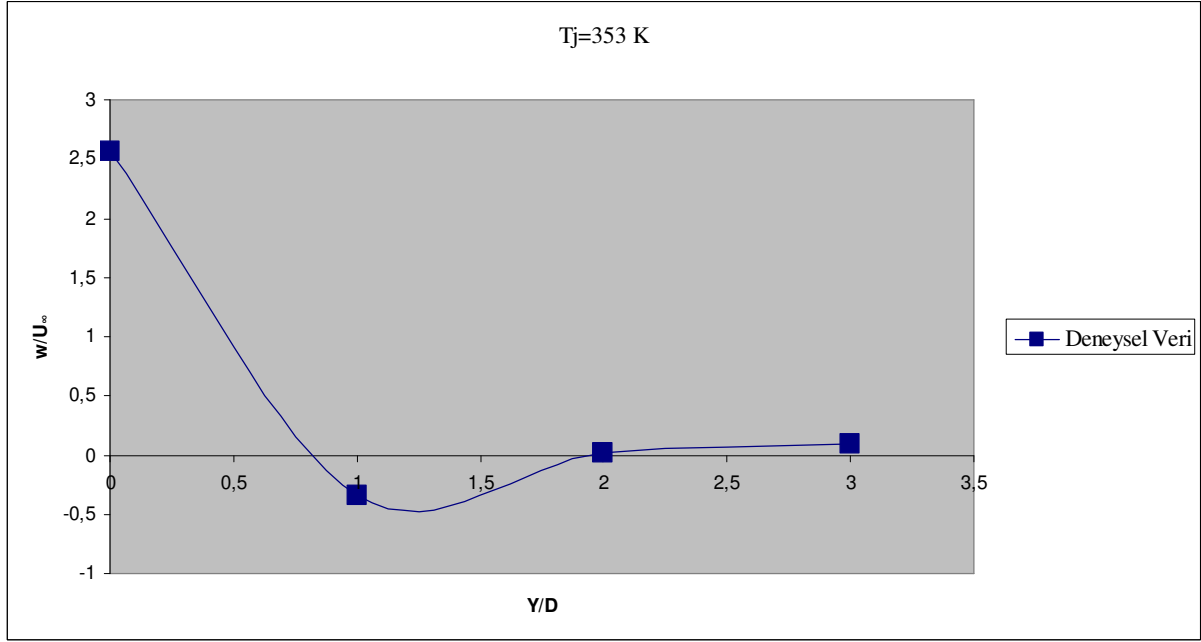
Yapılan deneysel çalışmada ana akım hızı $0,6 \text{ m/s}$, basınç atmosferik basınç ve sıcaklık 20°C , jet akım hızı $1,8 \text{ m/s}$, basınç atmosferik basınç ve sıcaklıklar $80, 90$ ve 100°C , jet akım hızının

ana akım hızına oranı, $V_j/V_\infty=3$ olarak belirlenmiştir. Reynolds sayısı, sıcaklık 20°C, jet akım hızı 1,8m/s, ve ana akım karakteristik uzunluğu (deney odası bir kenar uzunluğu) 0,3m, değerleri baz alınarak yaklaşık $Re= 35\ 000$ olarak hesaplanmıştır. Deneysel verileri elde etmek için çözüm hacmi içerisinde değişik 48 farklı noktada üç hız bileşeni (u,v,w) her sıcaklık değeri için ölçülmüştür. Deneysel çalışmada belirlenen ölçüm noktaları Şekil 6.15’de verilmiştir.

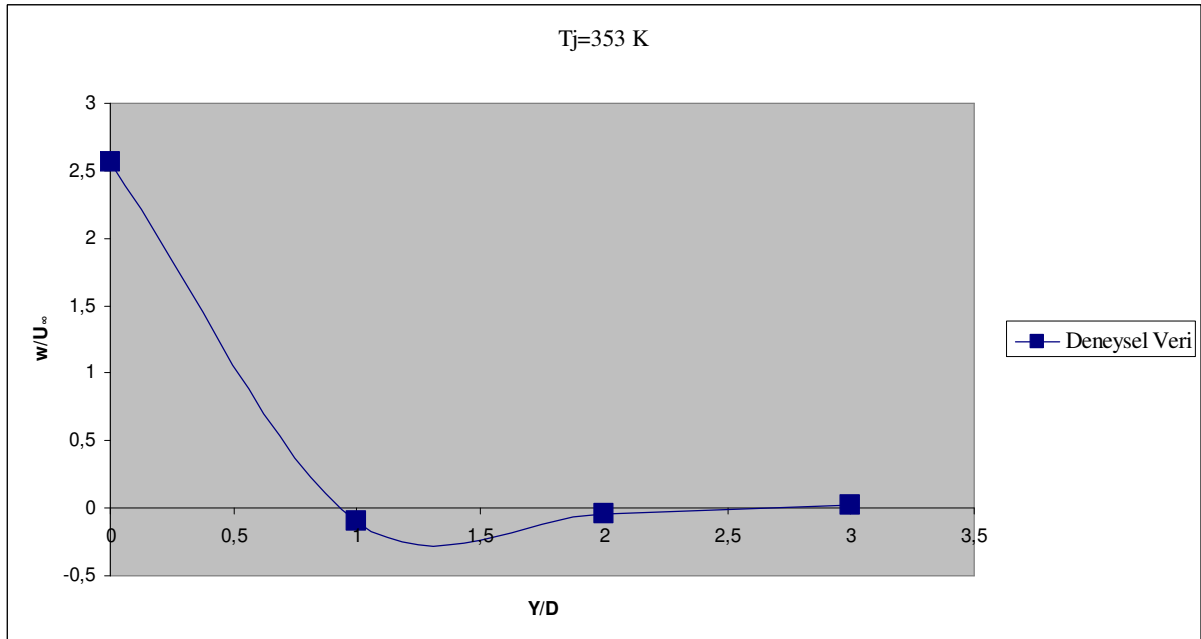


Şekil 6.15 Ölçüm hacmi içerisindeki ölçüm noktaları

Şekil 6.16 ve 6.17’de $X/D=0$ düzleminde, $Z/D=1$ ve $Z/D=2$ noktalarından geçen y yönündeki doğrular boyunca w/U_∞ hız oranlarının değişimi gösterilmiştir. Başlangıçta jetin etkisi görülürken uzaklaştıkça azalmıştır. Şekillerde görülen negatif hız değerleri akışta oluşan girdapları göstermektedir ve bu girdaplar yaklaşık jetin çıkış noktasından 40 mm yukarısında ($Y/D=2$ değerinde) kaybolmaktadır.



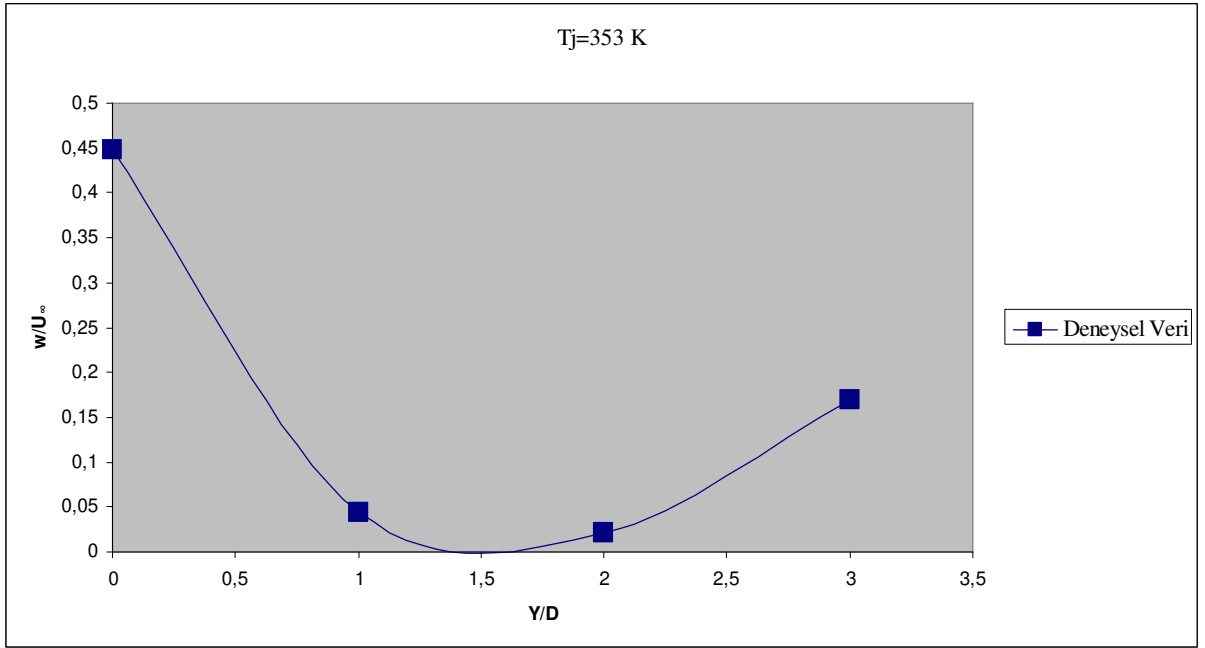
Şekil 6.16 X/D=0 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_{∞} hız oranının değişimi



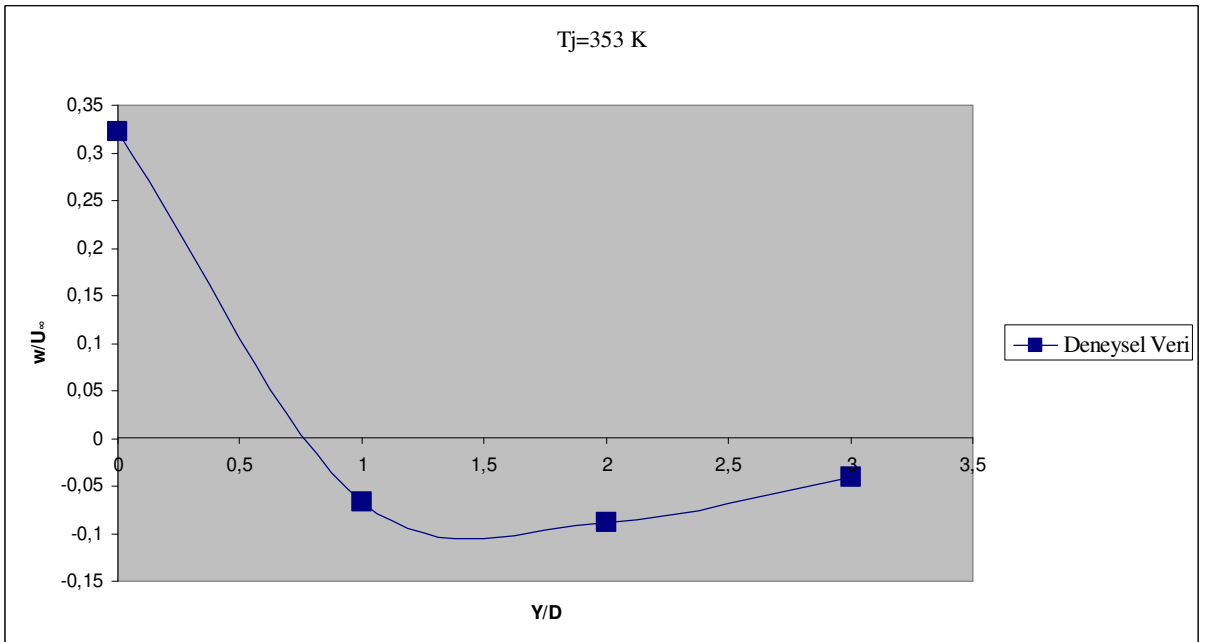
Şekil 6.17 X/D=0 düzleminde Z/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_{∞} hız oranının değişimi

Şekil 6.18 ve 6.19’da X/D=3 düzleminde Z/D=1 ve Z/D=2 noktalarından geçen y yönündeki doğrular boyunca w/U_{∞} hız oranlarının değişimi gösterilmiştir. Jetin etkisinin, jet çıkış noktasından ana akım doğrultusunda uzaklaştıkça kaybolduğu görülmektedir. Şekil 6.18’de

negatif değer görülmemekte dolayısıyla girdap oluşmamaktadır. şekil 6.19’da ise daha büyük bir girdabın varlığı görülmekte ve yaklaşık $Y/D=3$ ’ n olduğu mesafede kaybolmaktadır.



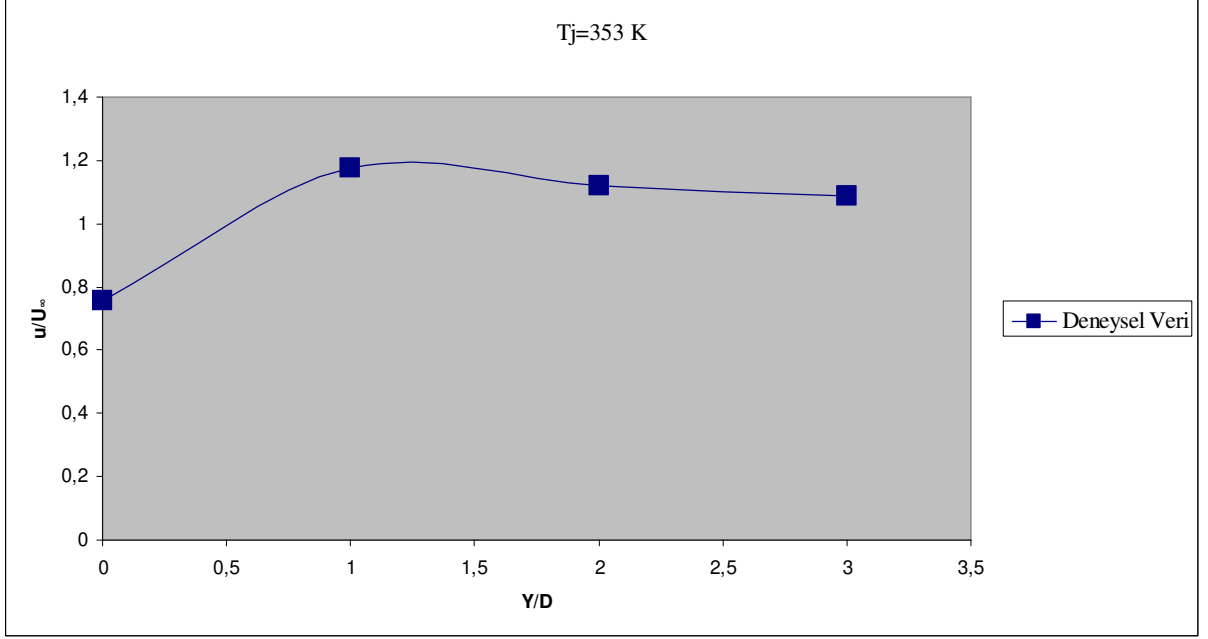
şekil 6.18 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



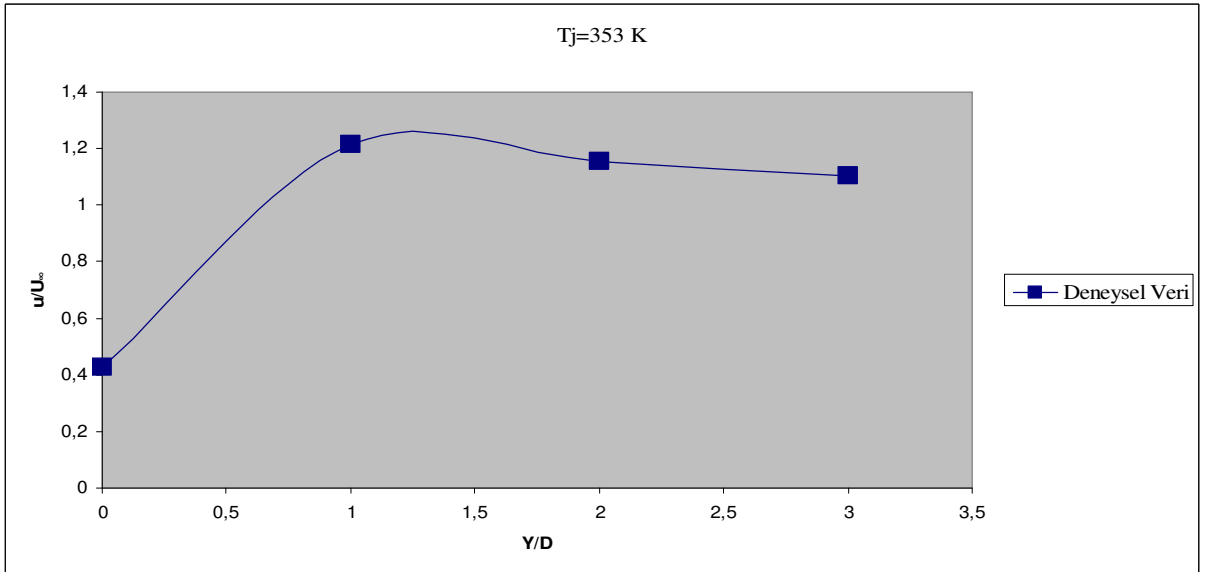
şekil 6.19 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi

şekil 6.20 ve 6.21’de $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ ve $X/D=2$ noktalarından geçen y yönündeki

doğrular boyunca u/U_∞ hız oranlarının değişimi gösterilmiştir. Jet çıkışında, jetin hızı z yönünde olduğu için x yönündeki u hızında fazla bir değişim görülmemektedir. Hız oranı u/U_∞ maksimum 1,2 değerini alır (Şekil 6.20). Şekil 6.21’de ise jet çıkışından 2 jet çapı mesafesi uzaklaşıldığı için x yönünde u hızındaki değişim daha fazladır. Hız oranı u/U_∞ ‘un aldığı değerler 0,4 ile 1,2 arasında değişmektedir.

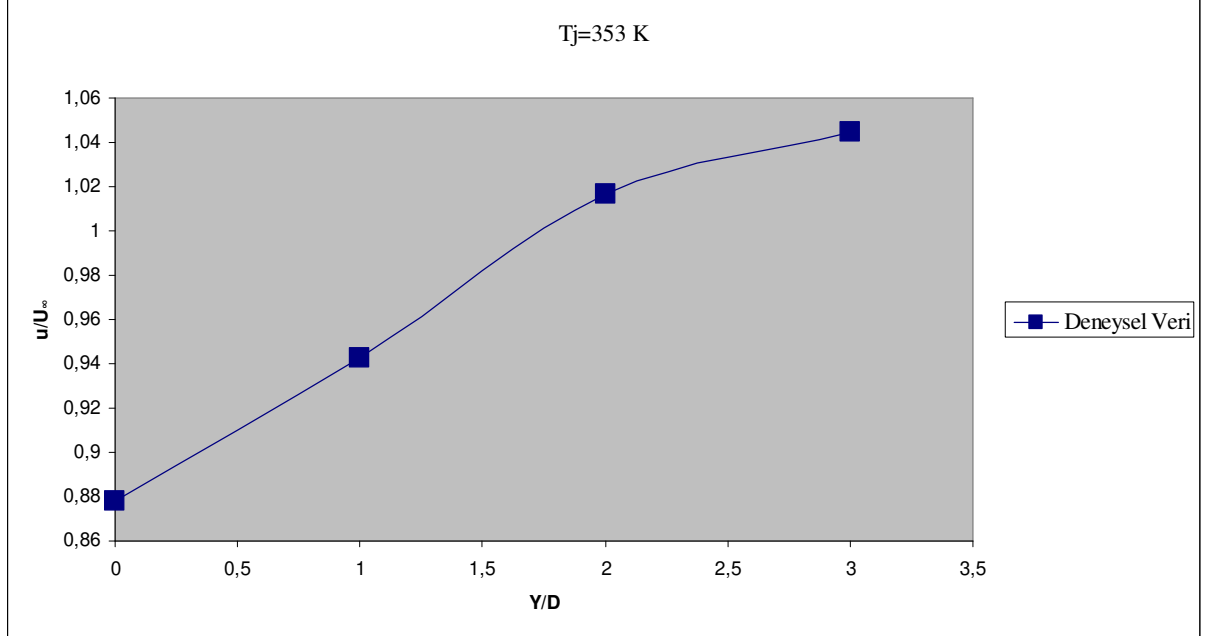


Şekil 6.20 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi

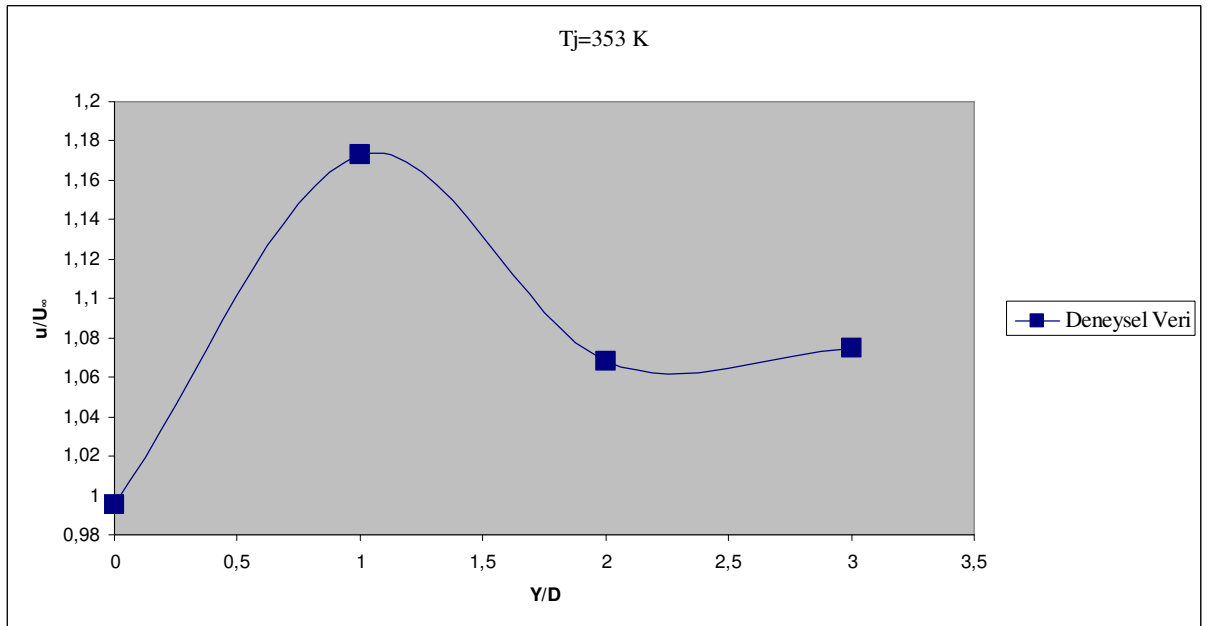


Şekil 6.21 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi

Şekil 6.22 ve 6.23’de $Z/D=3$ düzleminde $X/D=0$ ve $X/D=2$ noktalarından geçen y yönündeki doğrular boyunca u/U_∞ hız oranlarının değişimi gösterilmiştir. İki Şekil arasında farklı davranış gözlenmektedir. Şekil 6.22’de u/U_∞ hız oranında lineer bir artış gözlenirken Şekil 6.23’de ki u/U_∞ hız oranı yükselen ve alçalan bir davranışa sahiptir.

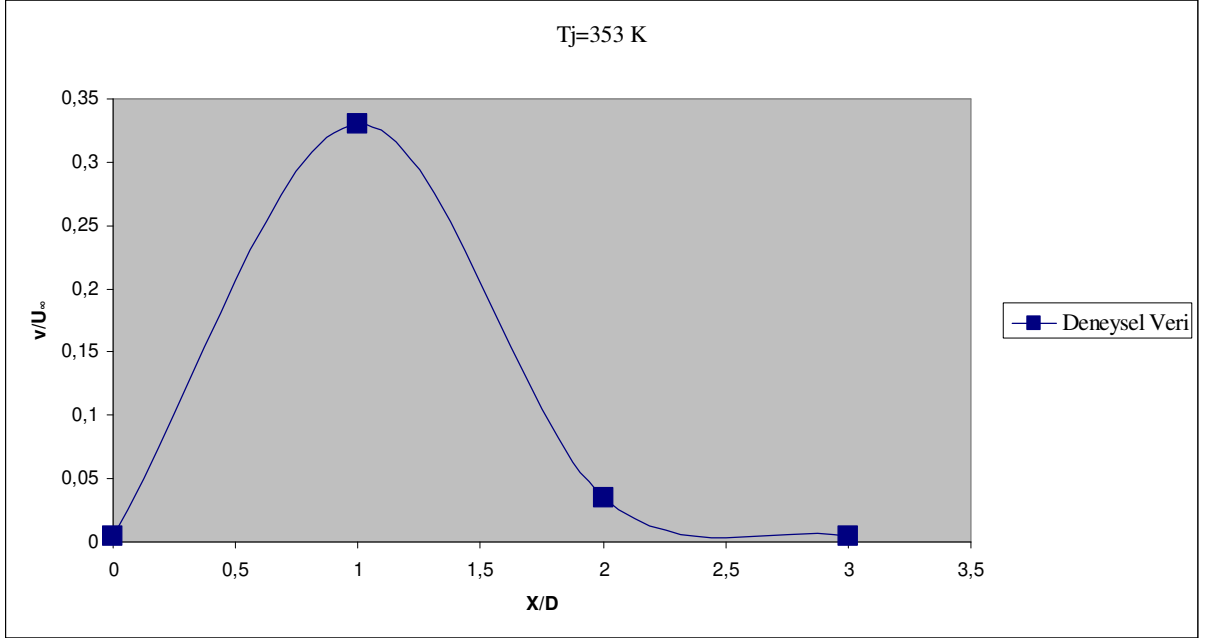


Şekil 6.22 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi

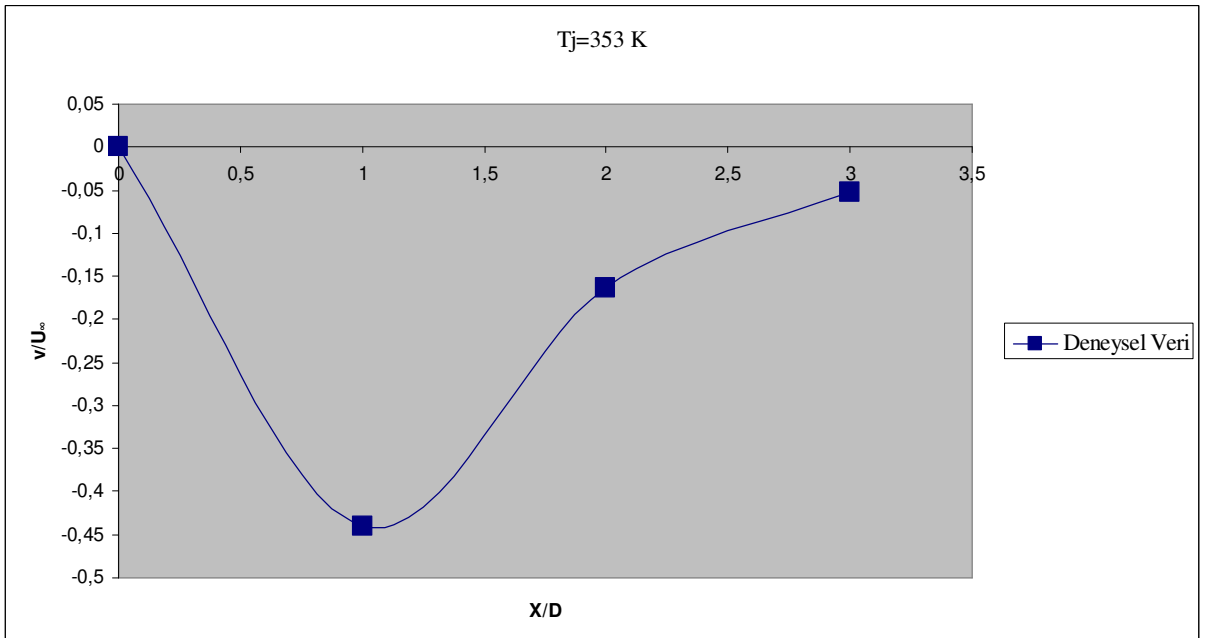


Şekil 6.23 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi

Şekil 6.24 ve 6.25’de $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ ve $Y/D=2$ noktalarından geçen x yönündeki doğrular boyunca v/U_∞ hız oranlarının değişimi gösterilmiştir. İki Şekil incelendiğinde birbirine zıt bir davranış görülmektedir.

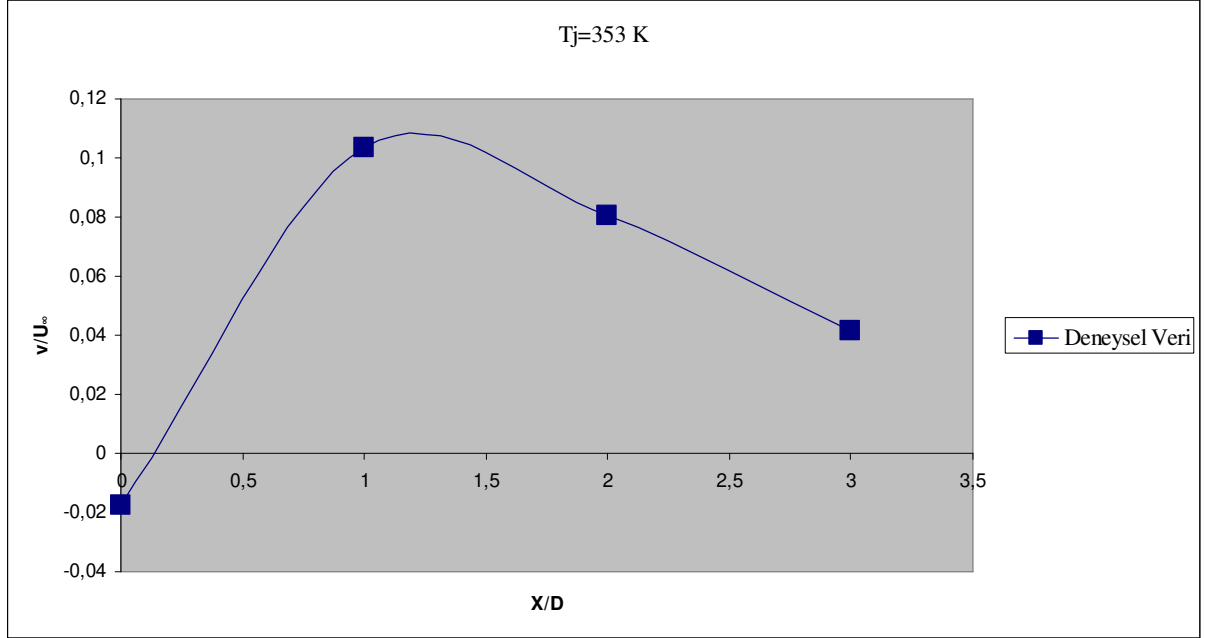


Şekil 6.24 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi

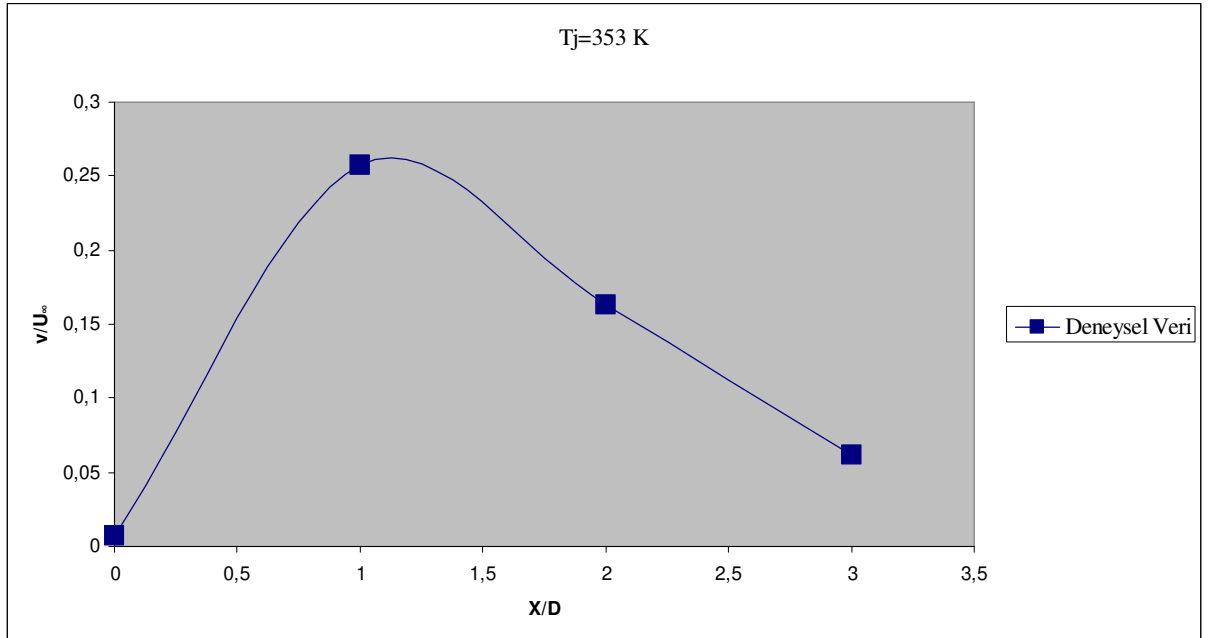


Şekil 6.25 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi

Şekil 6.26 ve 6.27’de $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=0$ ve $Y/D=2$ noktalarından geçen x yönündeki doğrular boyunca v/U_∞ hız oranlarının değişimi gösterilmiştir. İki Şekil davranış olarak çok benzemesine rağmen Şekil 6.26’da Şekil 6.27 ile kıyaslandığında daha az salınım vardır.



Şekil 6.26 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi

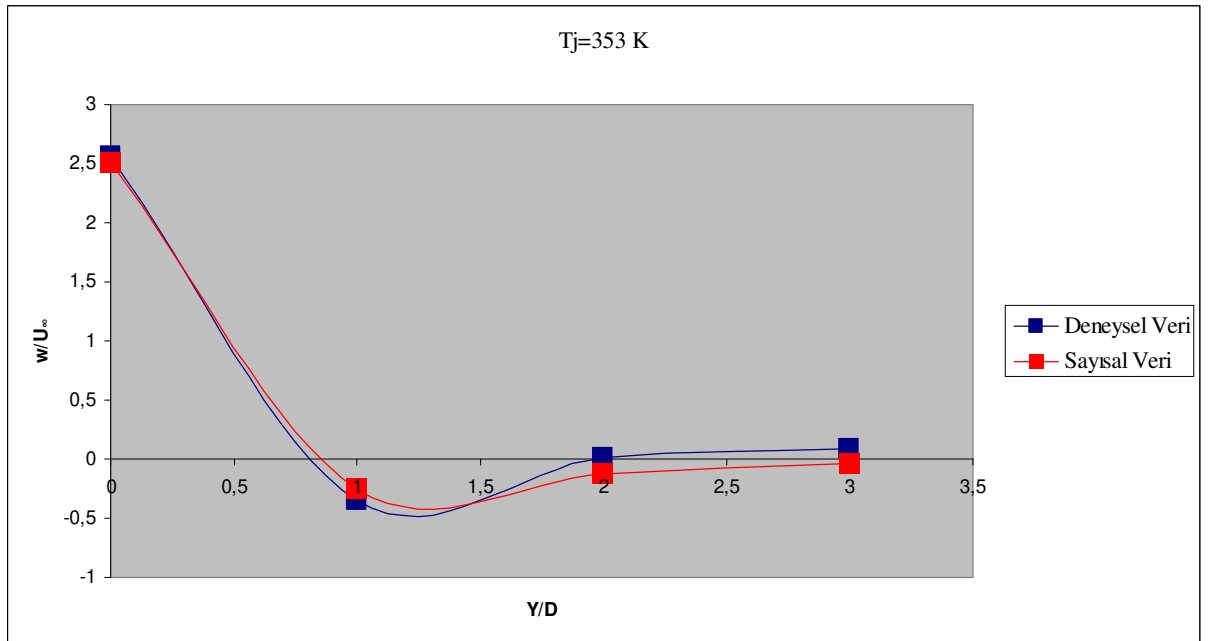


Şekil 6.27 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi

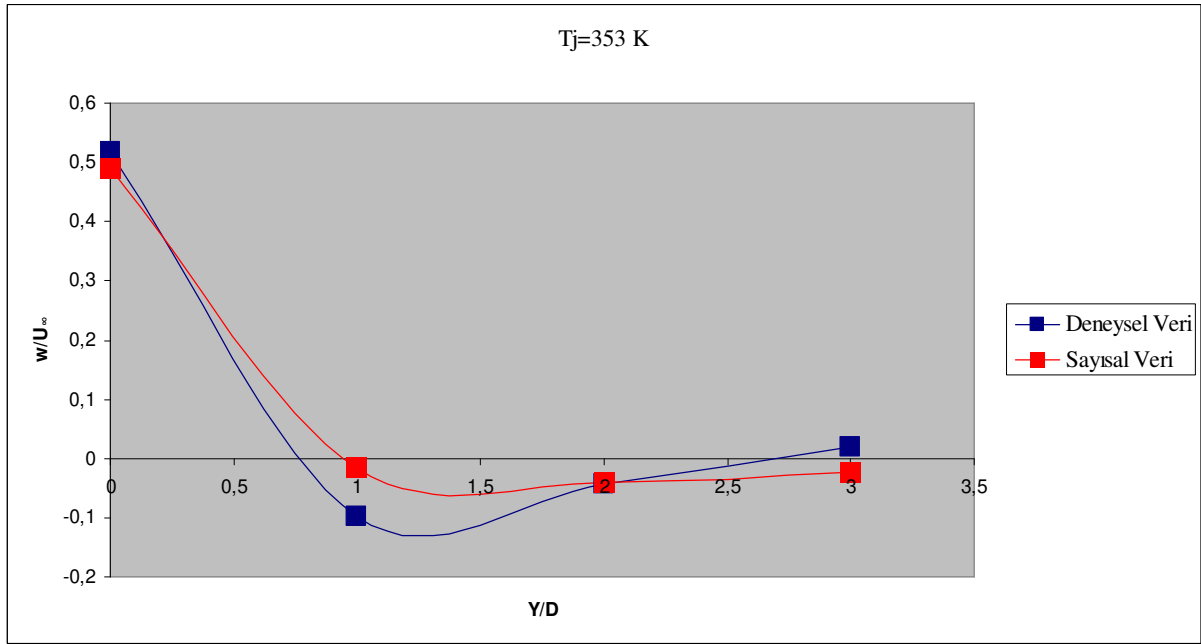
Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için yukarıda açıklanan düzlemler üzerindeki noktalardan geçen doğrular üzerindeki hız oranları Ek 2’de detaylı olarak görülebilir.

6.3 Sayısal ve deneysel sonuçların karşılaştırılması

Şekil 6.28 ve 6.29’da $X/D=0$ düzleminde, $Z/D=1$ ve $Z/D=2$ noktalarından geçen y yönündeki doğrular boyunca w/U_∞ hız oranlarının sayısal ve deneysel değerleri karşılaştırılmıştır. Sonuçlar birbiriyle uyumludur.

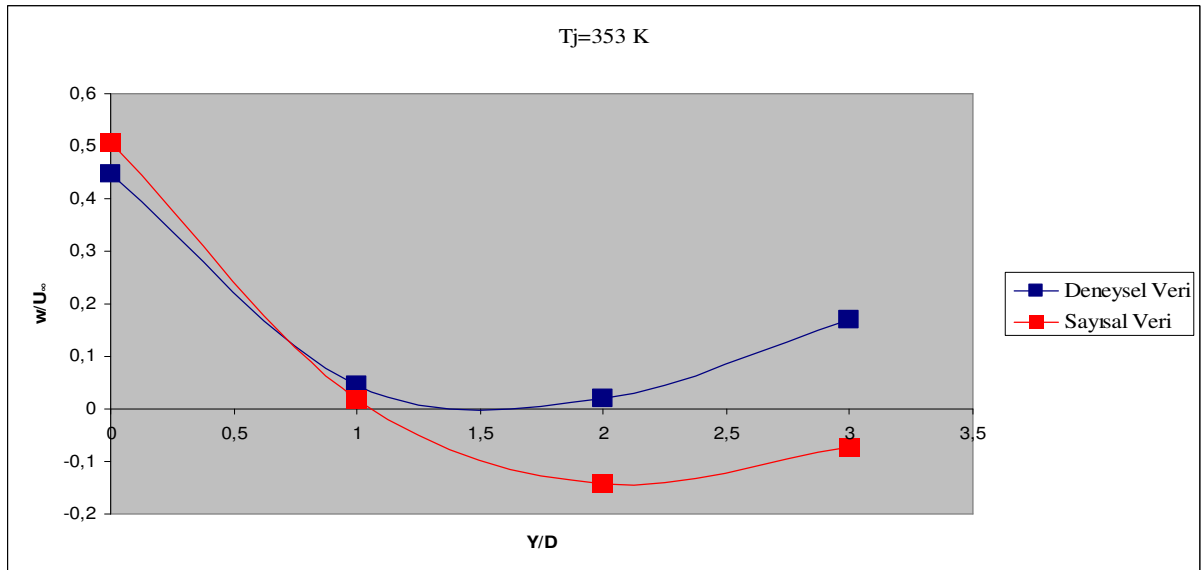


Şekil 6.28 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi

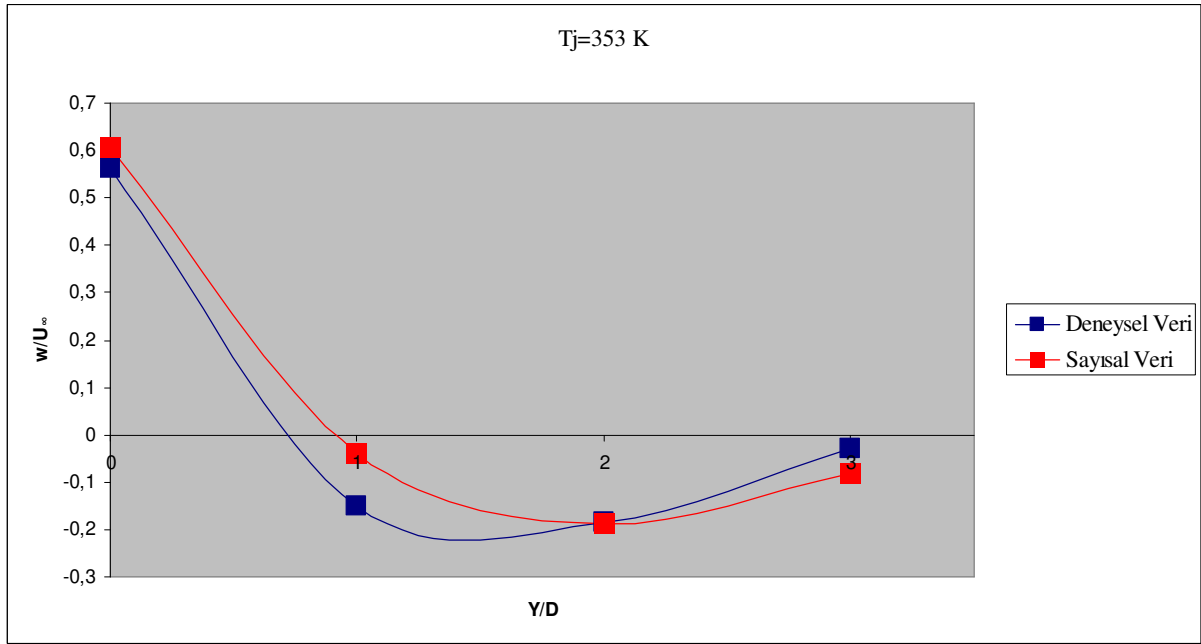


Şekil 6.29 X/D=0 düzleminde Z/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_{∞} hız oranının değişimi

Şekil 6.30 ve 6.31'de X/D=3 düzleminde, Z/D=1 ve Z/D=2 noktalarından geçen y yönündeki doğrular boyunca w/U_{∞} hız oranlarının sayısal ve deneysel değerleri karşılaştırıldı. Şekil 6.31'deki değerlerin uyumlu olduğu görülürken, Şekil 6.30'da jet çıkış noktasının 2cm (Y/D=1 değerinde) yukarısından itibaren uyumsuzluk görüldü. Burada sayısal sonuçlar negatif değerler verirken deneysel değerler pozitif olarak ölçülmüştür.

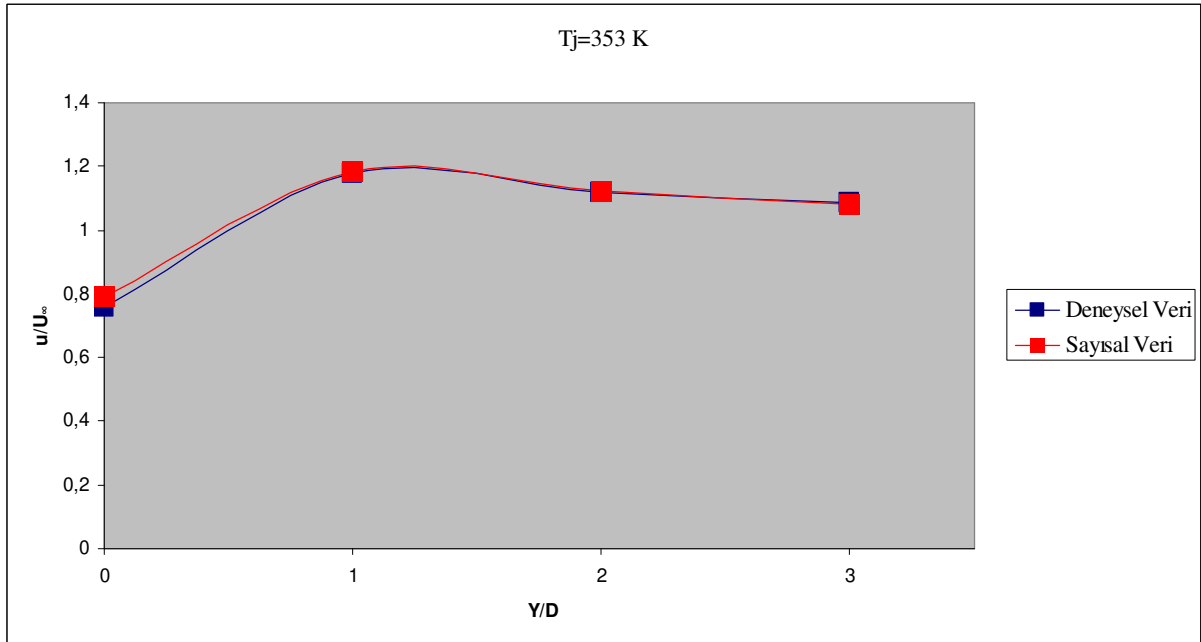


Şekil 6.30 X/D=3 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_{∞} hız oranının değişimi

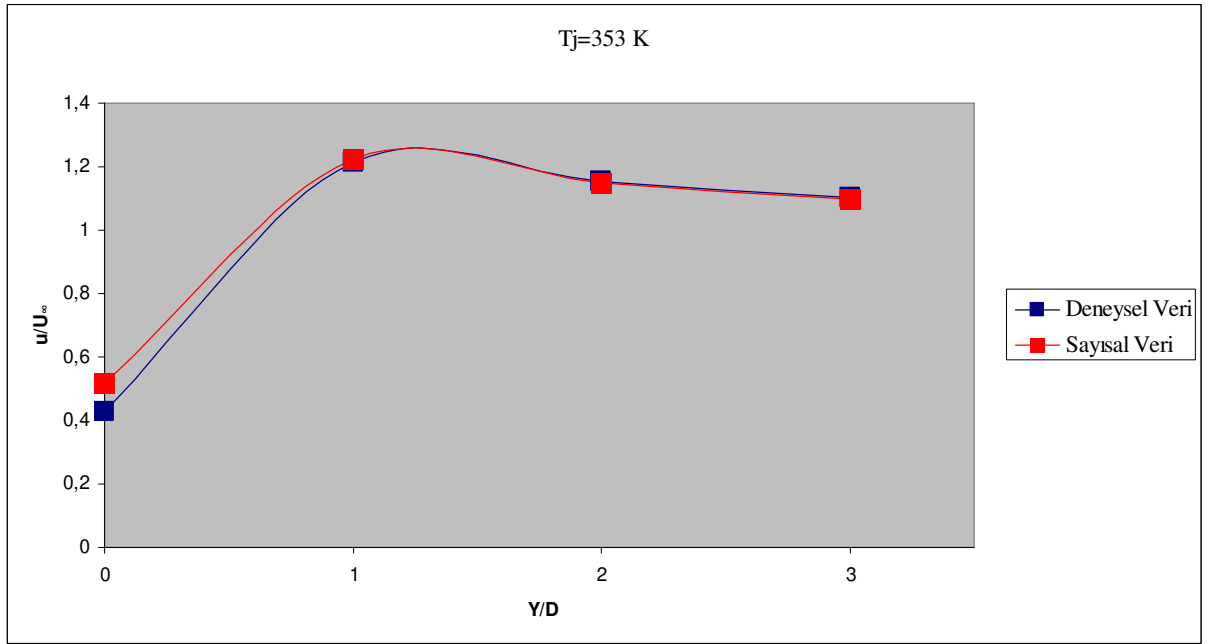


Şekil 6.31 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi

Şekil 6.32 ve 6.33'de $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ ve $X/D=2$ noktalarından geçen y yönündeki doğrular boyunca u/U_∞ hız oranlarının sayısal ve deneysel sonuçları karşılaştırıldığında uyumlu olduğu görülmüştür.

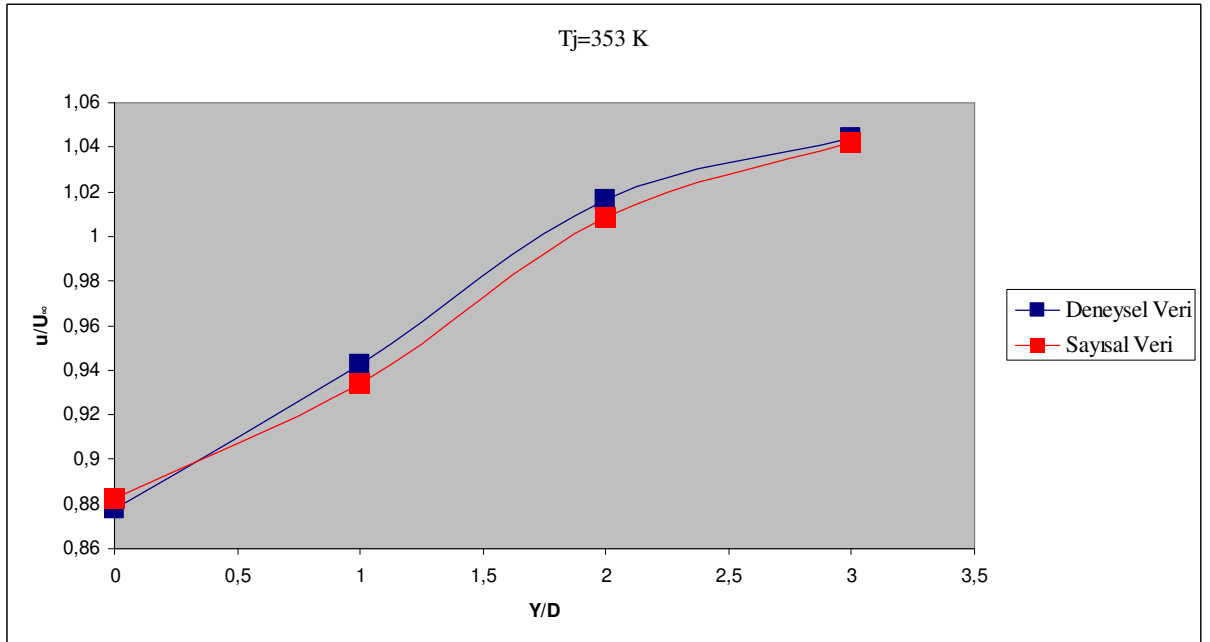


Şekil 6.32 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi

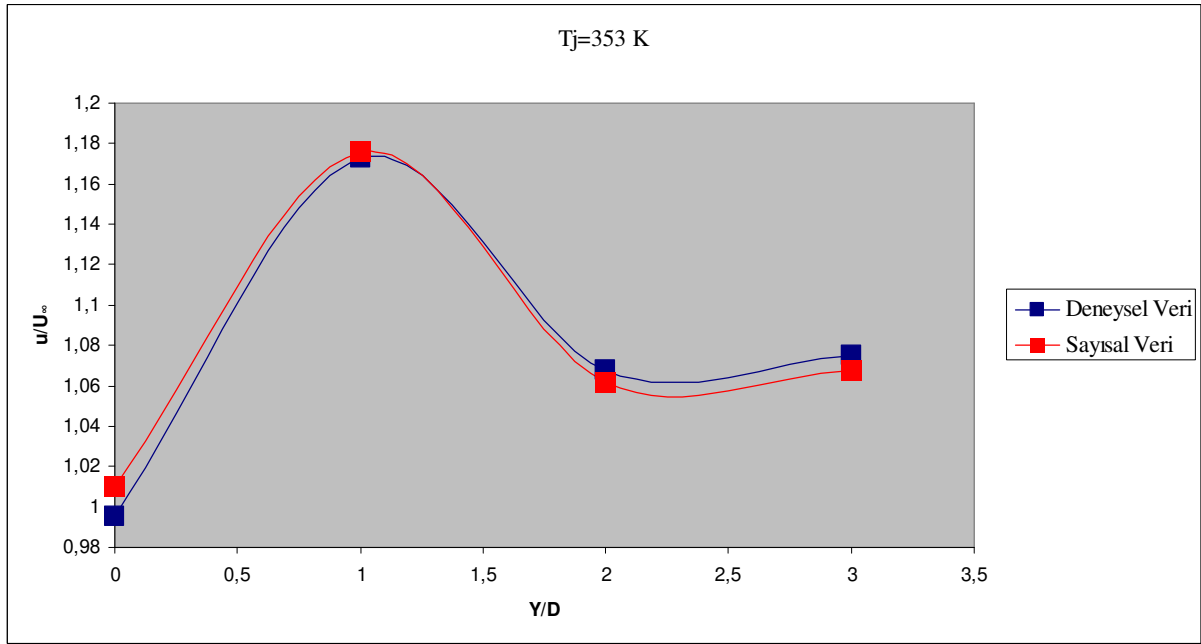


Şekil 6.33 Z/D=1 düzleminde X/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_{∞} hız oranının değişimi

Şekil 6.34 ve 6.35’de Z/D=3 düzleminde X/D=0 ve X/D=2 noktalarından geçen y yönündeki doğrular boyunca u/U_{∞} hız oranlarının sayısal ve deneysel sonuçları karşılaştırılmıştır. Sayısal ve deneysel sonuçların aynı eğilimde olduğu görülmüştür.

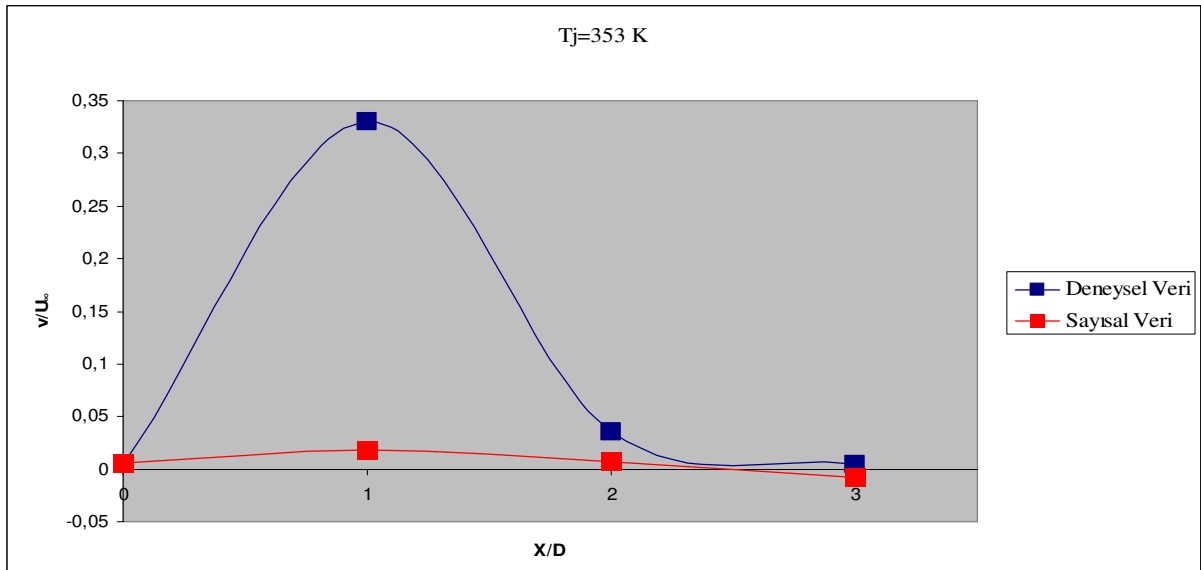


Şekil 6.34 Z/D=3 düzleminde X/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_{∞} hız oranının değişimi

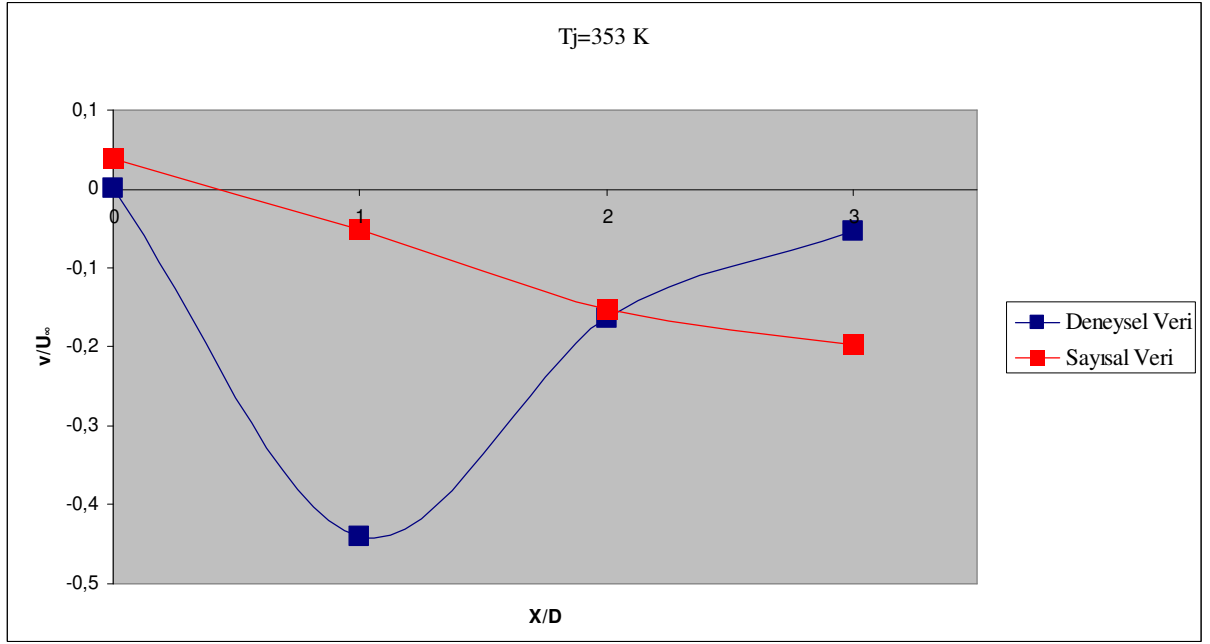


Şekil 6.35 Z/D=3 düzleminde X/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_{∞} hız oranının değişimi

Şekil 6.36 ve 6.37'de Z/D=1 düzleminde Y/D=0 ve Y/D=2 noktalarından geçen x yönündeki doğrular boyunca v/U_{∞} hız oranlarının sayısal ve deneysel sonuçlarının karşılaştırılması gösterilmiştir. Her iki şekilde de sonuçlar birbiriyle uyumsuzluk göstermektedir. Sayısal sonuçlar düzgün bir değişim gösterirken, deneysel sonuçlar düzgün bir değişim vermemektedir.

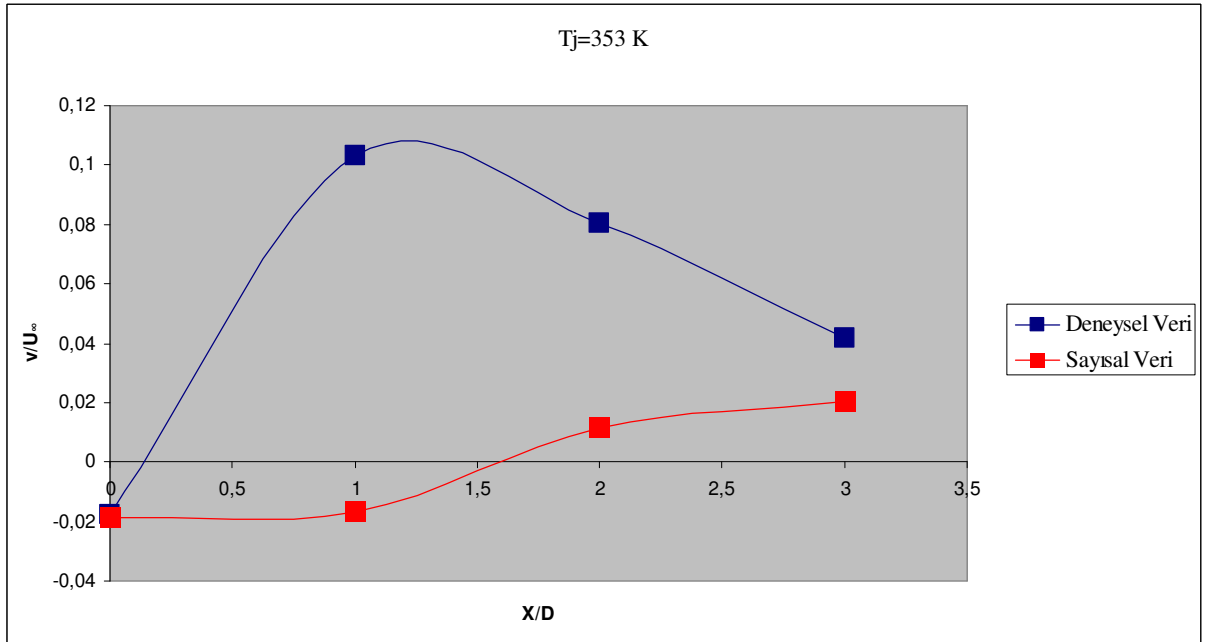


Şekil 6.36 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_{∞} hız oranının değişimi

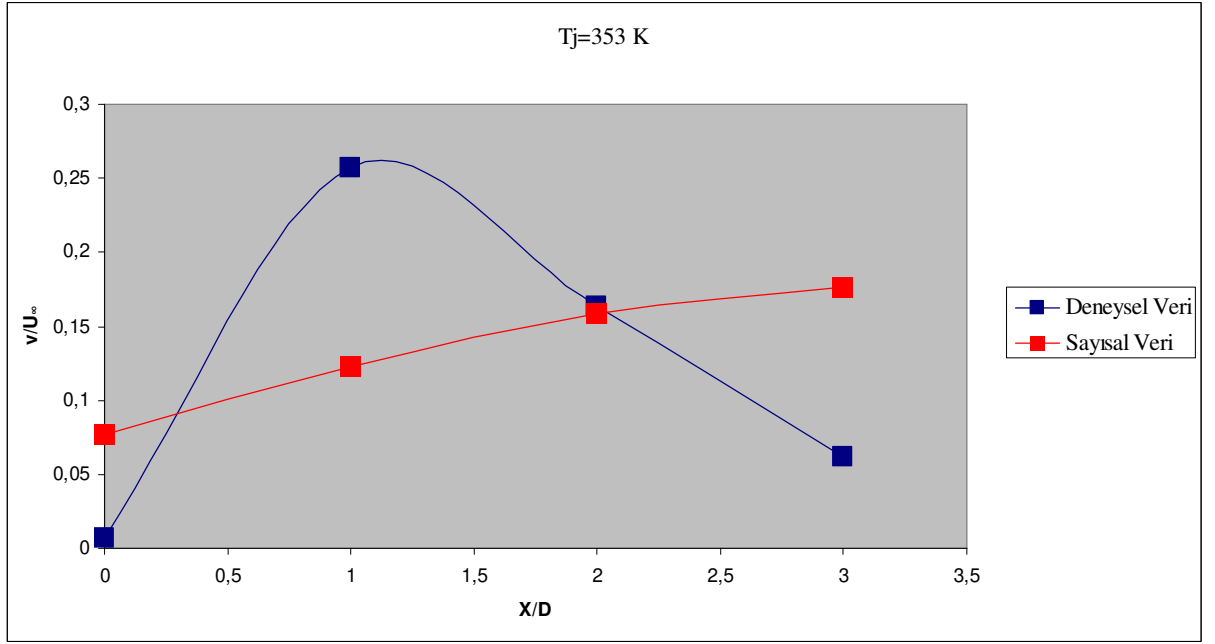


Şekil 6.37 Z/D=1 düzleminde Y/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_{∞} hız oranının değişimi

Şekil 6.38 ve 6.39'da Z/D=3 düzleminde Y/D=0 ve Y/D=2 noktalarından geçen x yönündeki doğrular boyunca v/U_{∞} hız oranlarının sayısal ve deneysel sonuçları birlikte görülebilir. Burada da sonuçların birbiriyle uyum göstermediği gözlenmiştir.



Şekil 6.38 Z/D=3 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_{∞} hız oranının değişimi



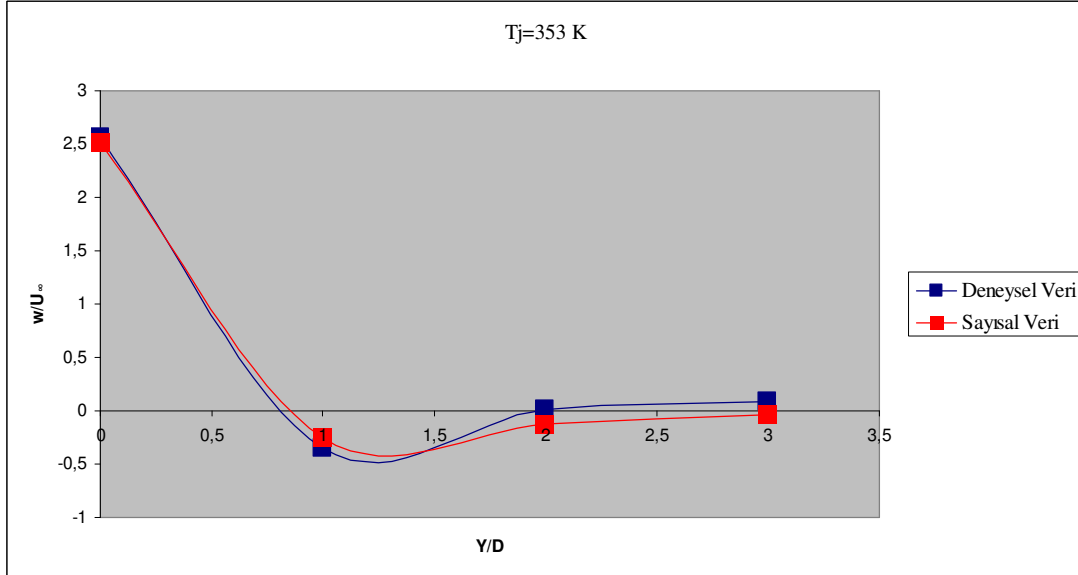
Şekil 6.39 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi

Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için yukarıda açıklanan düzlemler üzerindeki noktalardan geçen doğrular üzerindeki hız oranlarının karşılaştırılması Ek 3’de detaylı olarak görülebilir.

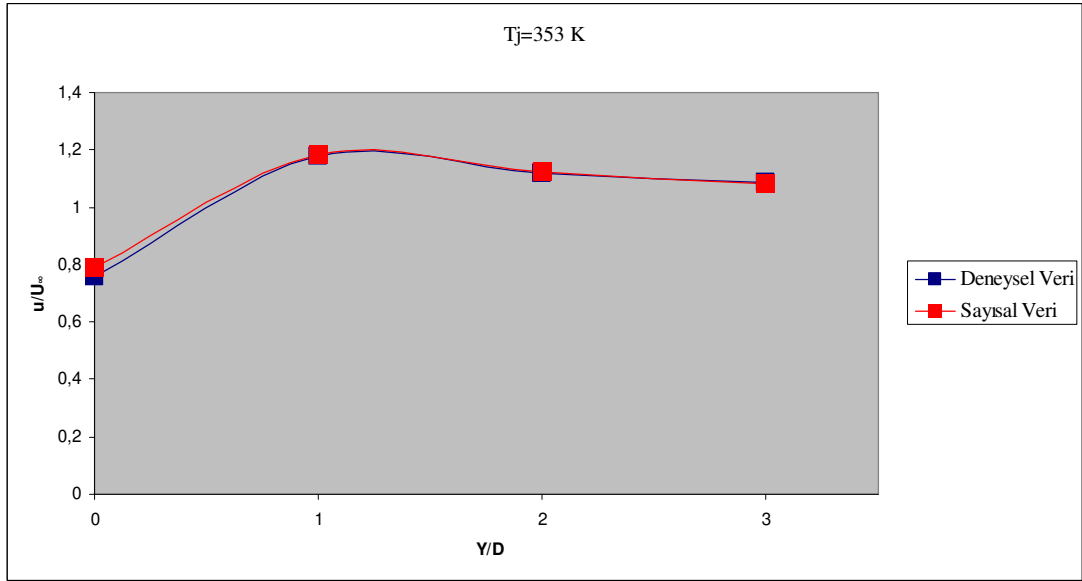
7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Şekil 7.1, 7.2 ve 7.3’de farklı düzlemler üzerindeki farklı doğrularda hız bileşenlerinin ana akım hızına oranlarının değişimleri gösterilmiştir. Genel olarak u ve w hız bileşenlerinde sayısal sonuçlar ile deneysel veriler arasında iyi bir uyum elde edilirken, v hız bileşeninde büyük farklılıklar gözlenmiştir. Bunların nedenleri:

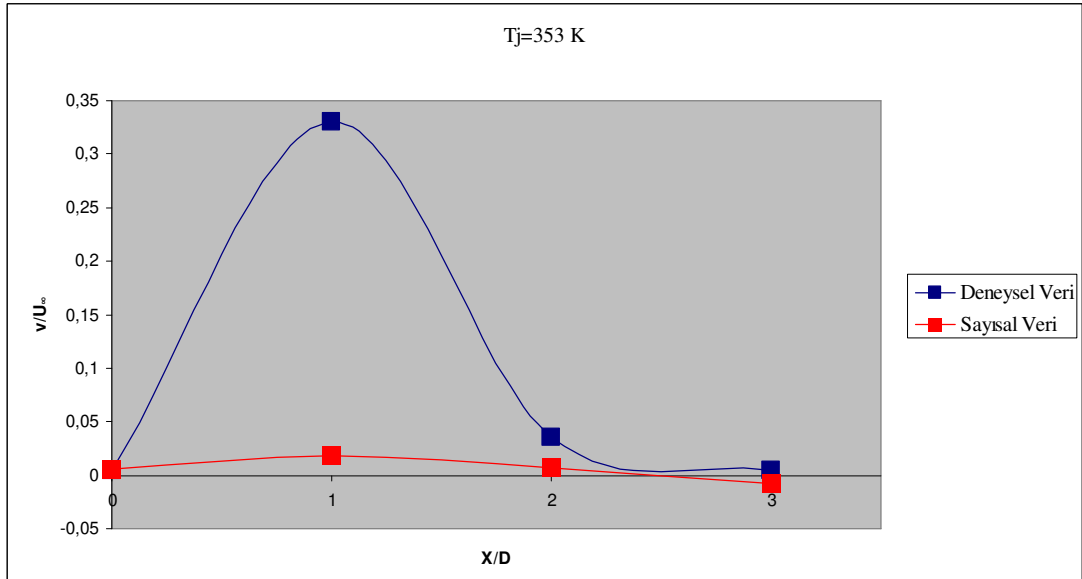
- Ana akım x eksenini doğrultusundaki u hız bileşenini, jet akımı da z eksenini doğrultusundaki w hız bileşenini sağlamaktadır. Herhangi bir akım doğrultusunu temsil etmeyen v hız bileşeni her ikisinin etkileşiminden oluşmaktadır. Bundan dolayı v hız bileşeni kararlı hale daha geç ulaşabilir. Eğer ölçüm anında kararlı hale ulaşılmamış ise sayısal sonuçlar ile deneysel veriler arasında farka neden olacaktır. Bu da u ve w hız bileşenlerinde çok iyi uyum sağlarken v hız bileşeninde uyumsuzluğa neden olabilir.
- Sayısal çözümler akımın kararlı yapıda olduğu kabul edilerek yapılmıştır. Eğer gerçekte akış kararlı hale ulaşmıyorsa sayısal ve deneysel sonuçlar arasındaki farklılığa yol açabilir.



Şekil 7.1 X/D=0 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



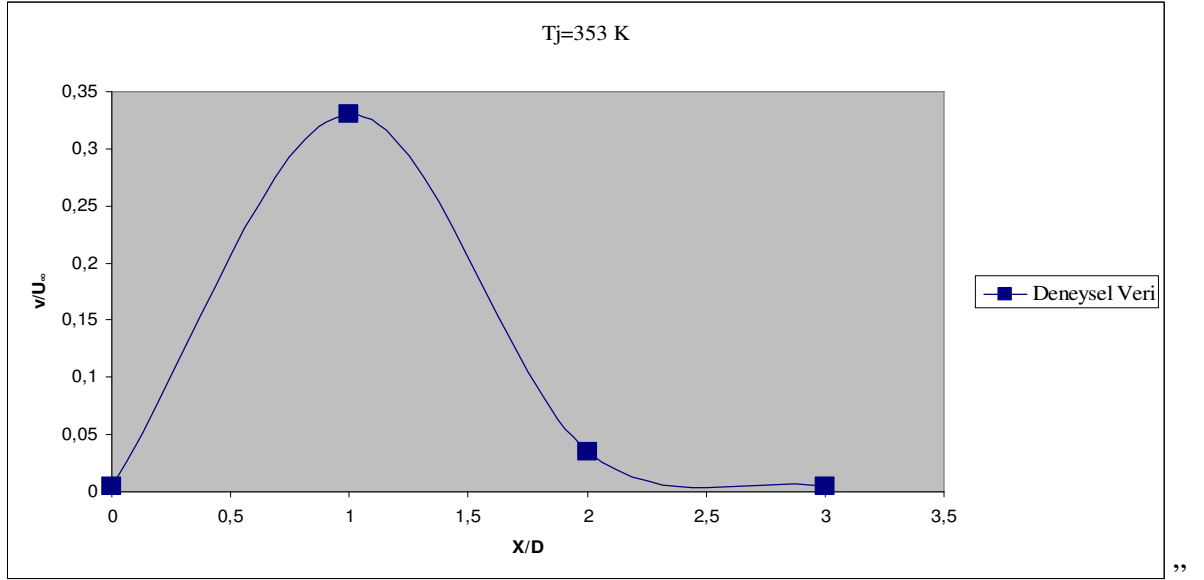
Şekil 7.2 Z/D=1 düzleminde X/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_{∞} hız oranının değişimi



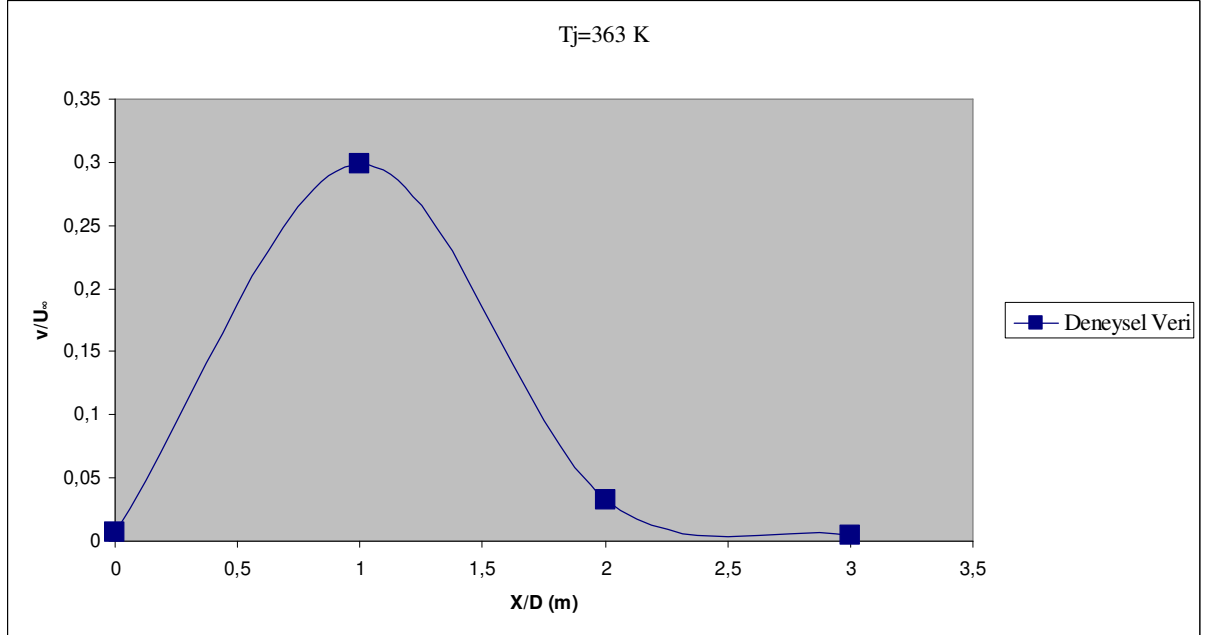
Şekil 7.3 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_{∞} hız oranının değişimi

Yapılan çalışmada sıcaklığın etkilerini görebilmek için aynı hız oranında aynı noktada üç farklı sıcaklık için hız ölçümleri yapılmıştır. Jet akım sıcaklığından v hız bileşenin etkilenmesi beklenir. Şekil 7.4, 7.5 ve 7.6'da Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_{∞} hız oranının değişimi üç farklı sıcaklık için gösterilmiş ve bu şekillerden sıcaklığın etkisinin çok az olduğu gözlenmiştir.

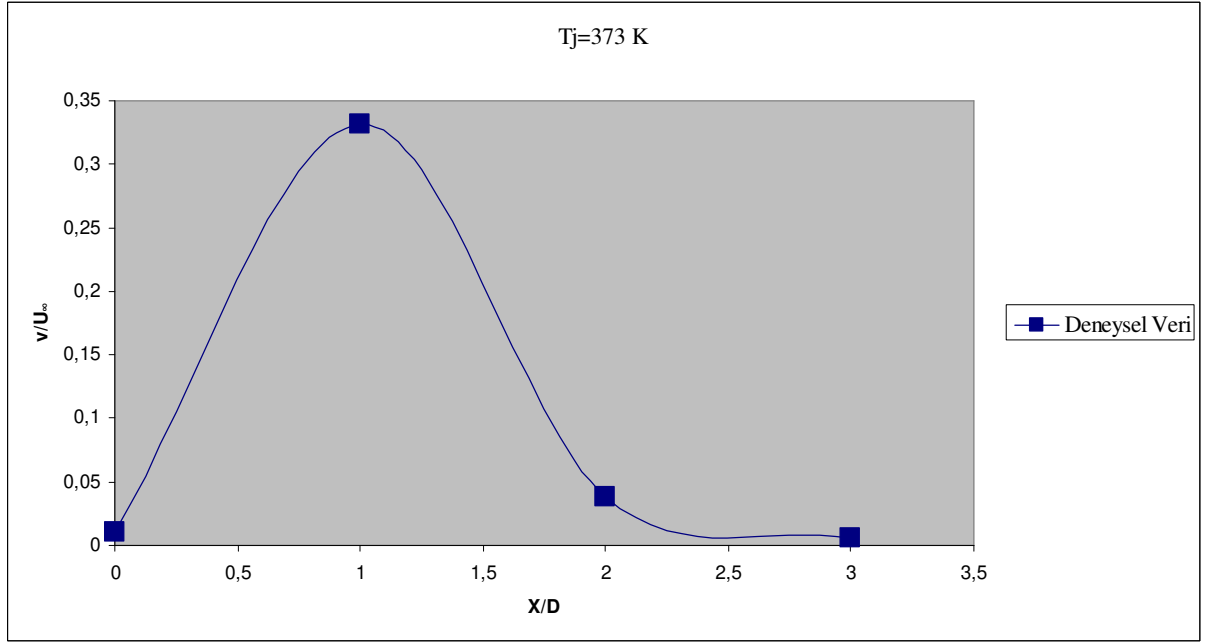
Sıcaklığın etkisini görebilmek için aynı hız oranında daha yüksek sıcaklık aralıklarının kullanılması önerilir.



Şekil 7.4 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



Şekil 7.5 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



Şekil 7.6 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_{∞} hız oranının değişimi

Bu çalışmanın sonucunda elde edilen bilgiler ışığında; yine çalışma ile elde edilen bilgilere ek olarak jet akımı ile ana akım arasındaki farklı sıcaklık ve hızlar için teorik ve deneysel uygulamalar yapılması ihtiyacı olduğu düşünülmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] Margason, Richard J., "Fifty Years of Jet in Cross Flow Research" AGARD-CP-534, April 1993.
- [2] Smy, J.R. and Ransom, E.C.P., "The Structure of Single Jets at Large Angles to a Cross-Flow," Hawker-Siddeley Aviation LTD, HAS-KAD-R-GEN-2288, June 1976.
- [3] Ivanov, Yuri V., "Effective Combustion of Overfire Fuel Gases in Furnaces," The Estonian State Publishing House, Tallin, Estonia, July 1959 (available in English as NASA CN-127612, 1971).
- [4] Kuchemann, D. and Weber, J., "Aerodynamics of Propulsion," chap. 10, pg. 239, McGraw-Hill, 1953.
- [5] Callaghan, E. E. and Ruggeri, R. S., "Investigation of the Penetration of an Air Jet Directed Perpendicularly to an Air Stream," NACA TN 1615, June 1948.
- [6] Wooler, P. T., "Flow of a Circular Jet into a Cross Flow," J. Aircraft, May-June 1969.
- [7] Rosenhead, L., "The Formation of Vortices from a Surface of Discontinuity," in Proceedings of Royal Society of London, Series A, Vol 134, 1932.
- [8] Westwater, F. L., "Rolling Up of the Surface of Discontinuity Behind an Aerofoil of Finite Span," British ARC R and M No. 1692, August 1935.
- [9] Chang, H.-C., "The Roll-up of a Cylindrical Jet in a Cross Flow," translated and edited by Nagaraja, K.S. and Schrade, Herbert O., USAF-ARL 73-0131, Sept. 1973.
- [10] Margason, R. J., "Analysis of the Flow Field of a Jet in a Subsonic Crosswind," in Analytic Methods in Aircraft Aerodynamics, NASA SP-228, 1969, pp. 683-702.
- [11] Jordinson, R., "Flow in a Jet Directed Normal to the Wind," R.& M. No. 3074, British A.R.C., Oct. 1956.
- [12] Callaghan, E. E. and Ruggeri, R. S., "A General Correlation of Temperature Profiles of a Heated Air Jet Directed Perpendicularly to an Air Stream," NACA TN 2466, Sept. 1951.
- [13] Soullier, A., "Testing at S1.MA for Basic Investigations on Jet Interactions; Distributions of Pressures and Velocities in the Jet Using the Ideal Standard Nozzle (in Unheated State)," ONERA Document No. 1/253 GY – Part 2/5, May 1968.
- [14] Williams, J. and Wood, M. N., "Aerodynamic Interference Effects with Jet Lift Schemes on VSTOL Aircraft at Forward Speeds," AGARDograph 103, Aerodynamics of Power Plant Installation, part 2, Oct. 1965.
- [15] Harms, L., "Experimental Investigation of the Flow Field of a Hot Turbulent Jet with Lateral Flow," DFVLR Report 1-B 157-73 A 18 (part I) and A 21 (part II), Sept. 1973.
- [16] Kamotani, Y. and Greber, I., "Experiments on a Turbulent Jet in a Cross Flow," AIAA J., vol. 10, no. 11, Nov. 1972, pp. 1425-1429.
- [17] Fearn, R. L. and Weston, R. P., "Induced Velocity Field of a Jet in a Crossflow," NASA TP-1087, May 1978.
- [18] Margason, Ri. J., "The Path of a Jet Directed at Large Angles to a Subsonic Free Stream," NASA TN D-4919, 1968.

- [19] Wooler, P. T., "On the Flow Past a Circular Jet Exhausting at Right Angles from a Flat Plate or Wing," J. R. Ae. S. Vol. 71, no. 3, Mar. 1967.
- [20] Fearn, R. L. and Weston, R. P., "Velocity Field of a Round Jet in a Crossflow for Various Jet Injection Angles and Velocity Ratios," NASA TP-1506, 1979.
- [21] Ruggeri, R. S., Callaghan, E.E., and Bowden, D.T., "Penetration of Air Jets Issuing from Circular, Square and Elliptical Orifices Directly Perpendicularly to an Air Stream," NACA TN 2019, Feb. 1950.
- [22] Chassaing, P., George, J., Claria, A. and Sananes, F., "Physical Characteristics of Subsonic Jets in a Cross-Stream," J. Fluid Mech., vol. 62, part1, 1974.
- [23] Storms, K.R., "Low-Speed Wind Tunnel Investigation of a Jet Directed Normal to the Wind," Rep. 885, Aeronaut. Lab., Univ. of Washington, Nov. 1965.
- [24] Patrick, M.A., "Experimental Investigations of the Mixing and Penetration of a Round Turbulent Jet Injected Perpendicularly into a Transverse Stream," Trans. Institute of Chemical Engineers, vol. 45, 1967.
- [25] Schetz, J. A. and Billig, F. S., "Penetration of Gaseous Jets Injected into a Supersonic Stream," J. of Spacecraft and Rockets, vol. 11, 1961.
- [26] Snel, H., "A Model for the Calculation of the Properties of a Jet in a Cross Flow," NLR TR 74080 U, June 1974
- [27] Ivanov, Y. V., "Shape of the Centerline of an Axisymmetric Fan Type Jet in a Cross Flow," Izv. VUZ. Aviatsionnaya Tekhnika, no. 4, Apr. 1963.
- [28] Shandorov, G. S., "Calculation of a Jet Axis in a Drifting Flow," Soviet Aeronautics, vol. 9, no. 2, 1959.
- [29] Vakhlamov, S.V., "Computation of the Trajectory of a Jet in a Drifting Flow," Inzhenerno-Fizicheskiy Zhurnal, vol. 7, no.10, 1964.
- [30] Vizel, Y.M. and Mostinskii, I. L., "Deflection of a Jet Injected into a Stream," Inzhenerno-Fizicheskiy Zhurnal, vol. 8, no.2, 1965.
- [31] Fearn, R. L. and Weston, R. P., "Vorticity Associated with a Jet in a Cross Flow," AIAA J., vol. 12, no. 12, Dec. 1974.
- [32] Krausche, D., Fearn, R. L., and Weston, R. P., "Round Jet in a Crossflow: Influence of Jet Injection Angle on Vortex Properties," AIAA J., vol. 16, no. 6, June 1978.
- [33] Fearn, R. L., Kalota, C., and Dietz, W. E., "A Jet/Aerodynamic-Surface Interference Model," Proceedings of NADC Workshop on V/STOL Aircraft Aerodynamics, vol. 1, 1979.
- [34] Fearn, R. L. and Benson, J. P., "Velocity Field near the Jet Orifice of a Round Jet in a Crossflow," NASA CR-152, 293, Dec. 1979.
- [35] Fearn, R. L. and Weston, R. P., "Induced Pressure Distribution of a Jet in a Crossflow," NASA TN D-7916, July 1975.
- [36] Bradbury, L.J.S. and Wood, M.N., "The Static Pressure Distribution Around a Circular Jet Exhausting Normally From a Plane Wall into an Airstream," C.P. No. 882, British A.R.C., 1965.

- [37] Thompson, A. M., "The Flow Induced by Jets Exhausting Normally From a Plane Wall into an Airstream," Ph. D. Thesis, Univ. of London, 1971.
- [38] Soullier, A., "Testing at S1.MA for Basic Investigations on Jet Interactions; Distributions of Pressures Around the Jet Orifice," ONERA Document No. 1/253 GY – Part 1/5, April 1968.
- [39] McMahon, H. M. and Mosher, D. K., "Experimental Investigation of Pressures Induced on a Flat Plate by a Jet Issuing into a Subsonic Crosswind," NASA SP-218, Sept. 1969.
- [40] Mosher, D. K., "An Experimental Investigation of a Tubulent Jet in a Cross Flow," Ph.D. Thesis, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, GITAER 70-7, Dec. 1970.
- [41] Weston, R. P. And Thames, F. C., "Properties of Aspect-Ratio-4.0 Rectangular Jets in a Subsonic Crossflow," J. Aircraft, vol. 16, no. 10, Oct. 1979.
- [42] Taylor, P., "An Investigation of a Jet Exhausting From a Plate at Incidence into a Crosswind," Vertica, vol. 1, 1977.
- [43] Taylor, P. And Watkins, D. J., "An Investigation of Inclined Jets in a Crosswind," AGARD-CP-308, Nov. 1981.
- [44] Aoyagi, K. and Snyder, P. K., "Experimental investigation of a Jet Inclined to a Subsonic Crossflow," AIAA Paper No. 81-2610, 1981.
- [45] Fricke, L.B., Wooler, P.T. and Ziegler, H., "A Wind Tunnel Investigation of Jets Exhausting into a Crossflow," USAF Tech. Rep. AFFDL-TR-70-154, vol. I-IV, Dec. 1970.
- [46] Wooler, P.T., Kao, H.C., Schwendemann, M.F., Wasson, H.R., and Ziegler, H., "V/STOL Aircraft Aerodynamic Prediction Methods Investigation," US AFFDL-TR-72-26, vol. I-IV, Jan. 1972.
- [47] Ziegler, H. and Wooler, P.T., "Multiple Jets Exhausting into a Cross Flow," J. Aircraft, vol. 8, no. 6, July 1971.
- [48] Ziegler, H. and Wooler, P.T., "Analysis of Stratified and Closely Spaced Jets Exhausting into a Crossflow," NASA CR-132297, 1973.
- [49] Schetz, J.A. and Jakubowski, A.K., "Experimental Study of Surface Pressure Induced on a Flat Plate and a Body of Revolution by Various Dual Jet Configurations," NASA CR 166422, Dec. 1982.
- [50] Schetz, J.A. and Jakubowski, A.K. and Aoyagi, K., "Surface Pressures on a Flat Plate with Dual Jet Configurations," J. Aircraft, vol. 21, no. 7, July 1984.
- [51] Moore, C.L. and Schetz, J.A., "Effects of Non-Uniform Velocity Profiles on Dual Jets in a Crossflow," AIAA Paper No. 85-1674, July 1985.
- [52] Ousterhout, D.S., "An Experimental Investigation of a Cold Jet Emitting from a Body of Revolution into a Subsonic Free Stream," NASA CR-2089, Aug. 1972.
- [53] Kuhlman, J.M., Ousterhout, D.S. and Warcup, R.W., "Experimental Investigation of Effects of Jet Decay Rate on Jet-Induced Pressures on a Flat Plate: Tabulated Data," NASA CR-158,990, Nov. 1978.
- [54] Kuhlman, J.M. and Warcup, R.W., "Experimental Investigation of Jet-Induced Loads on a Flat Plate in Hover Out-of-Ground Effect," NASA CR-159,004, Feb. 1979.

- [55] Kuhlman, J.M. and Warcup, R.W., "Jet Decay Rate Effects on Hover Jet-Induced Loads," J. Aircraft, vol. 17, no.8, Aug. 1980.
- [56] Kuhlman, J.M., Ousterhout, D.S. and Warcup, R.W., "Experimental Investigation of Effect of Jet Decay Rate on Jet-Induced Pressures on a Flat Plate," NASA CR-2979, 1978.
- [57] Perkins, S.C. and Mendenhall, M.R., "A Study of Real Jet Effects on the Surface Pressure Distribution Induced by a Jet in a Crossflow," NASA CR-166,150, Mar. 1981.
- [58] Kavsaoglu, M.S. and Schetz, J.A., "Effects of Swirl and High Turbulence on a Jet in a Crossflow," J. Aircraft, vol. 26, no. 6, June 1989.
- [59] Harms, L., "Experimental Investigation of the Flow Field of a Hot Turbulent Jet with Lateral Flow," DFVLR Report 1-B 157-73 A 18 (part I) and A 21 (part II), Sept. 1973.
- [60] Kamotani, Y. and Greber, I., "Experiments on a Turbulent Jet in a Cross Flow," NASA CR-72893, June 1971.
- [61] Ricou, F.P. and Spalding, D.B., "Measurements of Entrainment by Axisymmetrical Turbulent Jets," J. Fluid Mech., vol. II, pt. 1, Aug. 1961.
- [62] Wooler, P.T., "Development of an Analytical Model for the Flow of a Jet into a Subsonic Crosswind," NASA SP-218, Sept. 1969.
- [63] Wooler, P.T., "Propulsion-Induced Effects on a Supersonic V/STOL Fighter/Attack Aircraft," Proceedings NADC V/STOL Aircraft Aerodynamics, May 1979.
- [64] Margason, R.J. and Lamar, J.E., "Vortex-Lattice FORTRAN Program for Estimating Subsonic Aerodynamic Characteristics of Complex Plan forms," NASA TN D-6142, Feb. 1971.
- [65] Adler, D. and Baron, A., "Prediction of a Three-Dimensional Circular Turbulent Jet in Crossflow," AIAA J., vol. 17, no.2, Feb. 1979.
- [66] Perkins, S.C. and Mendenhall, M.R., "Correlation Method to Predict the Surface Pressure Distribution on an Infinite Plate or a Body of Revolution from Which a Jet is Issuing," NASA CR-152,345, May 1980.
- [67] Perkins, S.C. and Mendenhall, M.R., "Computer Programs to Predict Induced Effects of Jets Exhausting into a Crossflow," NASA CR-166,591, June 1984.
- [68] McLaughlin, D. K., "Laser Doppler Velocimeter Measurements in a Turbulent Jet Exiting into a Cross Flow," AEDC-TR-71-262, Jan. 1972.
- [69] Rudinger, G. and Moon, L. F., "Laser-Doppler Measurements in a Subsonic Jet Injected into a Subsonic Cross Flow," Trans. ASME J. Fluids Eng., vol. 43, Sept. 1976.
- [70] Fearn, R. L., Doddington, H. and Westphal, R., "LDV Studies of a Jet in a Crossflow," Report No. NADC – 80238-60, 1981.
- [71] Snyder, P. and Orloff, K.L., "Three-Dimensional Laser Doppler Anemometer Measurements of a Jet in a Crossflow," NASA TM-85997, 1984.
- [72] Snyder, P. K. and Orloff, K. L., "Three-Dimensional Laser Doppler Anemometer Measurements of a Jet in a Crossflow," NASA TM 85, 997, Sept. 1984.
- [73] Orloff, K.L. and Snyder, P.K., "Using a Three-Dimensional Laser Anemometer to

Determine Mean Streamline Patterns in a Turbulent Flow,” NASA TM 85,948, July 1984.

[74] Sislian, J.P. and Cusworth, R.A., “Laser Doppler Velocimeter Measurements of Mean Velocity and Turbulent Stress Tensor Components in a Free Isothermal Swirling Jet,” Univ. of Toronto, UTIAS Report No. 281, Mar. 1984.

[75] Maskew, B., Strash, D., Nathman, J. and Dvorak, F.A., “Investigation to Advance Prediction Techniques of the Low-Speed Aerodynamics of V/STOL Aircraft,” NASA CR-166,479, Feb. 1983.

[76] Maskew, B., “Prediction of Subsonic Aerodynamic Characteristics: A Case for Low-Order Panel Methods,” J. Aircraft, vol. 19, no. 2, Feb. 1982.

[77] Crabb, D., Durao, D. F. G., and Whitelaw, J. H., “A Round Jet Normal to a Cross-Flow,” ASME paper no. 80-WA/FE-10, July 1980.

[78] Patankar, S.V., Basu, D.K., and Alpay, S.A., “Prediction of the Three-Dimensional Velocity Field of a Deflected Turbulent Jet,” J. Fluids Eng. vol. 99, no. 4, Dec. 1977.

[79] Chien, C. J. and Schetz, J. A., “Numerical Solution of the Three-Dimensional Navier-Stokes Equations with Application to Channel Flows and a Bouyant Jet in a Cross-Flow,” Trans. ASME: J. Appl. Mech., Vol. 42, pp. 575-579, 1975.

[80] White, A.J., “The Prediction of the Flow and Heat Transfer in the Vicinity of the Jet in Cross Flow,” ASME-80-WA/HT-26, 1980.

[81] Roth, K. R., “Numerical Simulation of a Subsonic Jet in a Crossflow,” SAE Paper 872343, Dec. 1987.

[82] Roth, K. R., “Influence of the Thin-Layer Approximation on Jet in Crossflow Computations,” AIAA Paper No. 90-3056, 1990.

[83] Roth, K. R., Fearn, R. L., and Thakur, S. S., “Evaluation of a Jet in a Crossflow,” J. Aircraft, vol. 29, no. 2, Mar.-Apr. 1992.

[84] Oh, T.S. and Schetz, J.A., “Finite Element Simulation of Complex Jets in a Crossflow for V/STOL Applications,” J. Aircraft, vol. 27, no.5, May 1990.

[85] Kavsaoğlu, M.S., Akmandor, I.S., Ciray, S. and Fuji, K., “Navier-Stokes Simulation of Two and Three Dimensional Jets in Crossflow,” AIAA Paper No. 91-1743, 1991.

[86] Demuren, A.O., “Characteristics of 3D Turbulent Jets in Crossflow,” NASA TM 104337, Apr. 1991.

[87] Chiu, S. H., Roth, K. R., Margason, R. J., and Tso, J., “A Numerical Investigation on a Subsonic Jet in Crossflow,” AIAA Paper No. 93-0870, Jan. 1993.

[88] Keffer, J. F. and Baines, W.D., “The Round Turbulent Jet in a Cross Wind,” J. Fluid Mech., vol. 15, Pt. 4, 1963.

[89] Benek, J.A., Buning, P.G. and Steger, J.L., “A 3-D Chimera Grid Embedding Technique,” AIAA Paper No. 85-1523, Jan. 1985.

[90] Fric, T.F. and Roshko, A., “Structure in the Near Field of the Transverse Jet,” Proceedings of Seventh Sym. on Turbulent Shear Flows, vol.1, Aug. 1989.

[91] McMahon, H.M., Hester, D.D. and Palfery, J.G., “Vortex Shedding from a Turbulent Jet

in a Cross-Wind,” J. Fluid Mech., vol. 48, part 1, 1971.

[92] Broadwell, J.E. and Breidenthal, R.E., “Structure and Mixing of a Transverse Jet in Incompressible Flow,” J. Fluid Mech., vol. 148, 1984.

[93] Moussa, Z. M., Trischka, J.W., and Eskinazi, S., “The Near Field in the Mixing of a Round Jet With a Cross-Stream,” J. Fluid Mech., vol. 80, part 1, 1977.

[94] Trischka, J.W., “Modes of Turbulent Vortex Shedding from a Pipe-Jet in a Cross-Flow,” AIAA J., vol. 17, no. 3, Mar. 1979.

[95] Krothapalli, A., Lourenco, L. and Buchlin, J.M., “The Structure of the Separated Flow Region Upstream of a Jet in a Cross Flow,” AIAA Paper No. 89-0571, Jan. 1989.

[96] Antonia, R.A. and Mi, J., “Temperature Dissipation in a Turbulent Round Jet,” Journal of Fluid Mechanics, vol. 250, p. 531-551, 1993.

[97] Smith, S.H. and Mungal, M.G., “Mixing, Structure and Scaling of the Jet in Crossflow,” J. Fluid Mech., vol. 357, pp. 83-122, 1998.

[98] Lester, L.Y., Robert L.S. and Joel H. F., “Large-Eddy Simulations of a Round Jet in Crossflow,” J. Fluid Mech., vol. 379, pp. 71-104, 1999.

[99] Camussi, R., Guj, G., and Stella A., “Experimental Study of a Jet in a Crossflow at very Low Reynolds Number,” J. Fluid Mech., vol. 454, pp. 113-144, 2002.

[100] New, T.H., Lim, T.T. and Luo, S.C., “Elliptic Jets in Cross-Flow,” J. Fluid Mech., vol. 494, pp. 119–140, 2003.

[101] New, T.H., Lim, T.T. and Luo, S.C., “Effects of Jet Velocity Profiles on a Round Jet in Cross-Flow,” Experiments in Fluids 40: 859–875, 2006.

ÖZGEÇMİŞ

Doğum tarihi 06.08.1973

Doğum yeri Eskişehir

Lise 1984–1991 Eskişehir Anadolu Lisesi

Lisans 1992–1996 Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Fakültesi
Makine Mühendisliği BölümüYüksek Lisans 1996–1999 Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Müh. Anabilim Dalı, Isı Proses ProgramıDoktora 1999–2005 Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Müh. Anabilim Dalı, Isı Proses Programı**Çalıştığı kurum(lar)**

1996–1997 WILO A.Ş. Satış Mühendisi

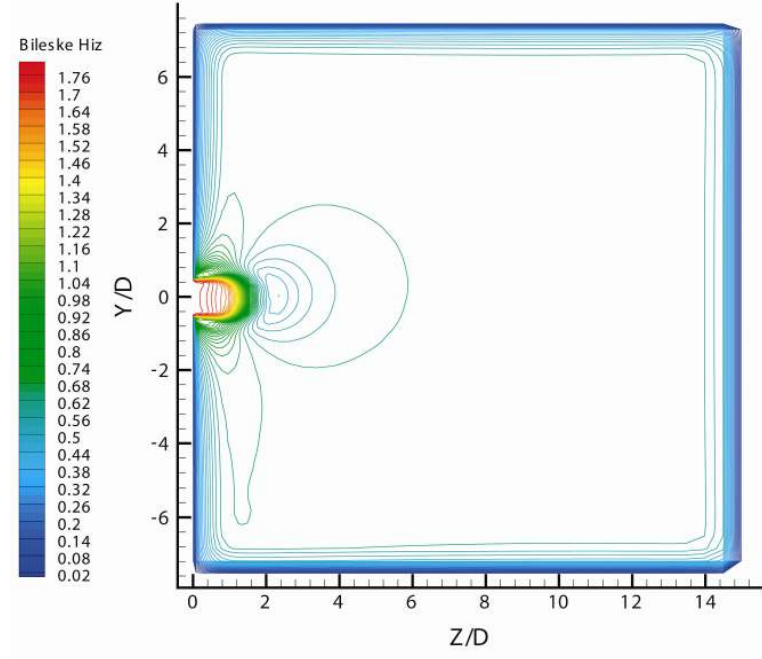
1997-Devam ediyor YTÜ Makine Fakültesi Makine Mühendisliği
Bölümü Termodinamik ve Isı Tekniği ABD
Araştırma Görevlisi

EKLER

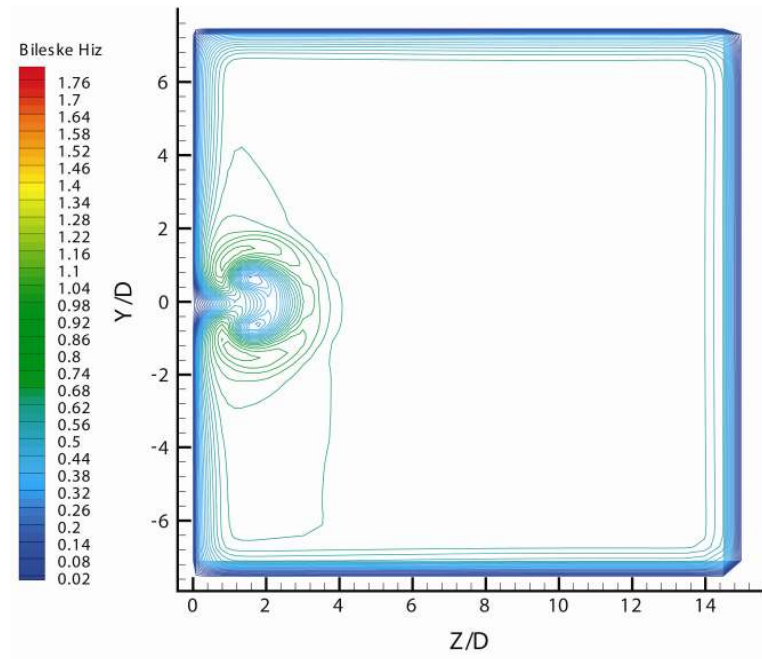
- Ek 1 Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için bileşke hız konturları
- Ek 2 Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için düzlemler üzerindeki noktalardan geçen doğrular üzerindeki hız oranları
- Ek 3 Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için yukarıda açıklanan düzlemler üzerindeki noktalardan geçen doğrular üzerindeki hız oranlarının karşılaştırılması

Ek 1 Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için bileşke hız konturları

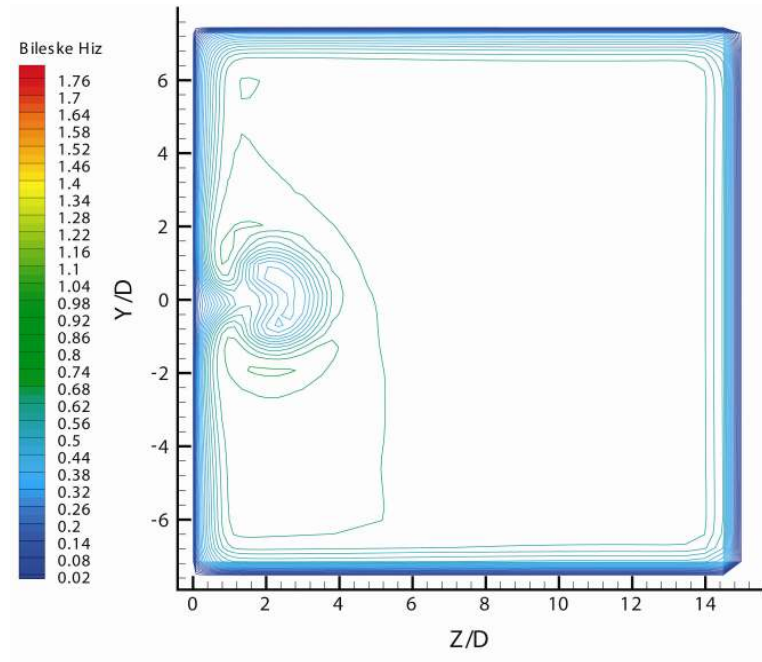
Jet akım sıcaklığının 90°C olduğu durum için Şekil E1.1'de $X/D=0$, Şekil E1.2'de $X/D=2$, Şekil E1.3'de $X/D=4$ ve Şekil E1.4'de $X/D=10$ düzlemlerindeki bileşke hız konturları görülmektedir.



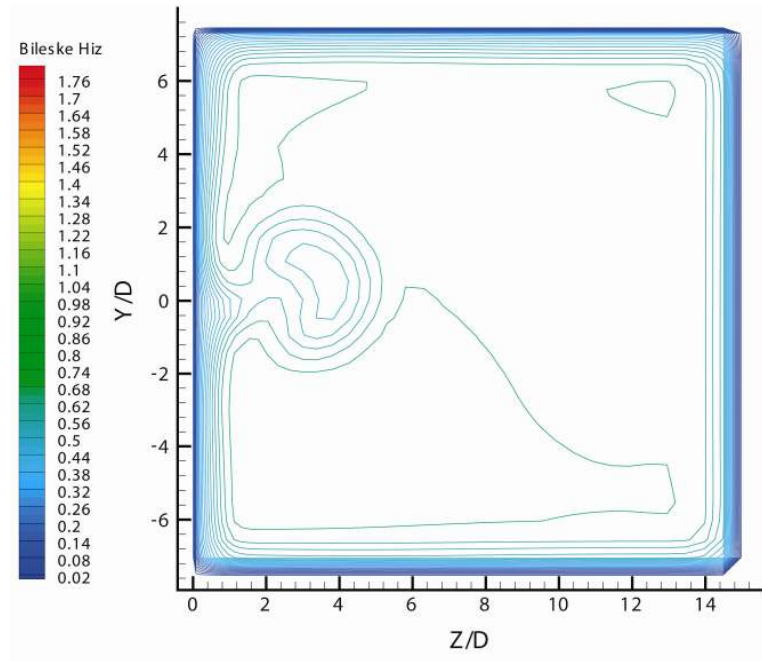
Şekil E1.1 $X/D=0$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil E1.2 $X/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu

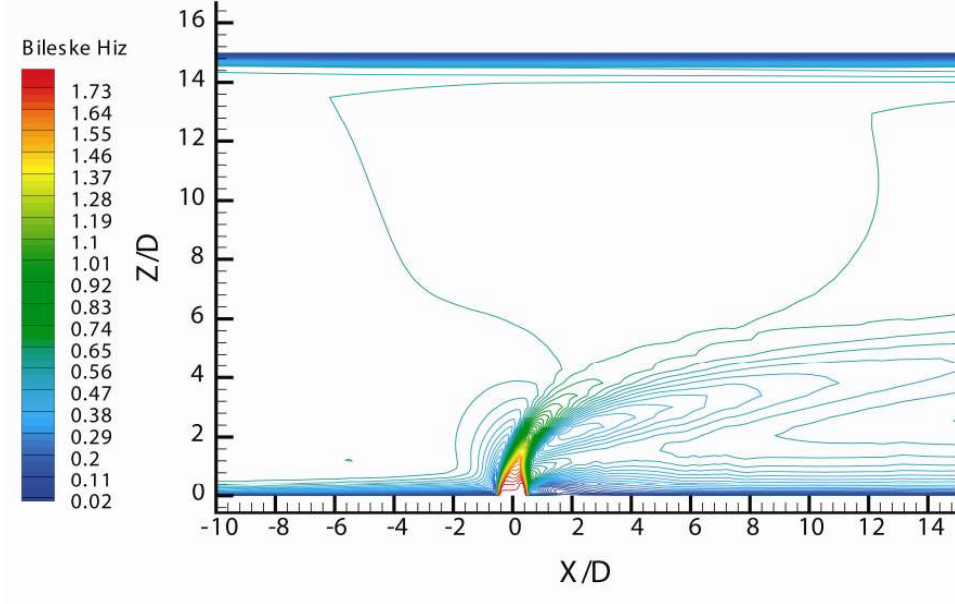


Şekil E1.3 $X/D=4$ düzlemindeki bileşke hız konturu

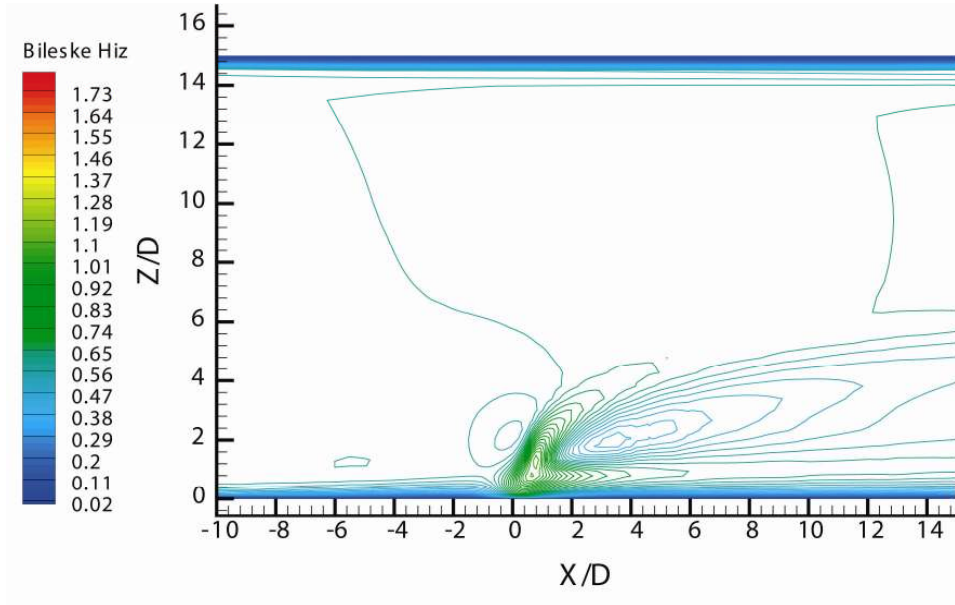


Şekil E1.4 $X/D=10$ düzlemindeki bileşke hız konturu

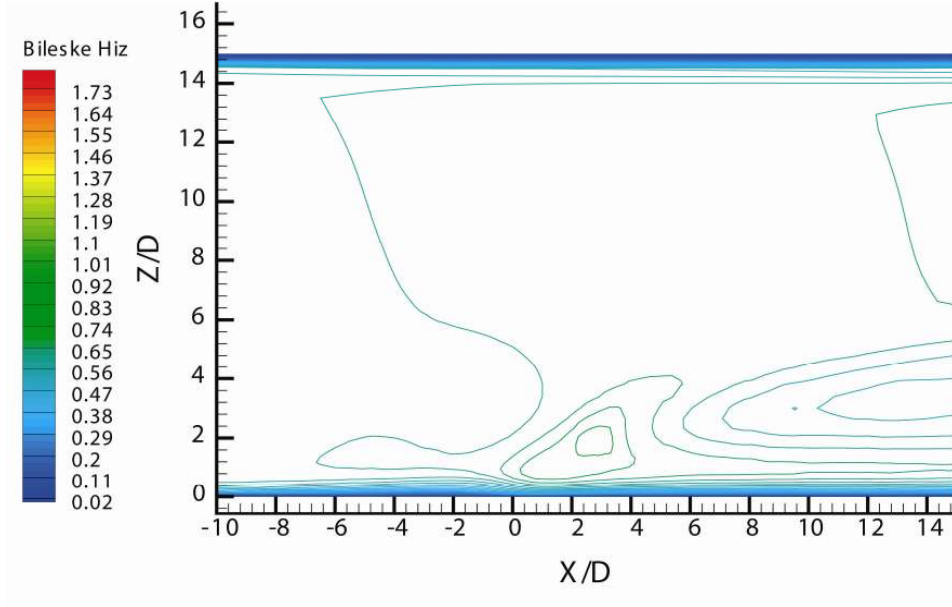
Jet akım sıcaklığının 90°C olduğu durum için Şekil E1.5’de $Y/D=0$, Şekil E1.6’da $Y/D=1$, Şekil E1.7’de $Y/D=2$ ve Şekil E1.8’de $Y/D=3$ düzlemlerindeki bileşke hız konturları görülmektedir.



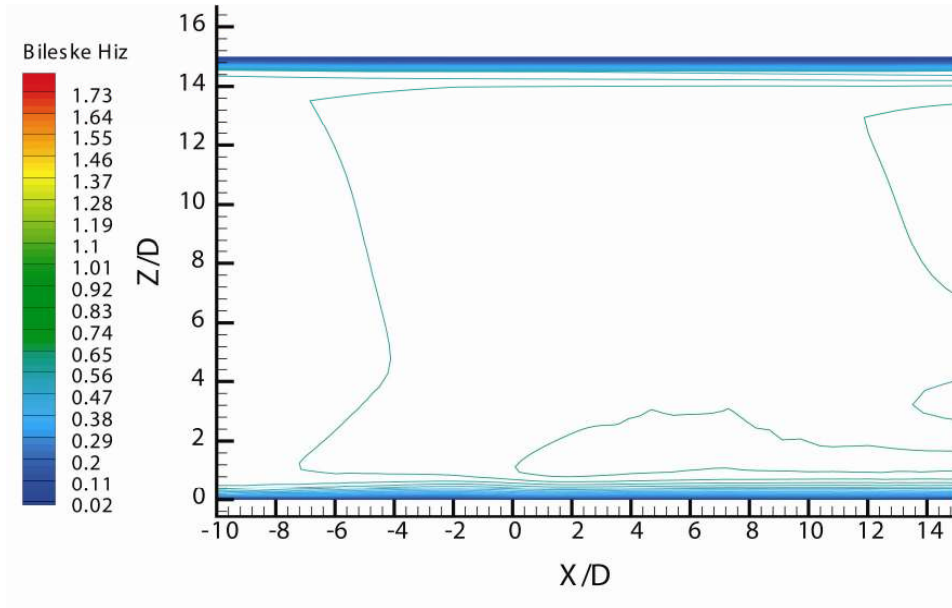
Şekil E1.5 $Y/D=0$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil E1.6 $Y/D=1$ düzlemindeki bileşke hız konturu

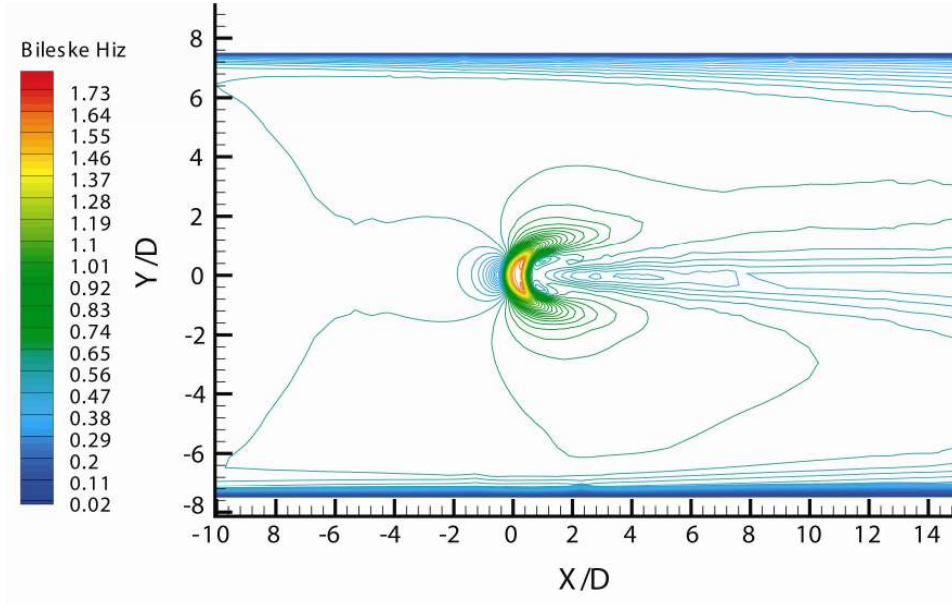


Şekil E1.7 $Y/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu

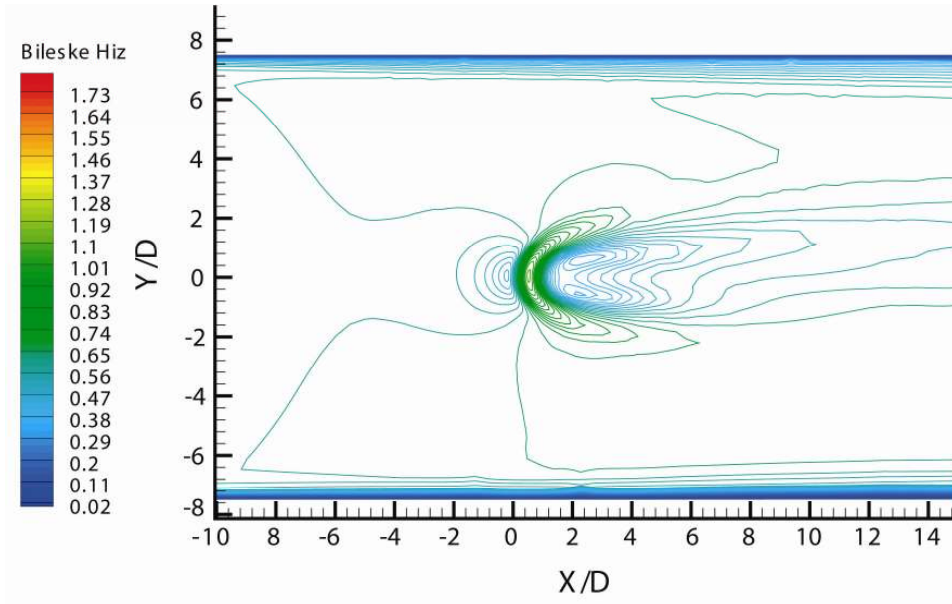


Şekil E1.8 $Y/D=3$ düzlemindeki bileşke hız konturu

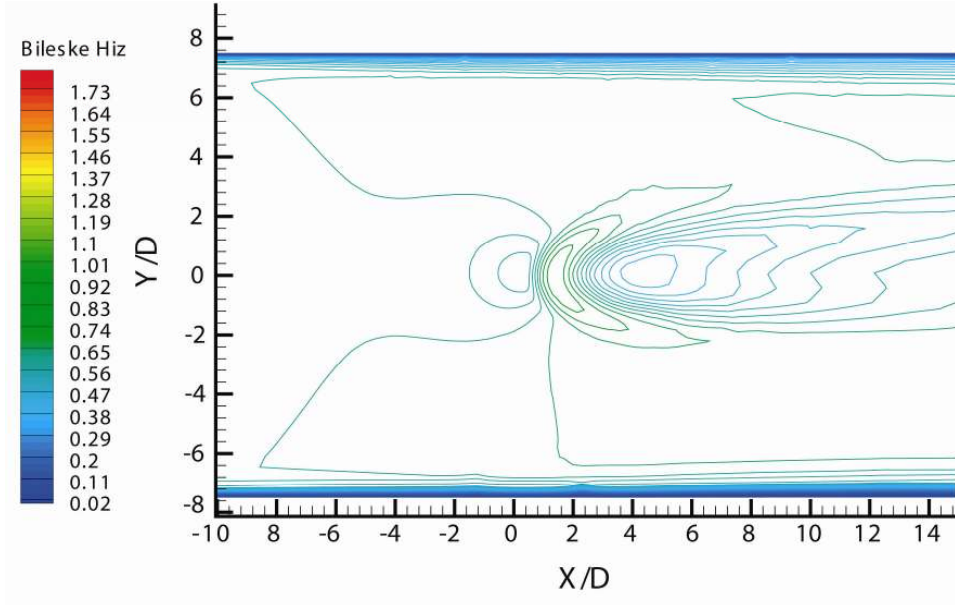
Jet akım sıcaklığının 90°C olduğu durum için Şekil E1.9'da $Z/D=1$, Şekil E1.10'da $Z/D=2$, Şekil E1.11'de $Z/D=3$ ve Şekil E1.12'de $Z/D=5$ düzlemlerindeki bileşke hız konturları görülmektedir.



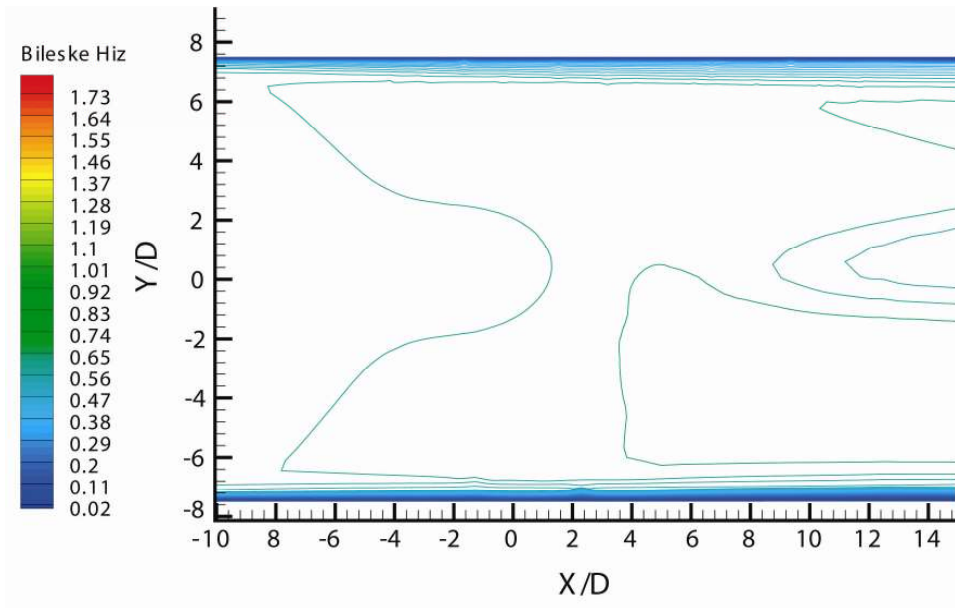
Şekil E1.9 $Z/D=1$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil E1.10 $Z/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu

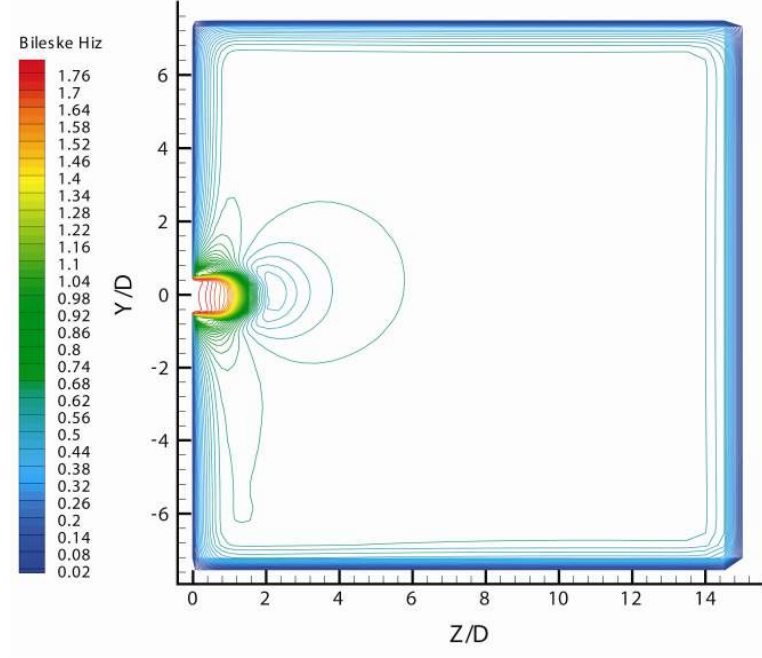


Şekil E1.11 $Z/D=3$ düzlemindeki bileşke hız konturu

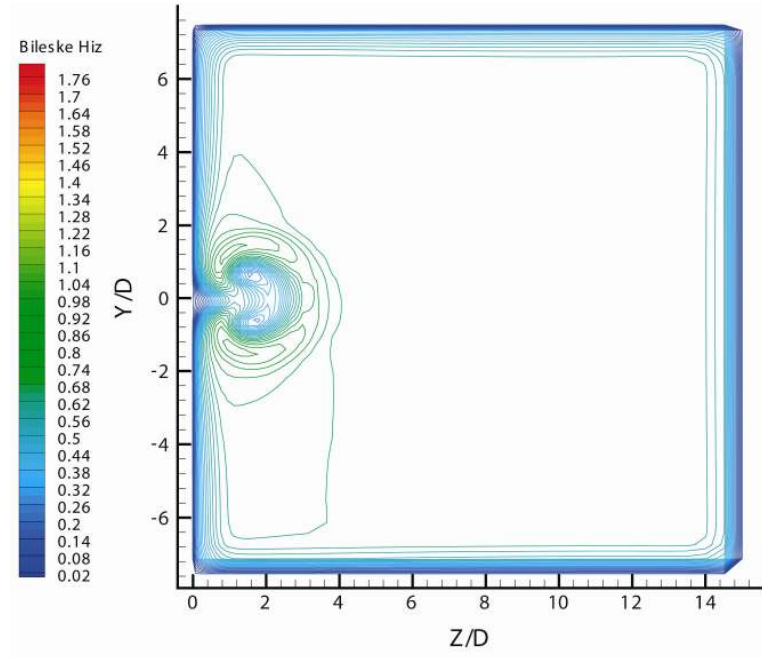


Şekil E1.12 $Z/D=5$ düzlemindeki bileşke hız konturu

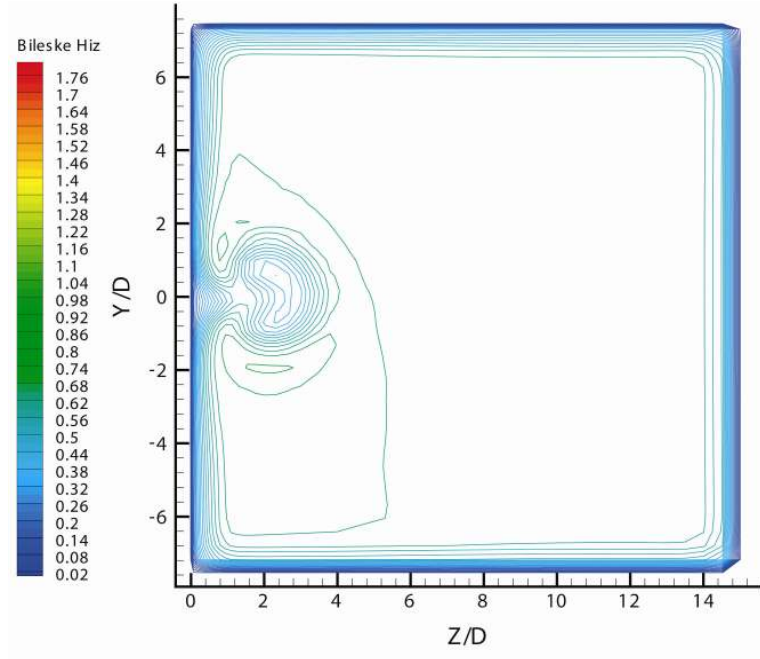
Jet akım sıcaklığının 100°C olduğu durum için Şekil E1.13’de $X/D=0$, Şekil E1.14’de $X/D=2$, Şekil E1.15’de $X/D=4$ ve Şekil E1.16’da $X/D=10$ düzlemlerindeki bileşke hız konturları görülmektedir.



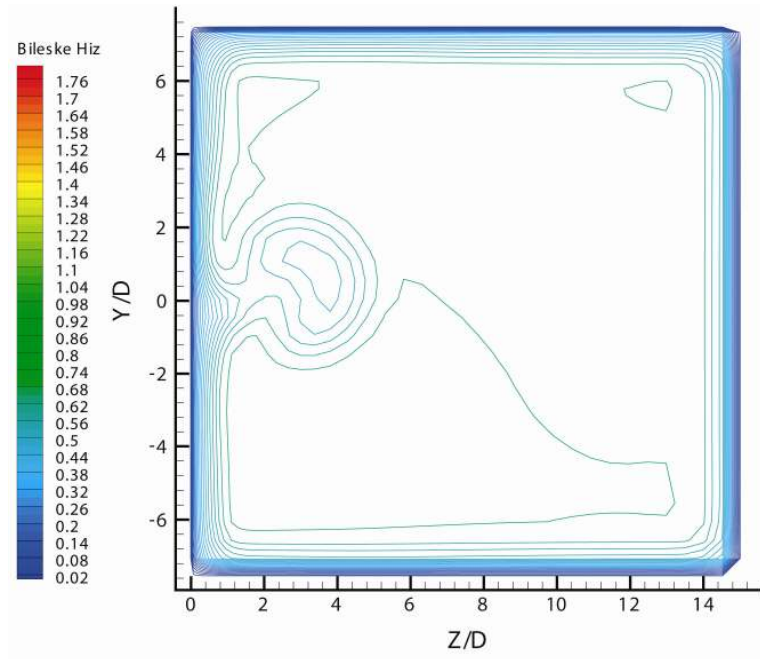
Şekil E1.13 $X/D=0$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil E1.14 $X/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu

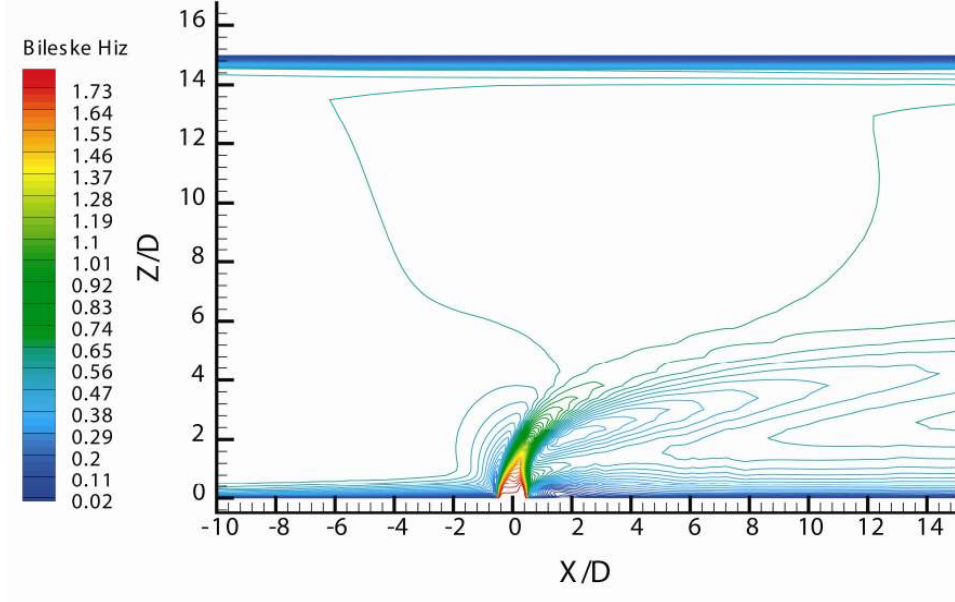


Şekil E1.15 $X/D=4$ düzlemindeki bileşke hız konturu

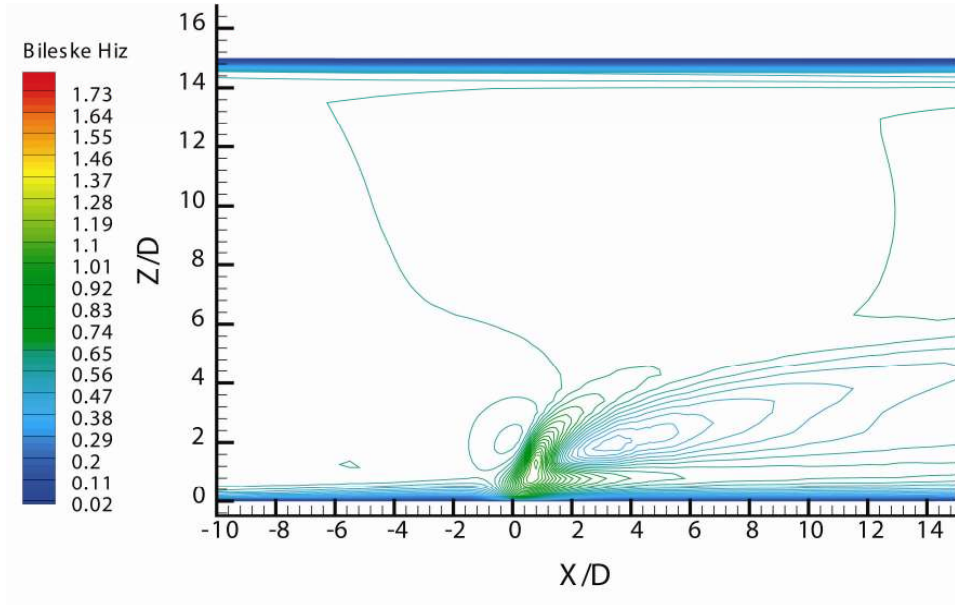


Şekil E1.16 $X/D=10$ düzlemindeki bileşke hız konturu

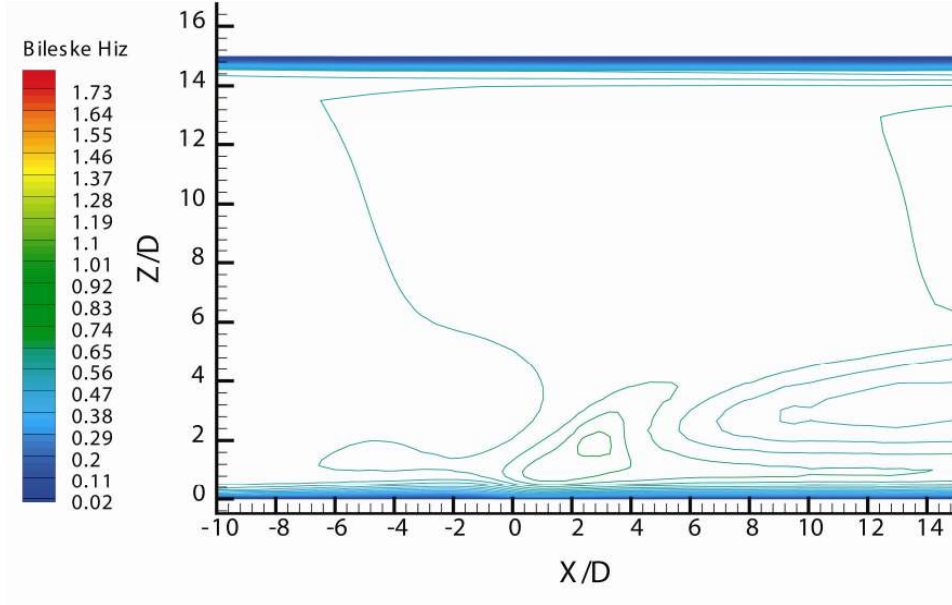
Jet akım sıcaklığının 100°C olduğu durum için Şekil E1.17’de $Y/D=0$, Şekil E1.18’de $Y/D=1$, Şekil E1.19’da $Y/D=2$ ve Şekil E1.20’de $Y/D=3$ düzlemlerindeki bileşke hız konturları görülmektedir.



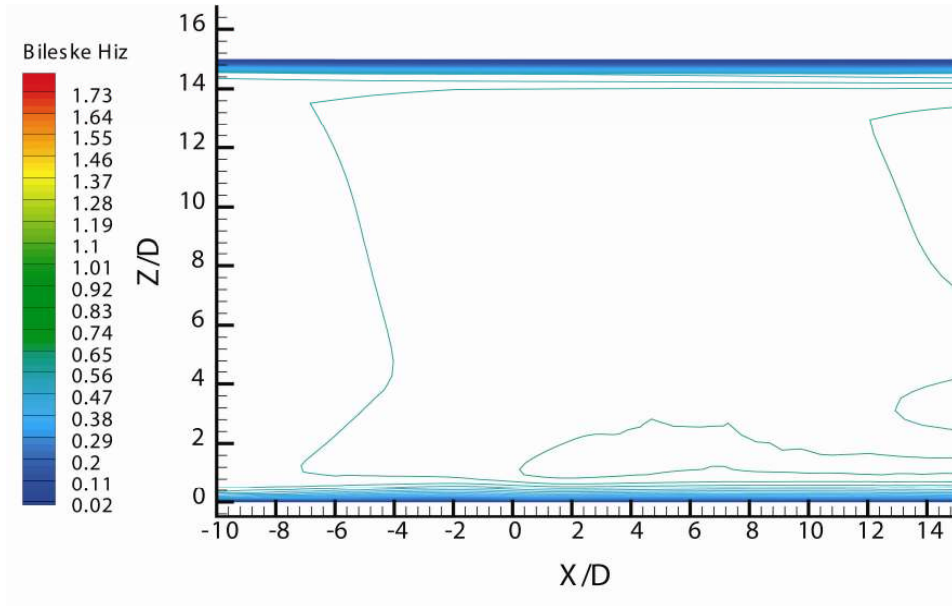
Şekil E1.17 $Y/D=0$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil E1.18 $Y/D=1$ düzlemindeki bileşke hız konturu

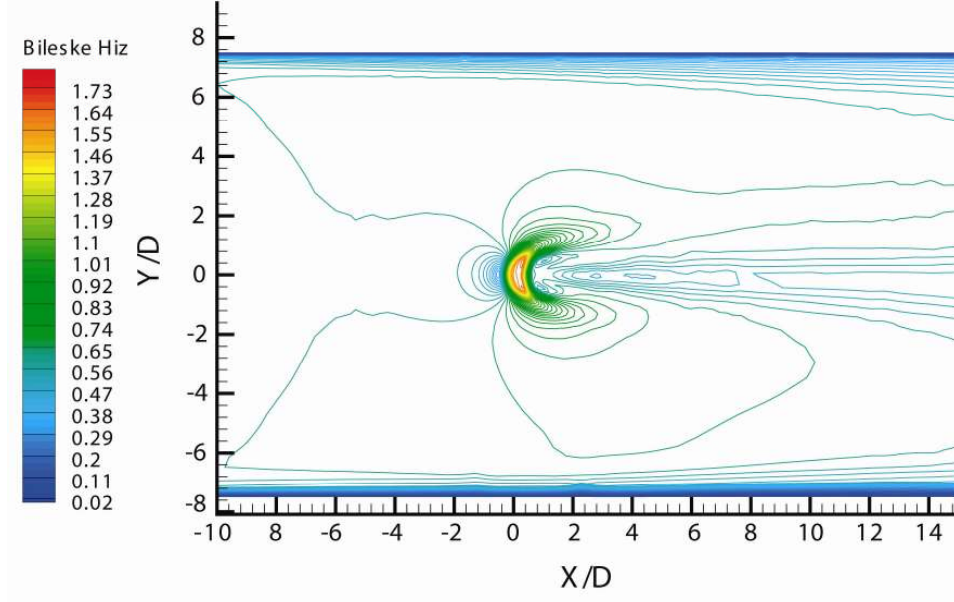


Şekil E1.19 $Y/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu

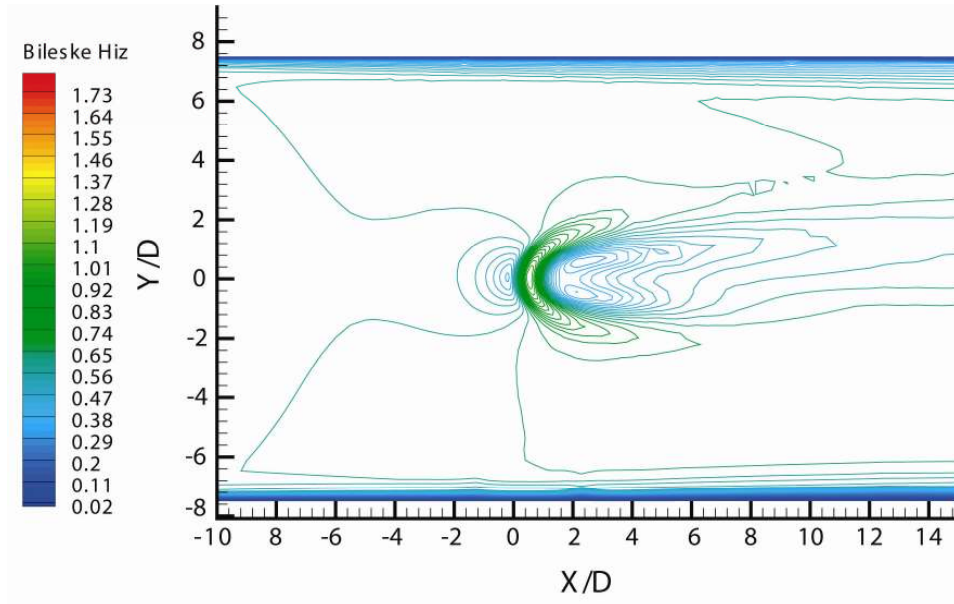


Şekil E1.20 $Y/D=3$ düzlemindeki bileşke hız konturu

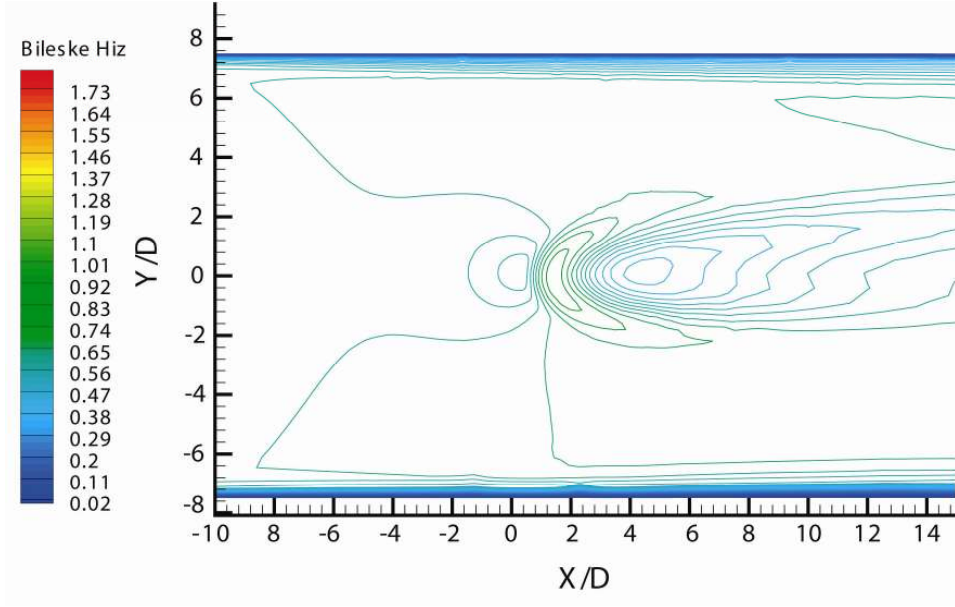
Jet akım sıcaklığının 100°C olduğu durum için Şekil E1.21’de $Z/D=1$, Şekil E1.22’de $Z/D=2$, Şekil E1.23’de $Z/D=3$ ve Şekil E1.24’de $Z/D=5$ düzlemlerindeki bileşke hız konturları görülmektedir.



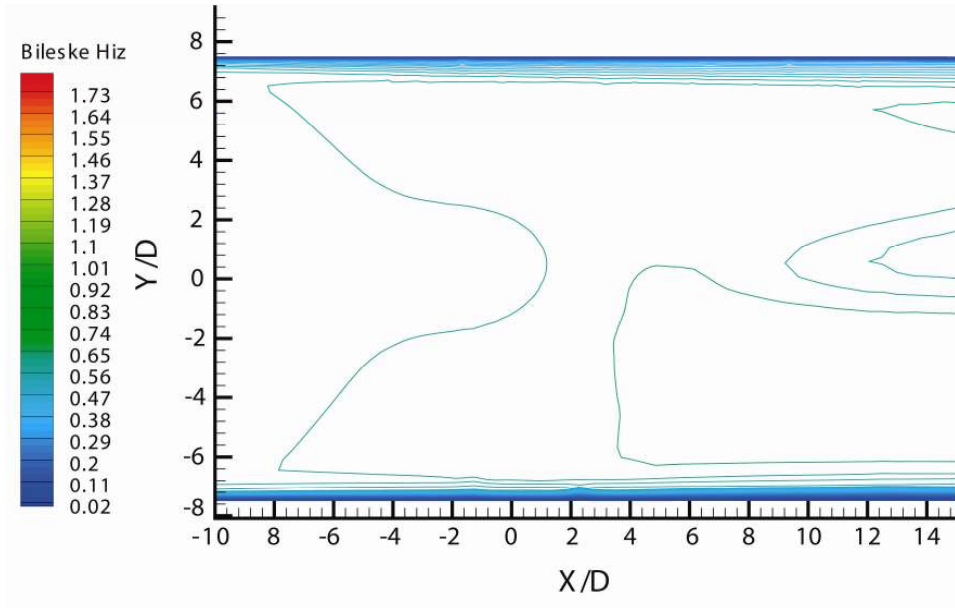
Şekil E1.21 $Z/D=1$ düzlemindeki bileşke hız konturu



Şekil E1.22 $Z/D=2$ düzlemindeki bileşke hız konturu

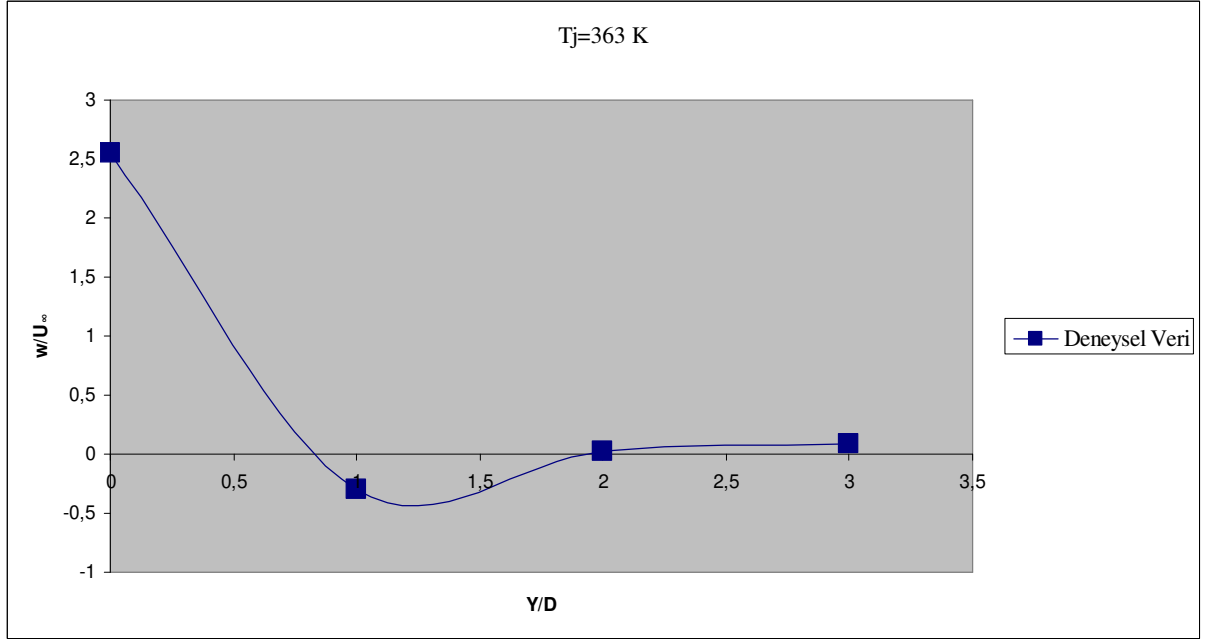


Şekil E1.23 $Z/D=3$ düzlemindeki bileşke hız konturu

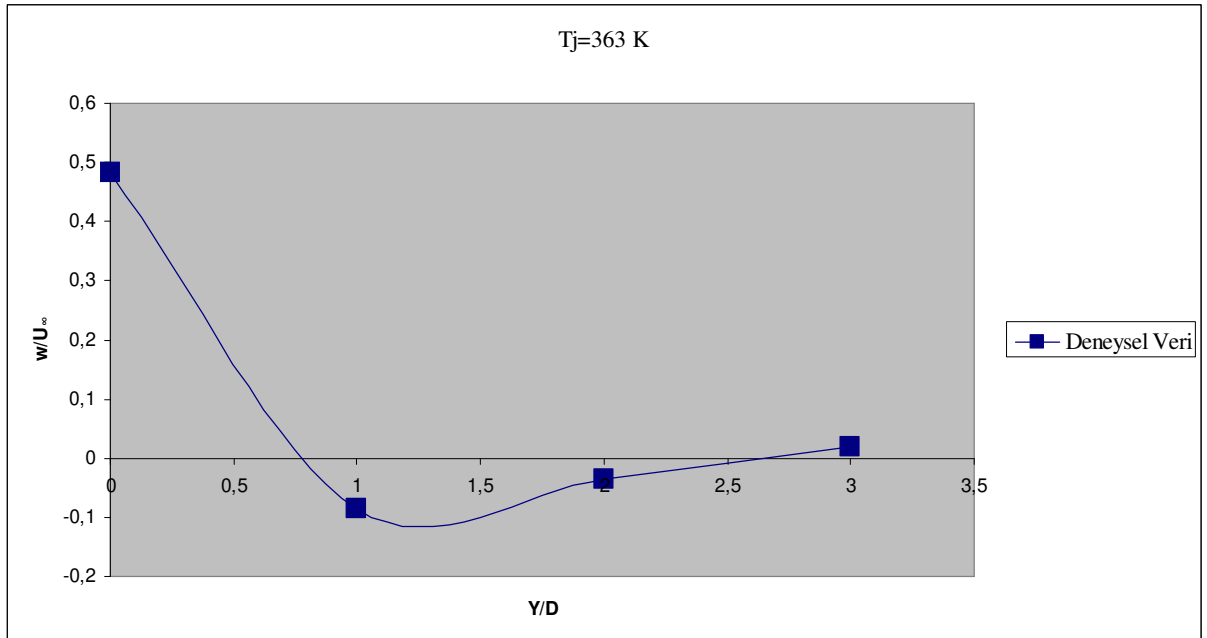


Şekil E1.24 $Z/D=5$ düzlemindeki bileşke hız konturu

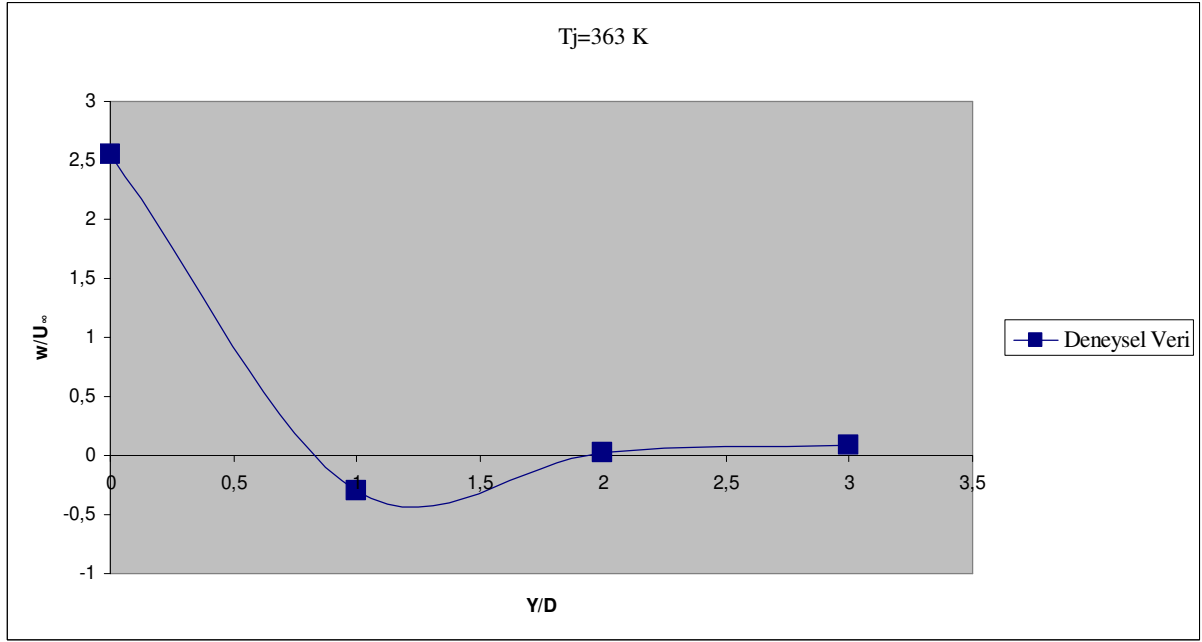
Ek 2 Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için düzlemler üzerindeki noktalardan geçen doğrular üzerindeki hız oranları



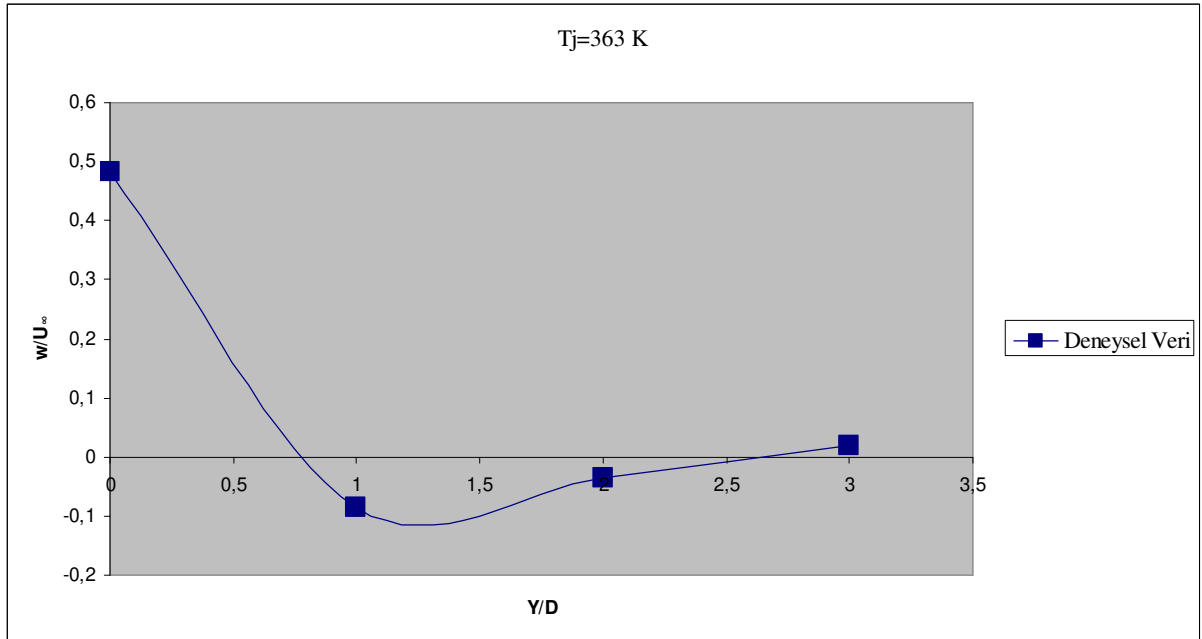
Şekil E2.1 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_{∞} hız oranının değişimi



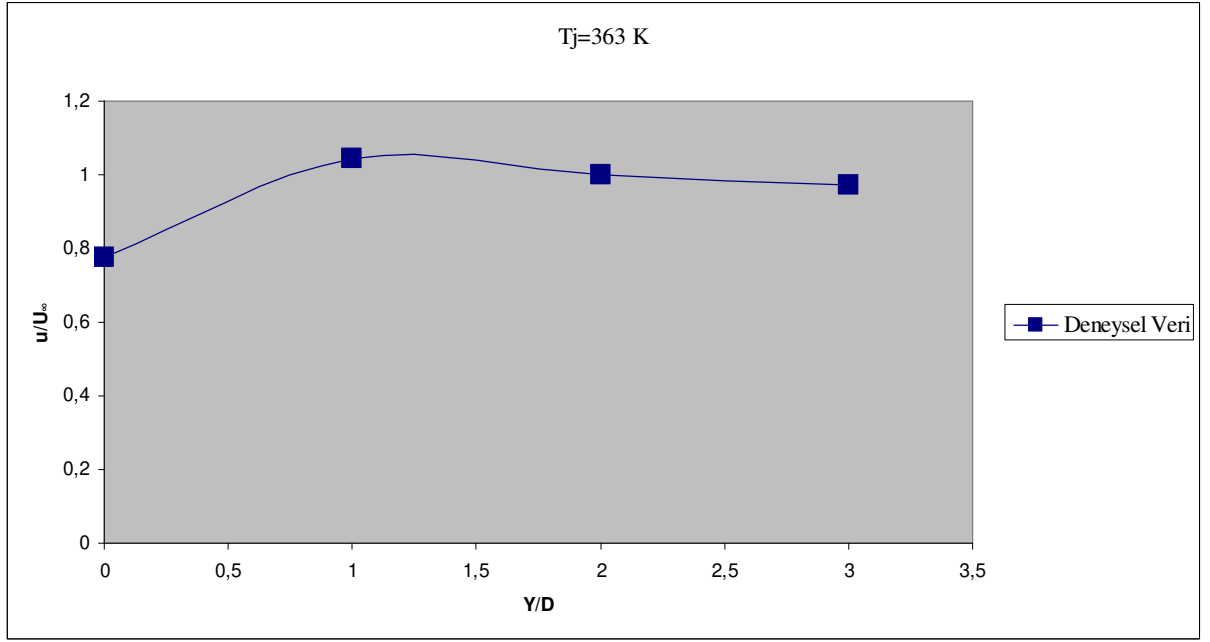
Şekil E2.2 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_{∞} hız oranının değişimi



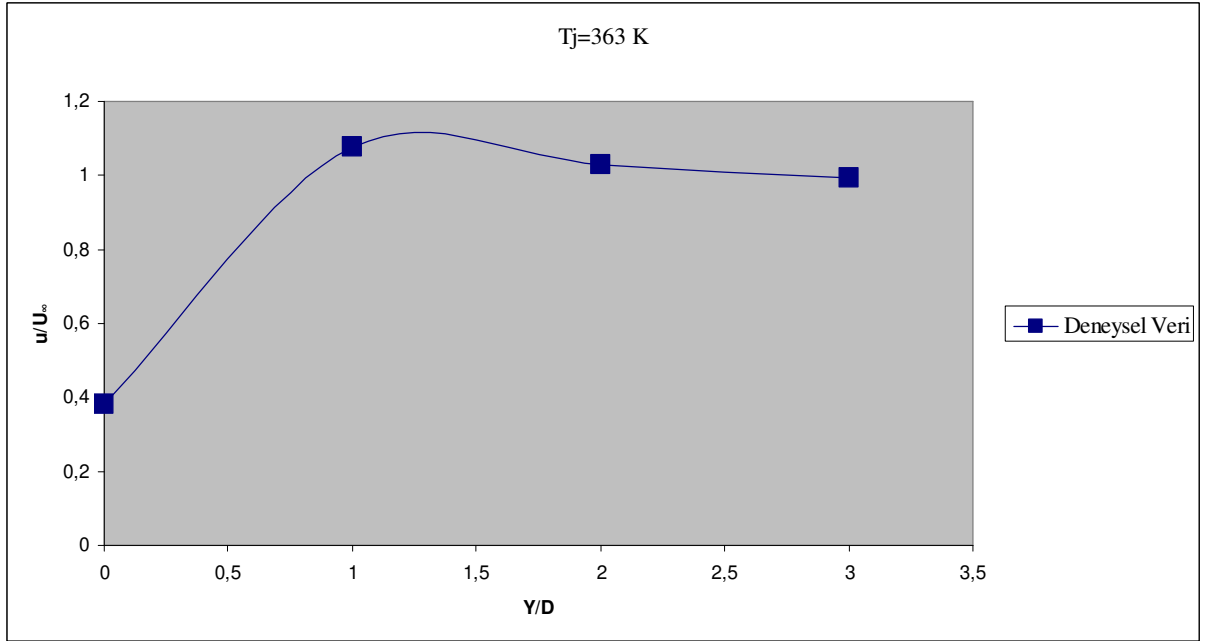
Şekil E2.3 X/D=3 düzleminde Z/D=1 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



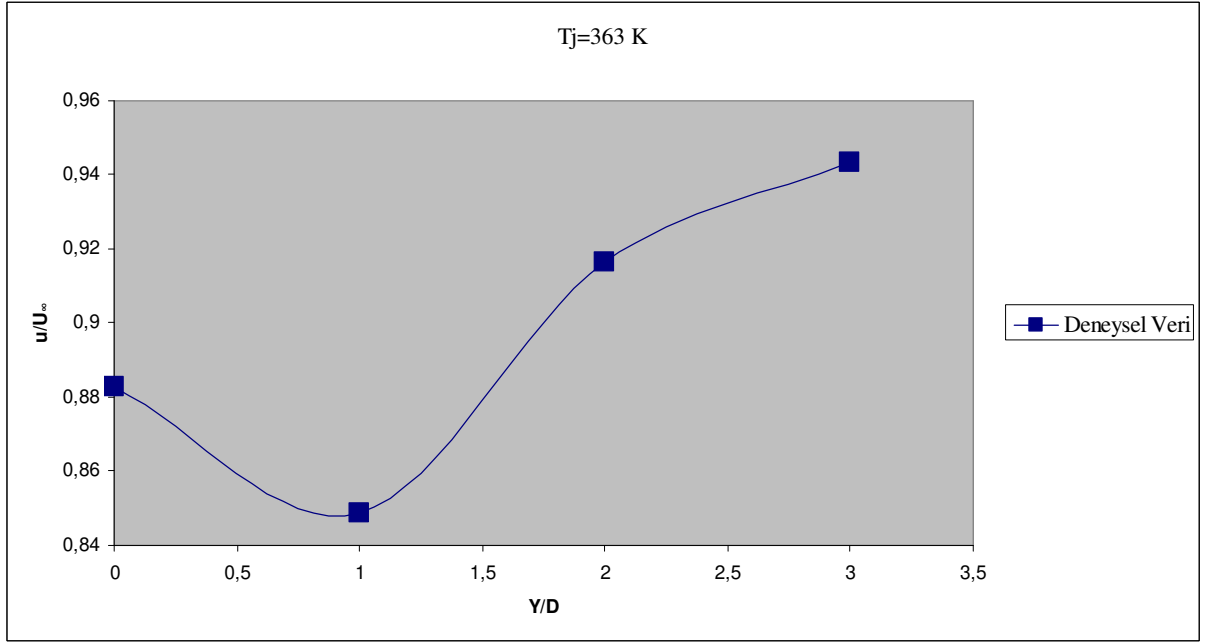
Şekil E2.4 X/D=3 düzleminde Z/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



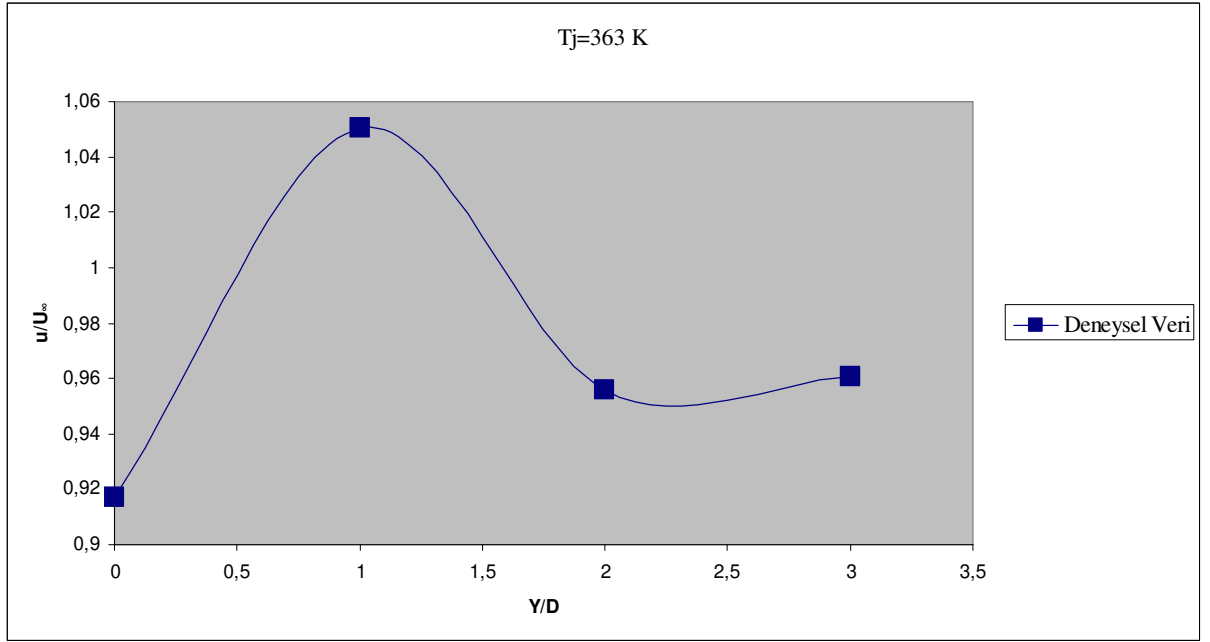
Şekil E2.5 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



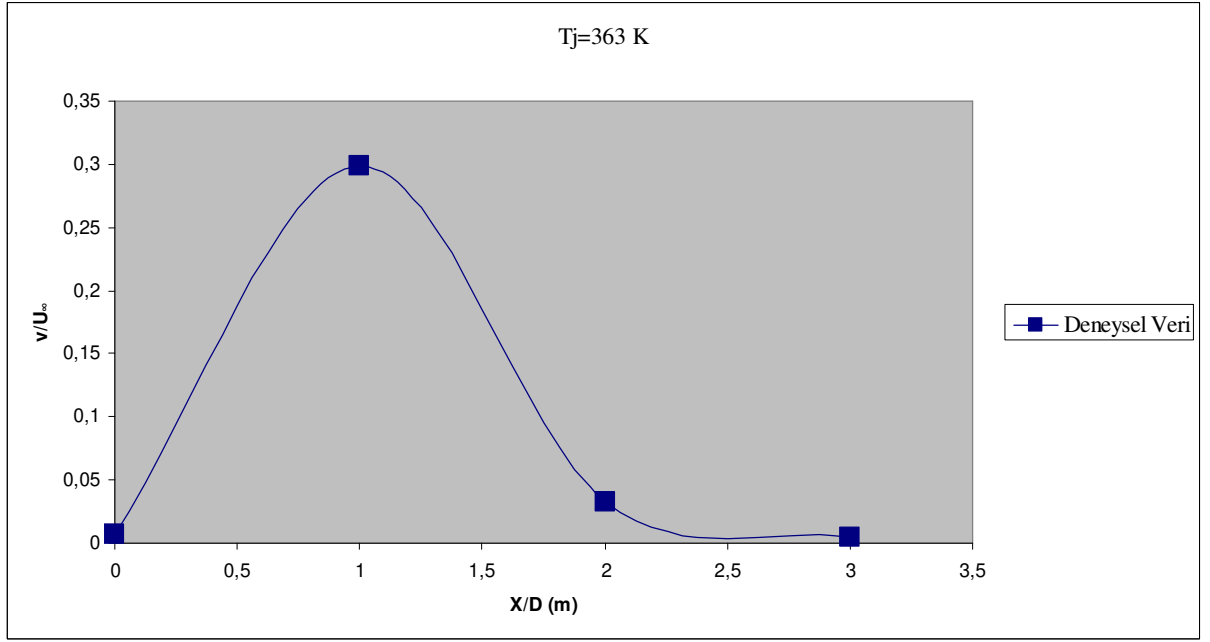
Şekil E2.6 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



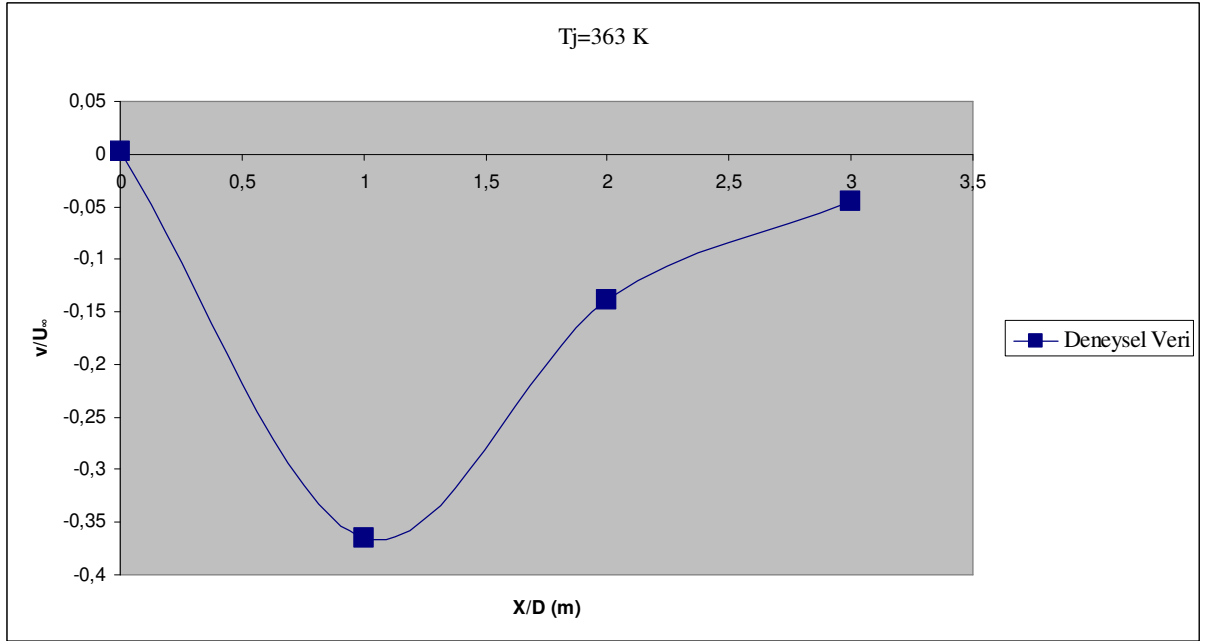
Şekil E2.7 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



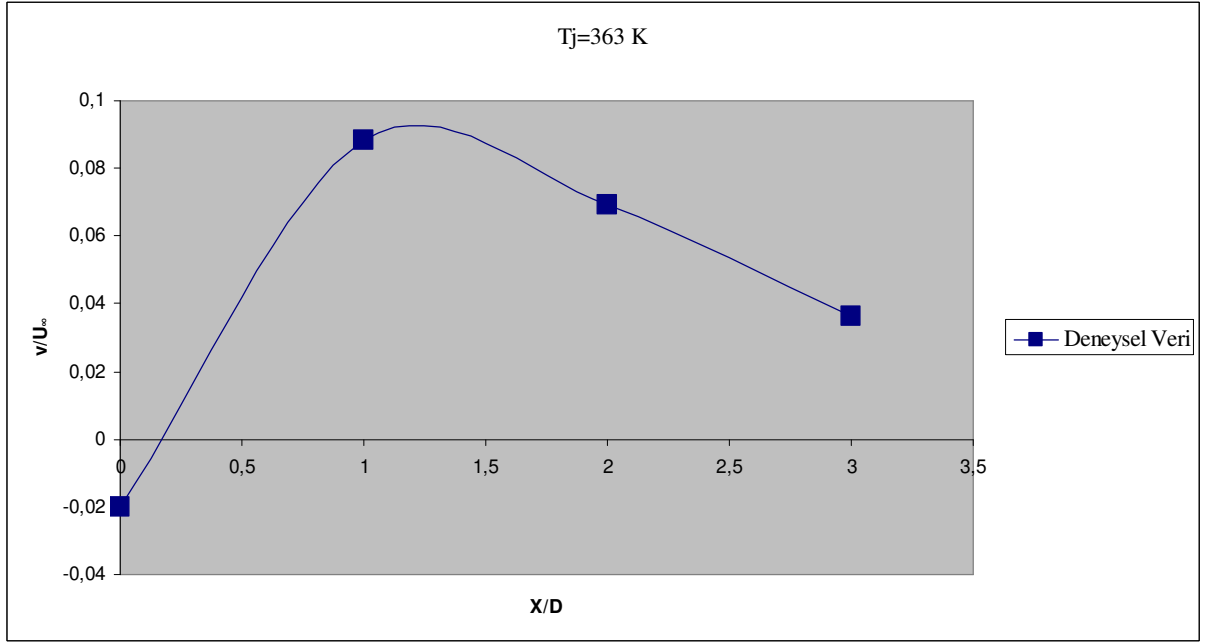
Şekil E2.8 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



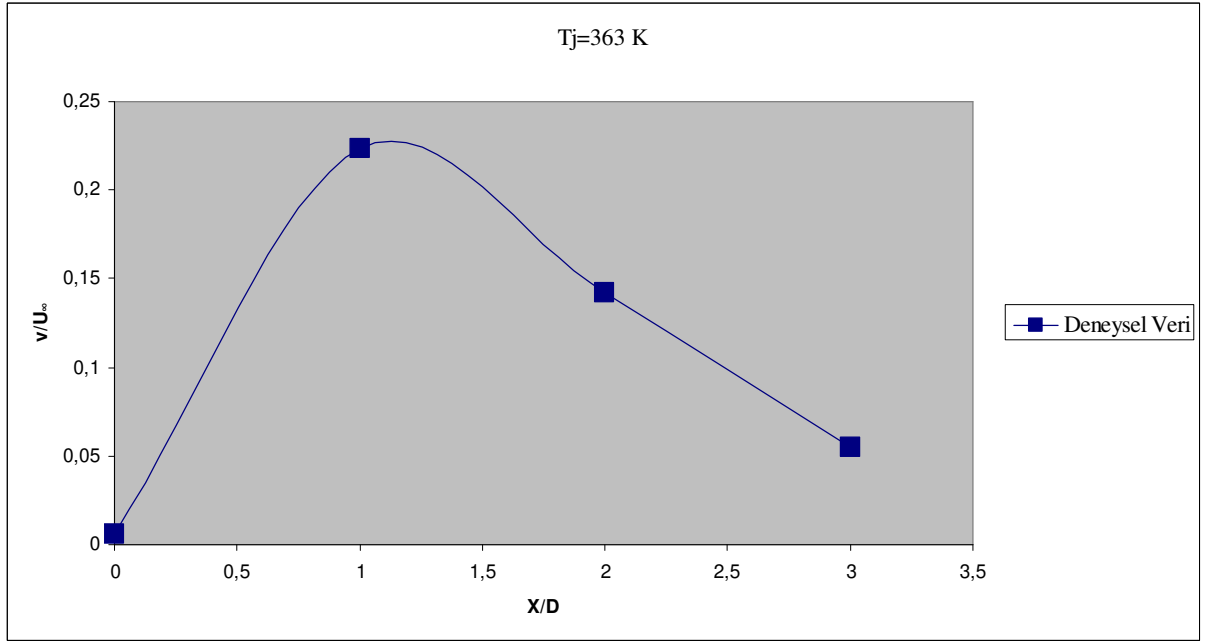
Şekil E2.9 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



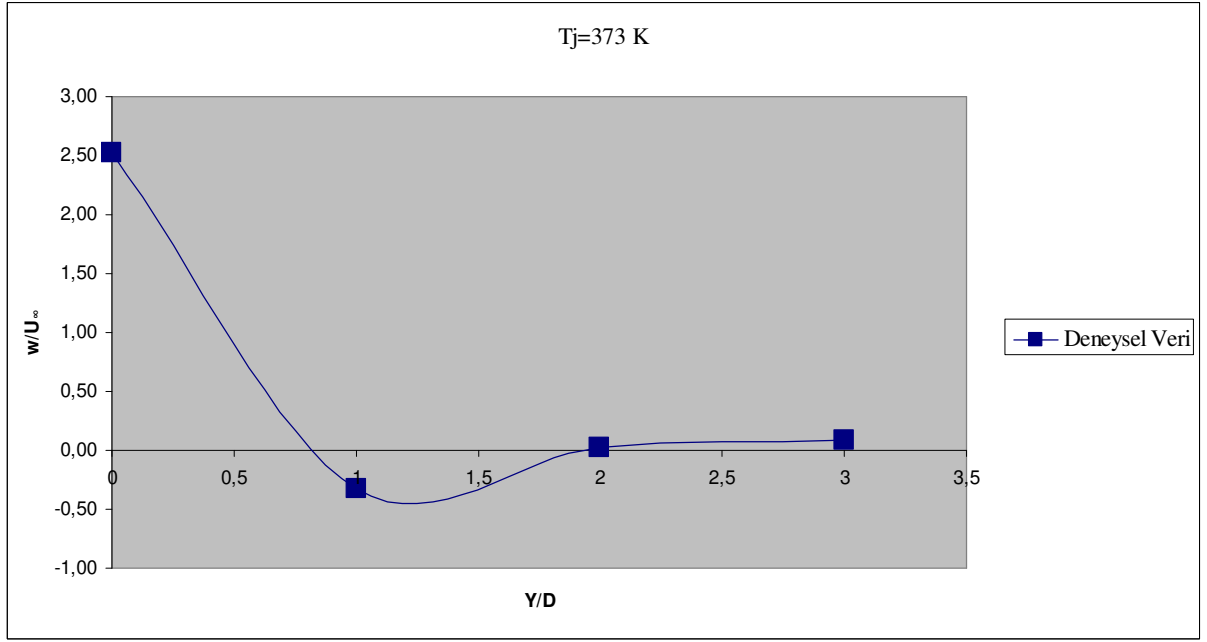
Şekil E2.10 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



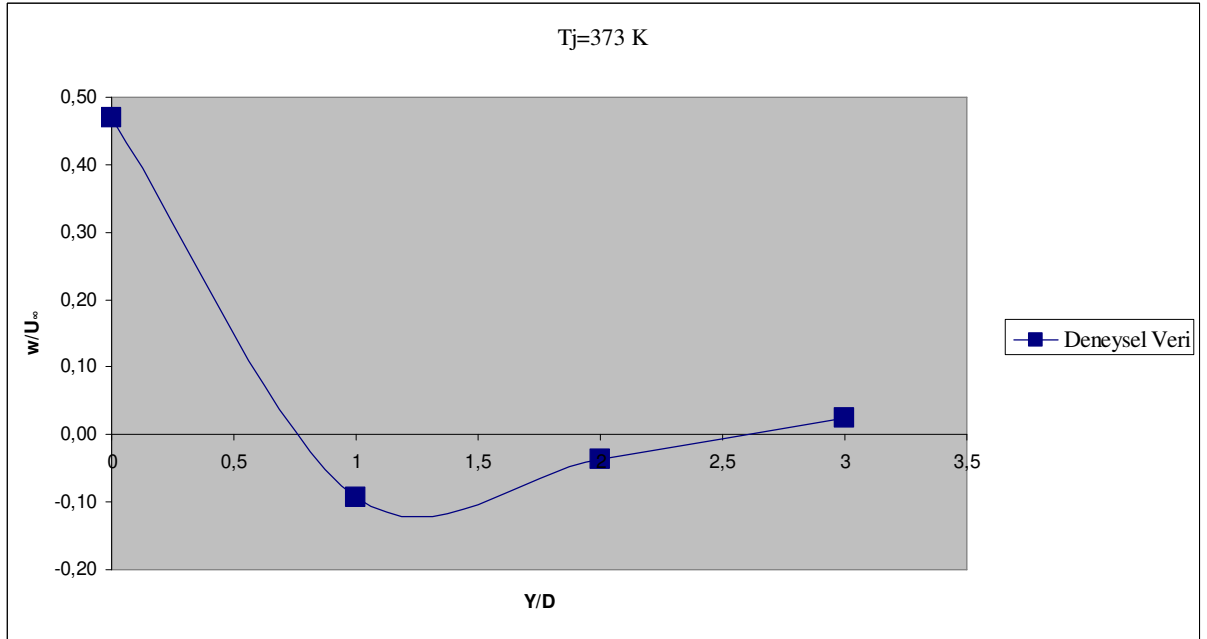
Şekil E2.11 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



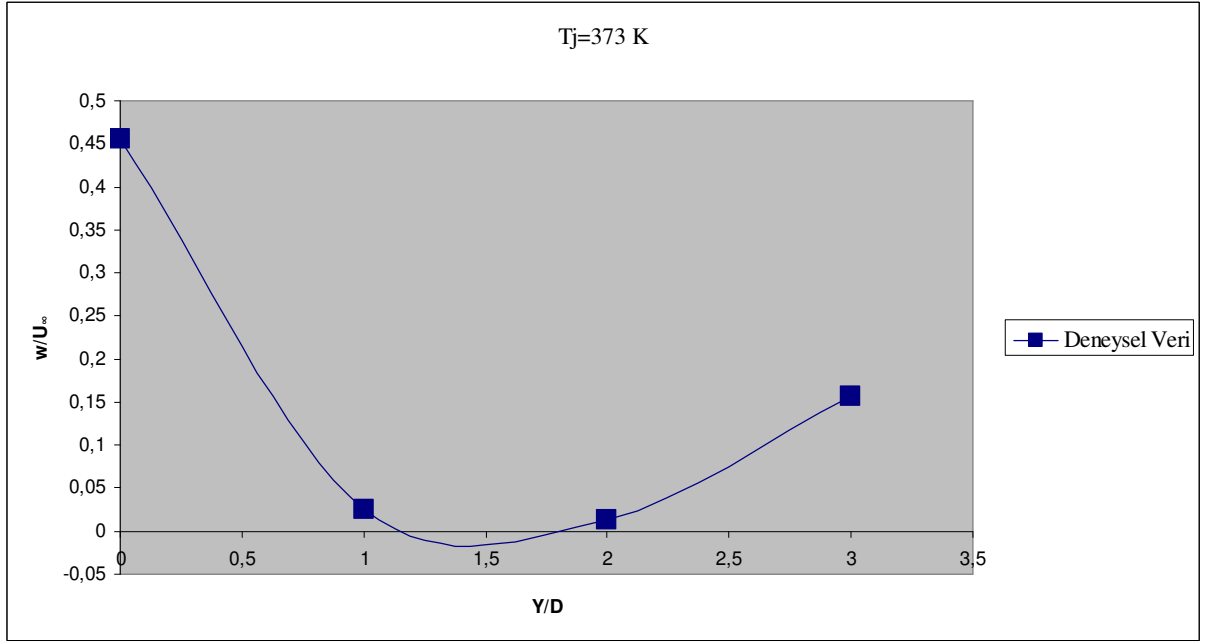
Şekil E2.12 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



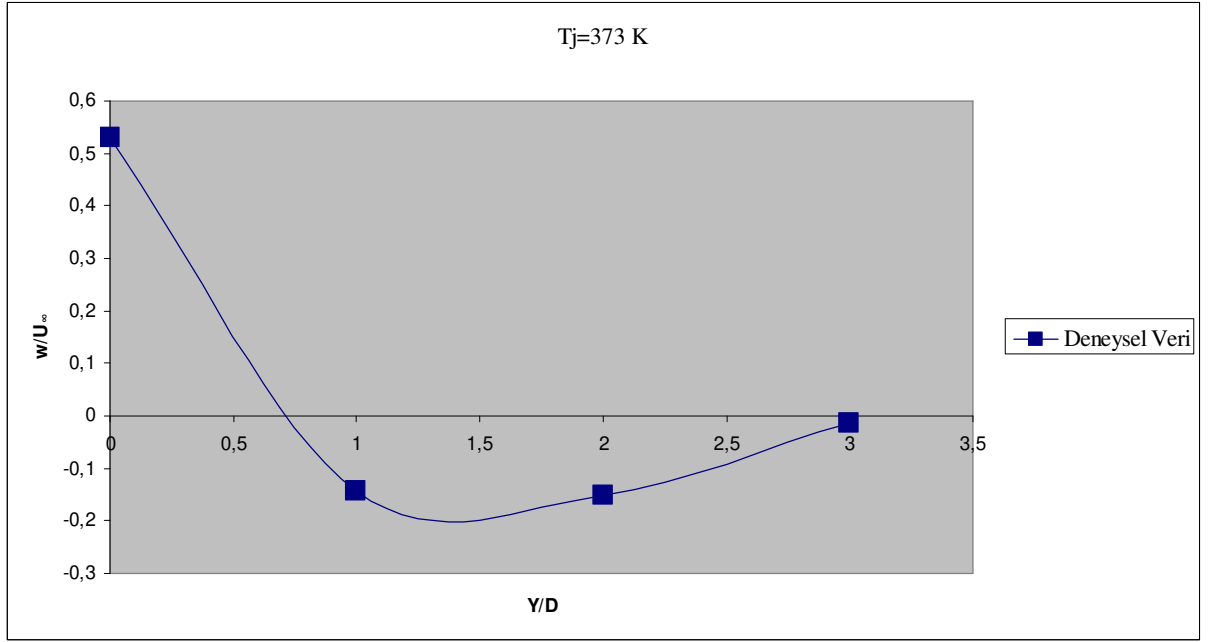
Şekil E2.13 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



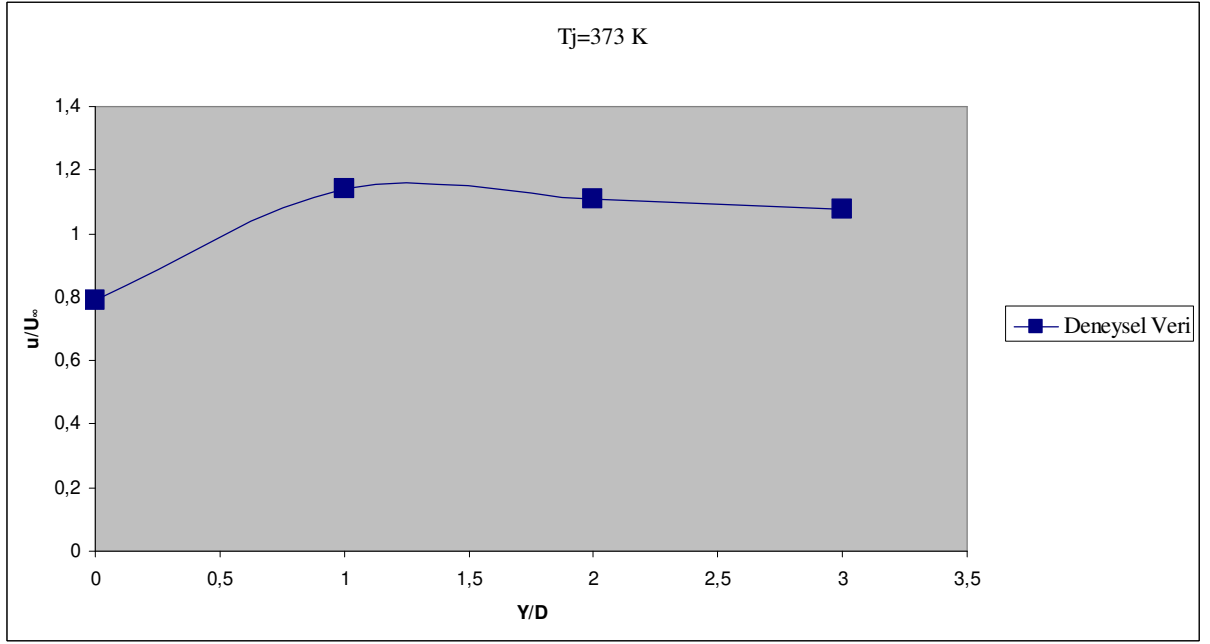
Şekil E2.14 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



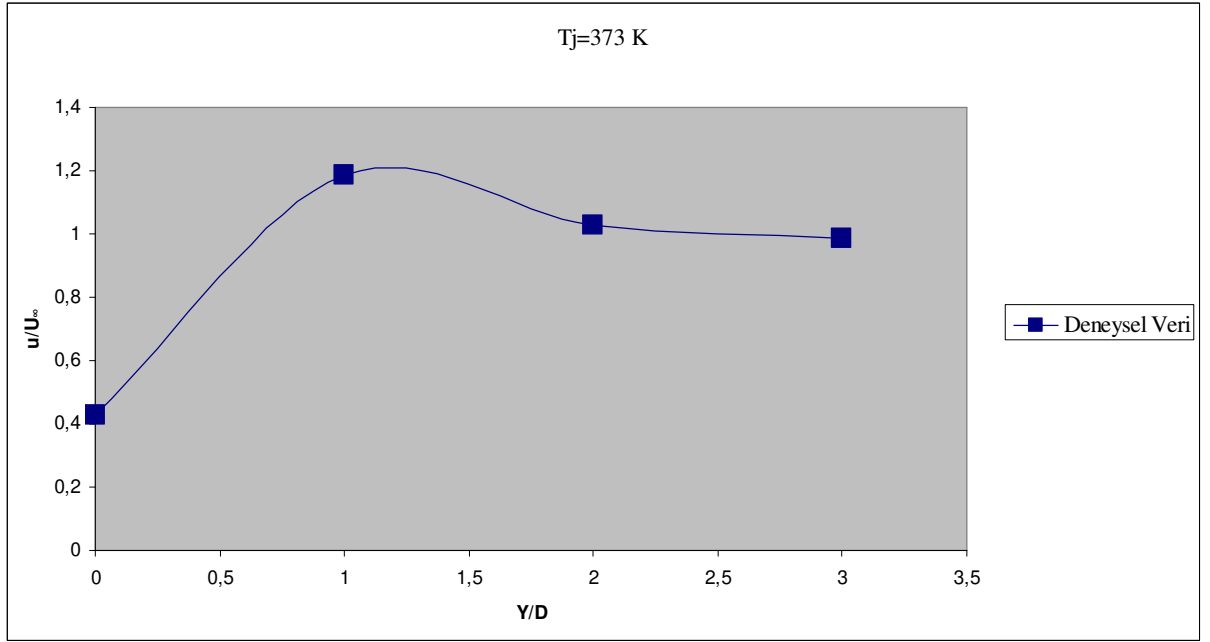
Şekil E2.15 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



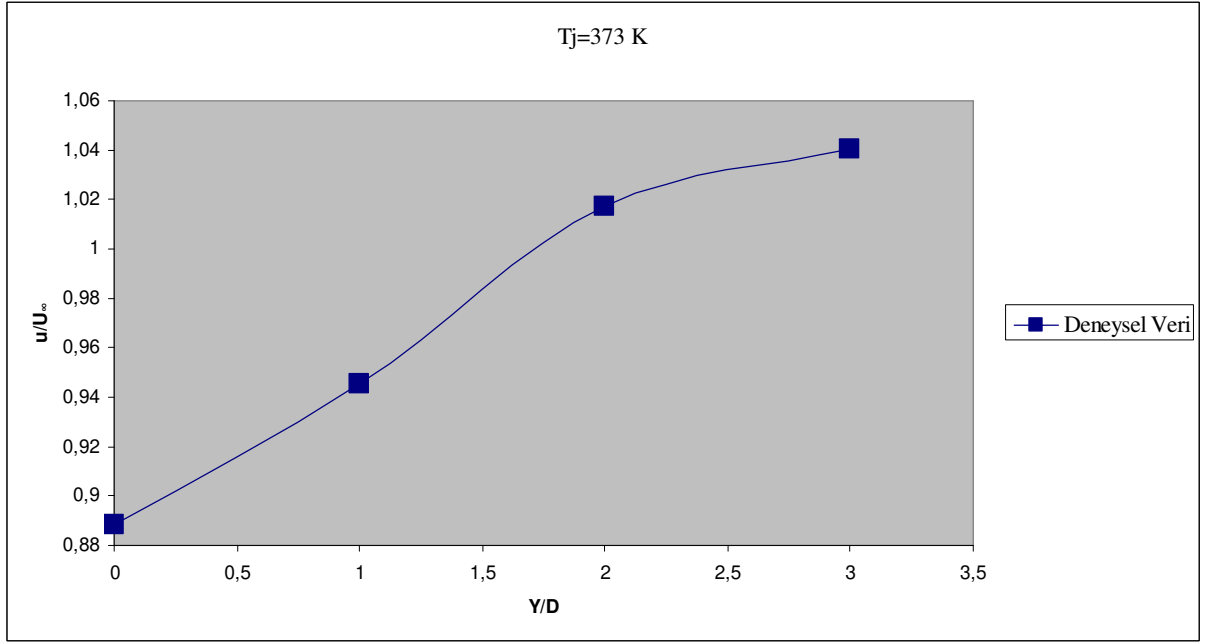
Şekil E2.16 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



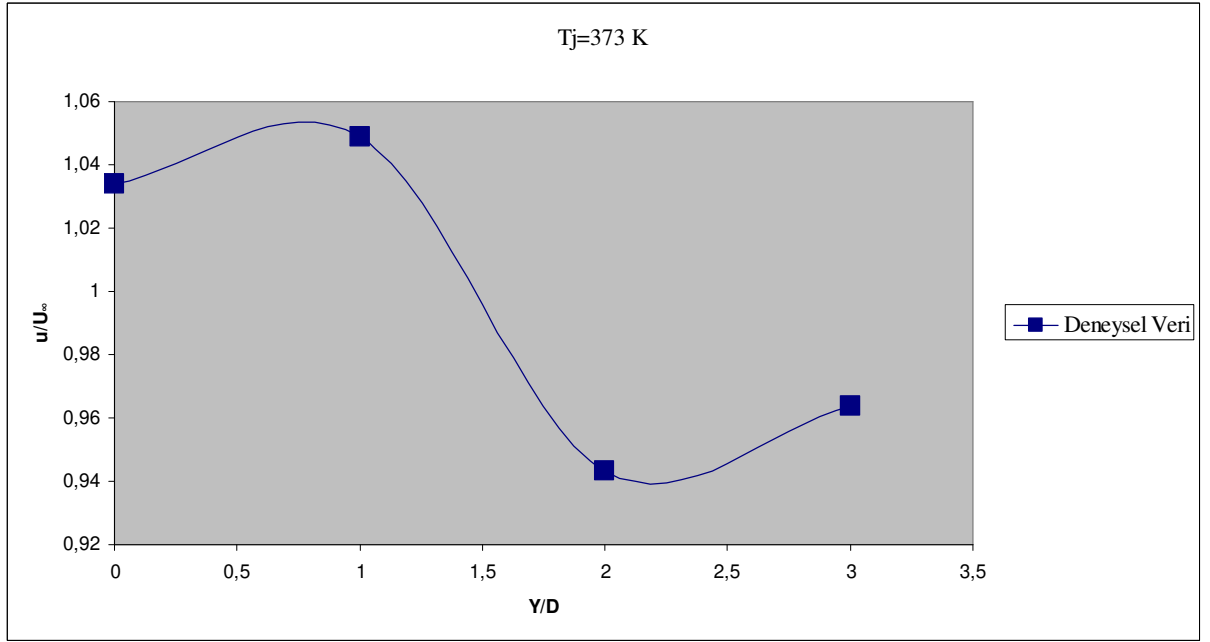
Şekil E2.17 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



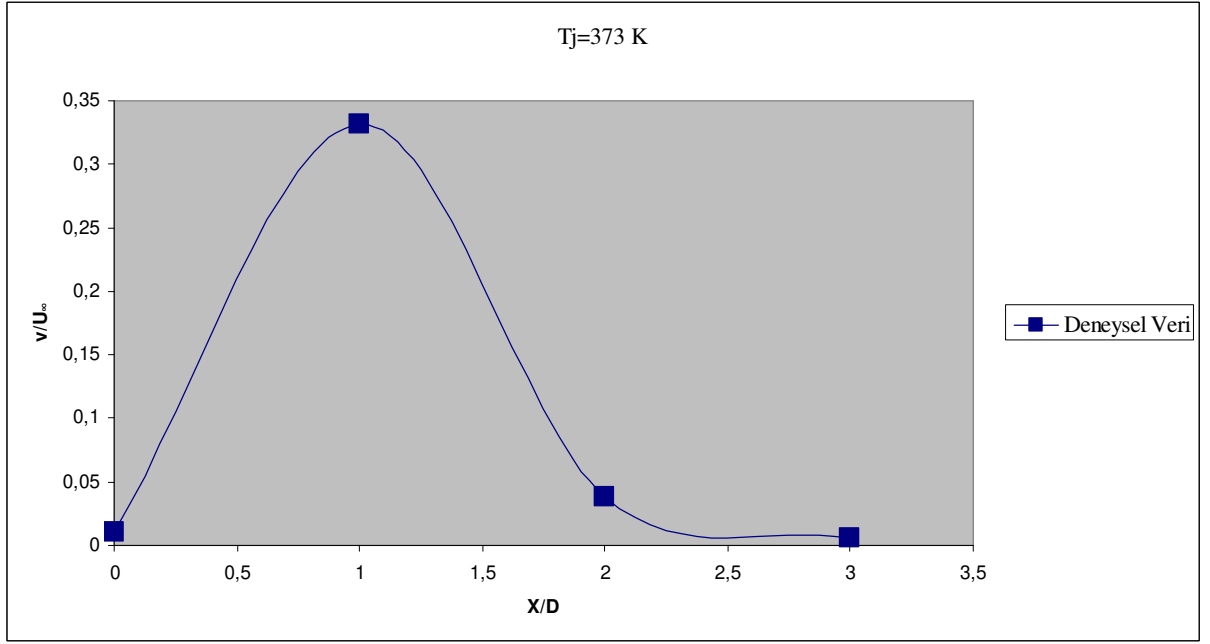
Şekil E2.18 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



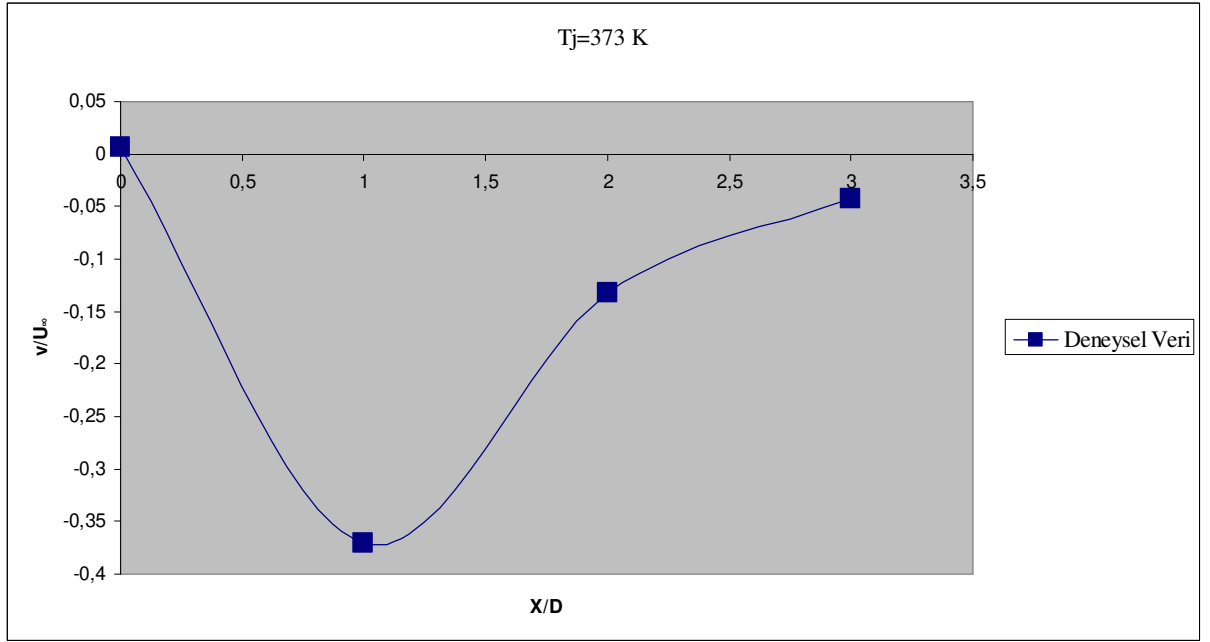
Şekil E2.19 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



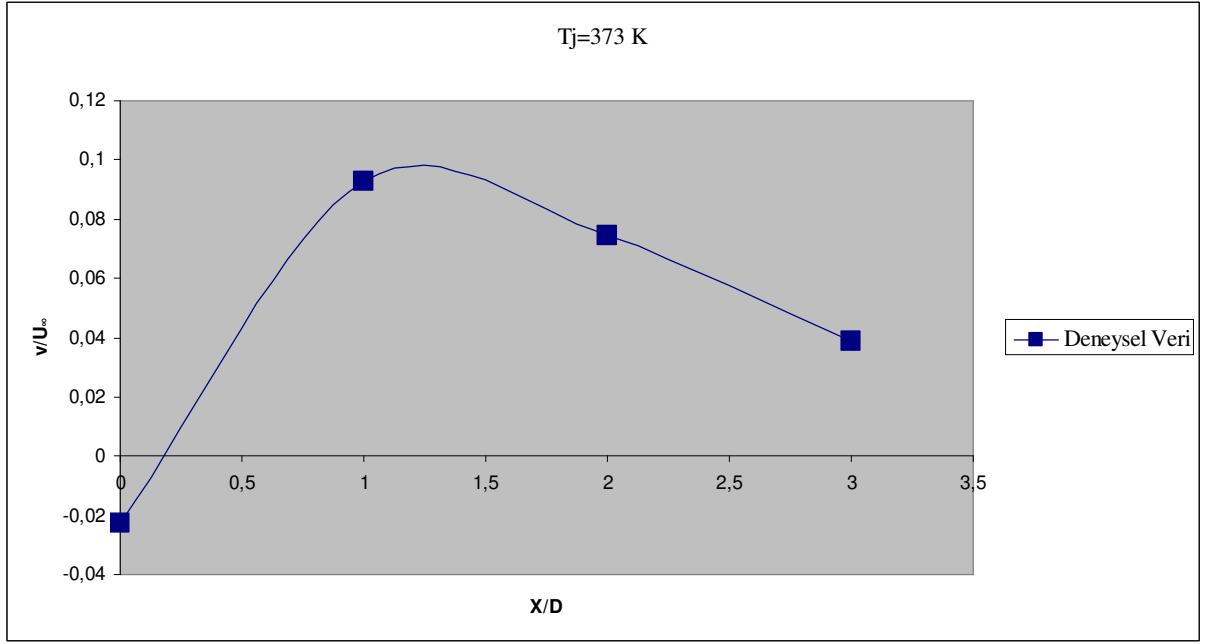
Şekil E2.20 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



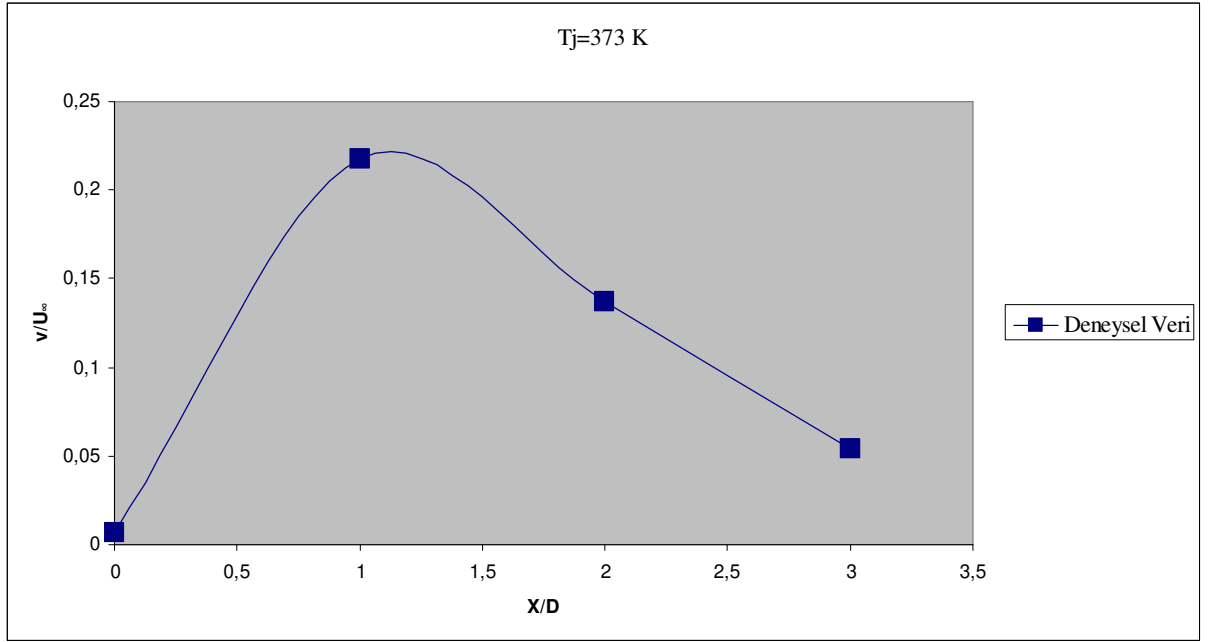
Şekil E2.21 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



Şekil E2.22 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi

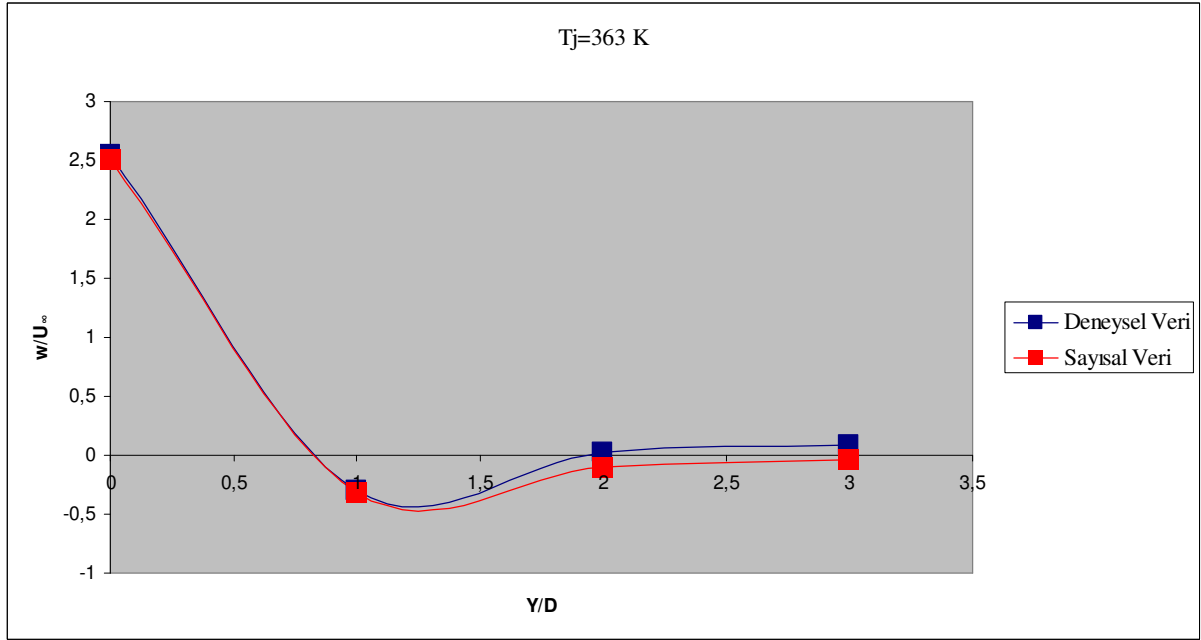


Şekil E2.23 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi

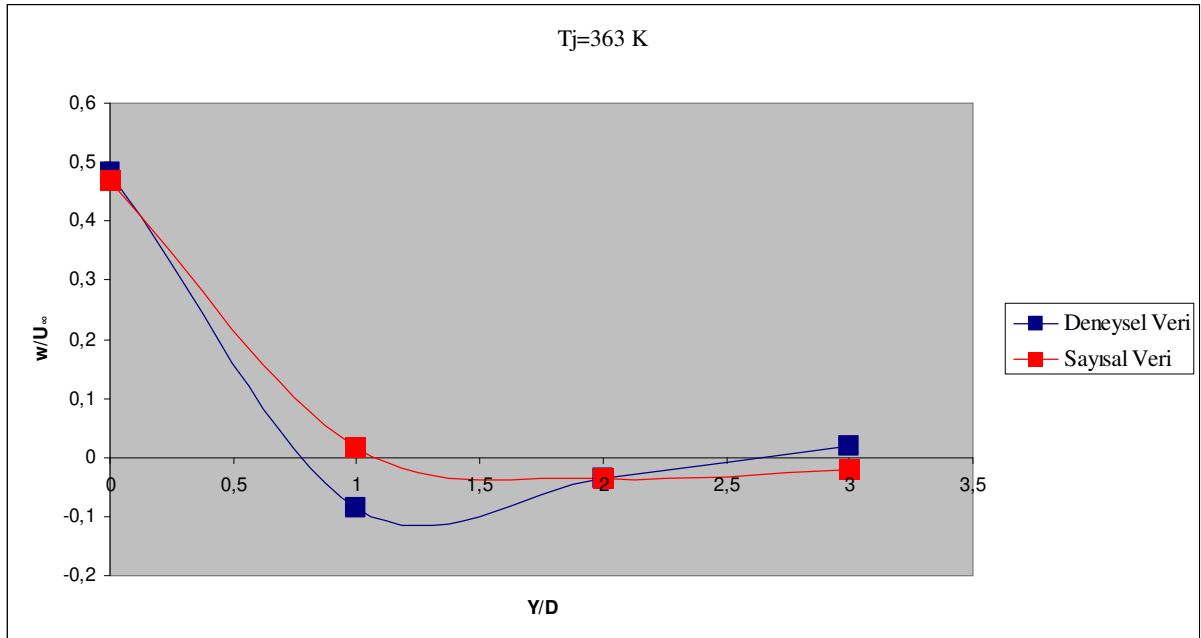


Şekil E2.24 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi

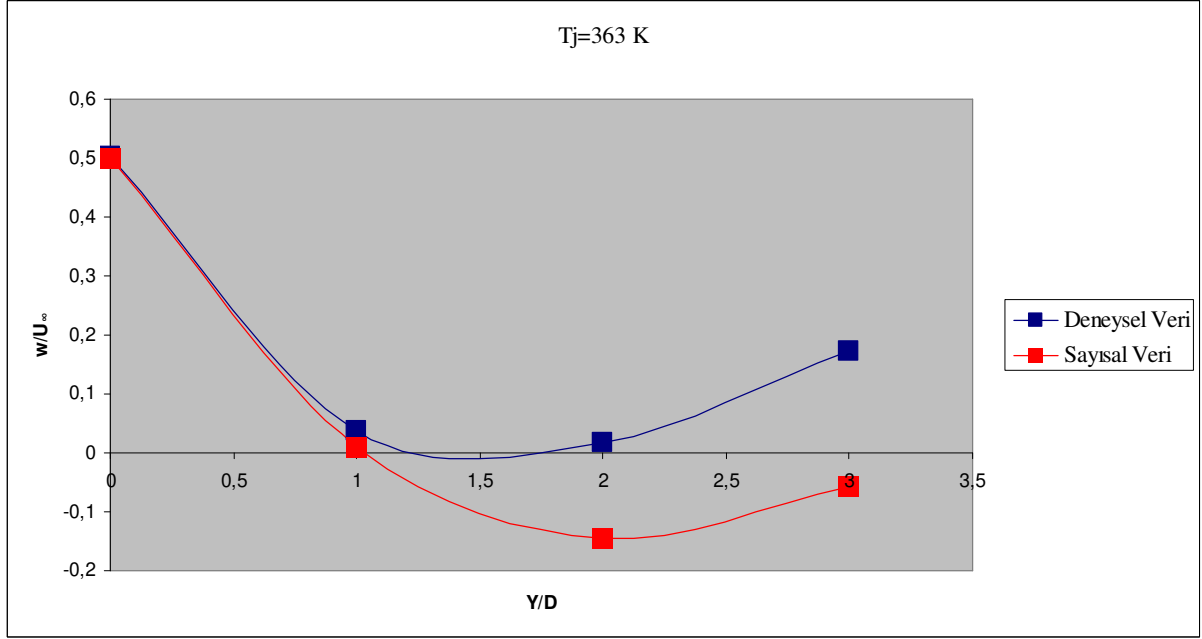
Ek 3 Jet akım sıcaklığının 90°C ve 100°C olduğu durumlar için yukarıda açıklanan düzlemler üzerindeki noktalardan geçen doğrular üzerindeki hız oranlarının karşılaştırılması



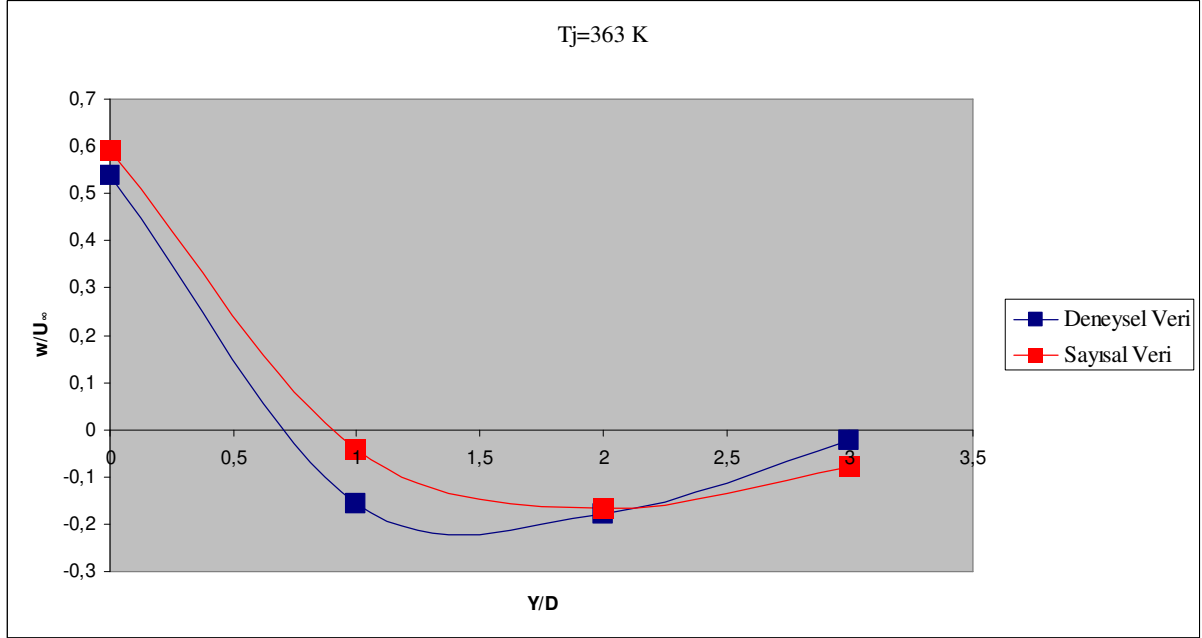
Şekil E3.1 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_{∞} hız oranının değişimi



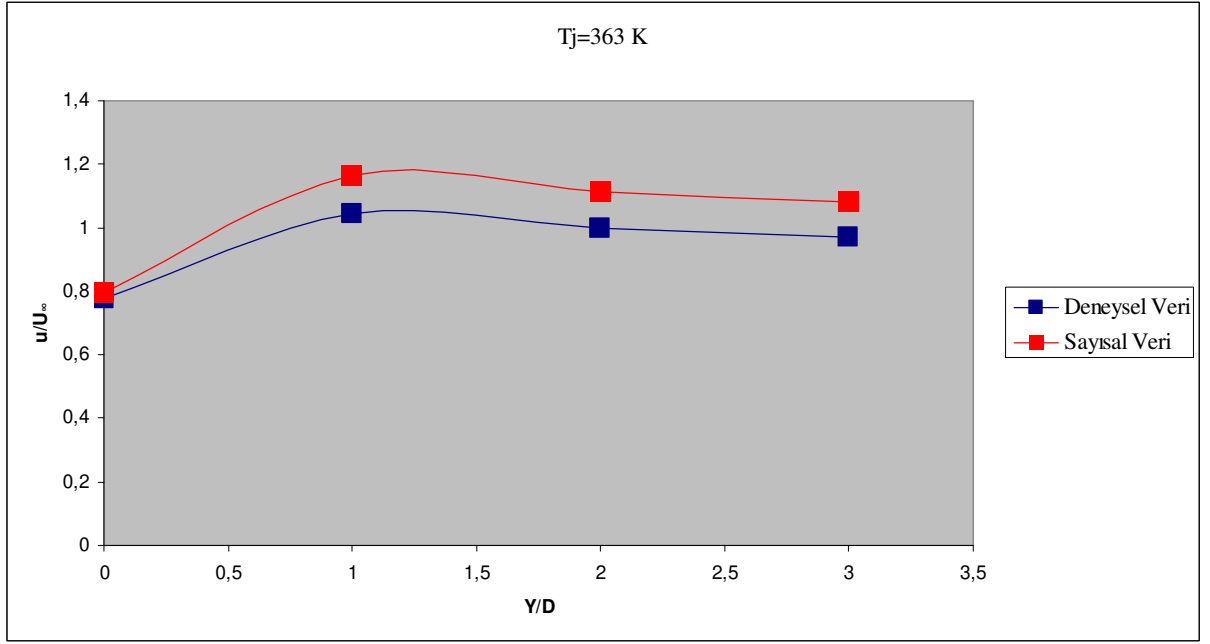
Şekil E3.2 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_{∞} hız oranının değişimi



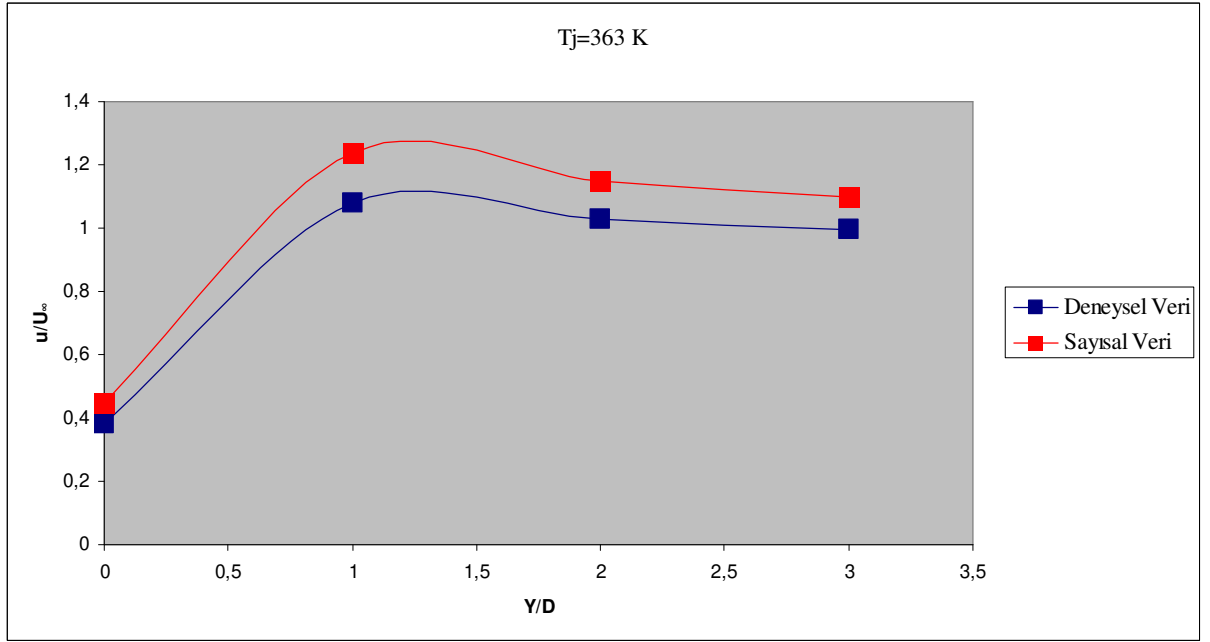
Şekil E3.3 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



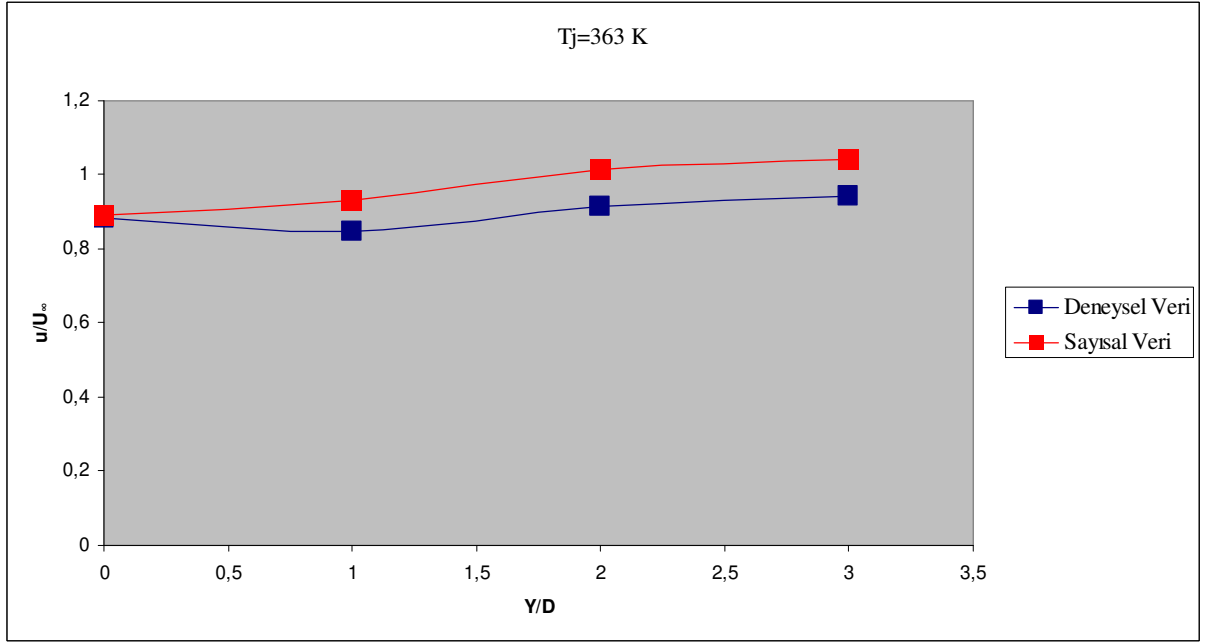
Şekil E3.4 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



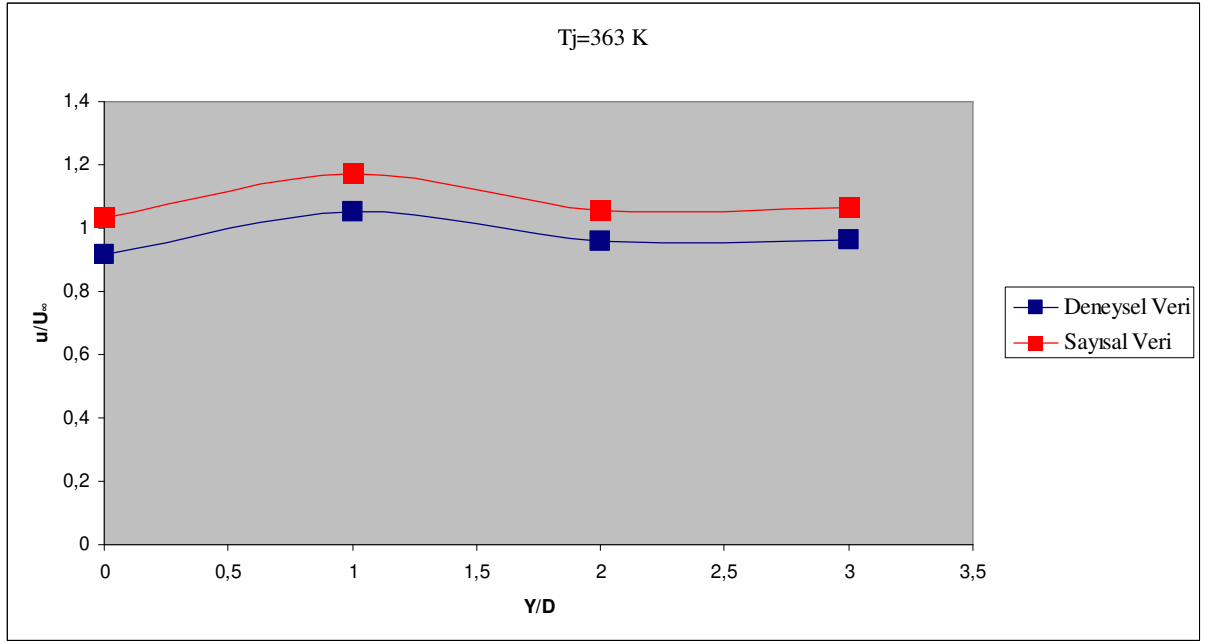
Şekil E3.5 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



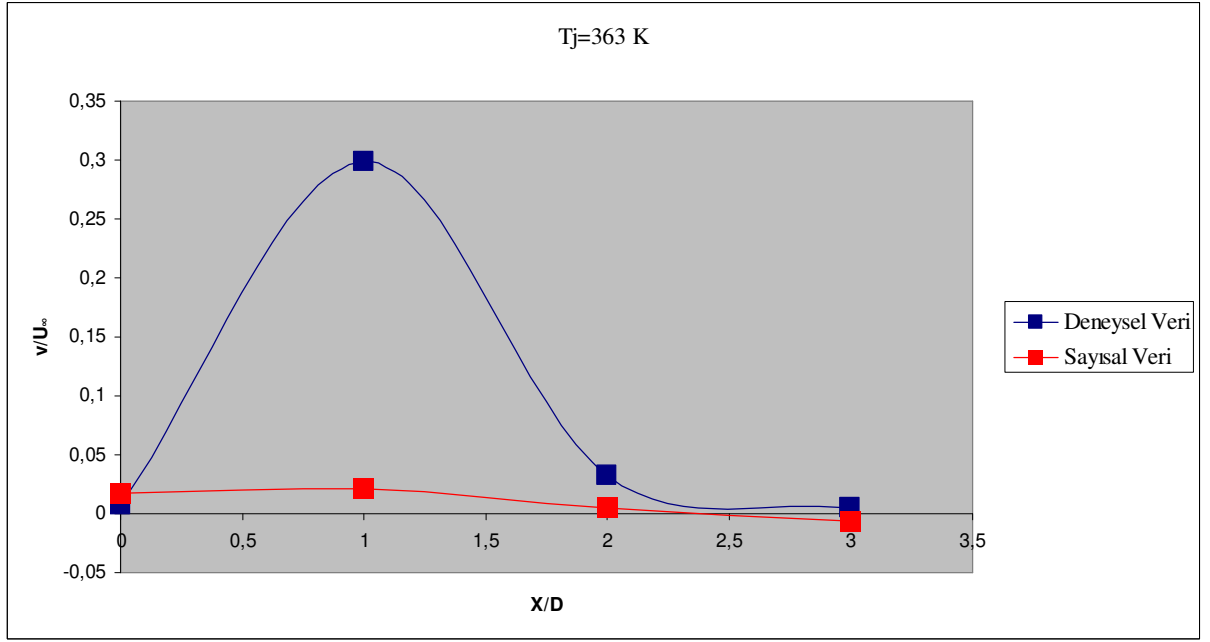
Şekil E3.6 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



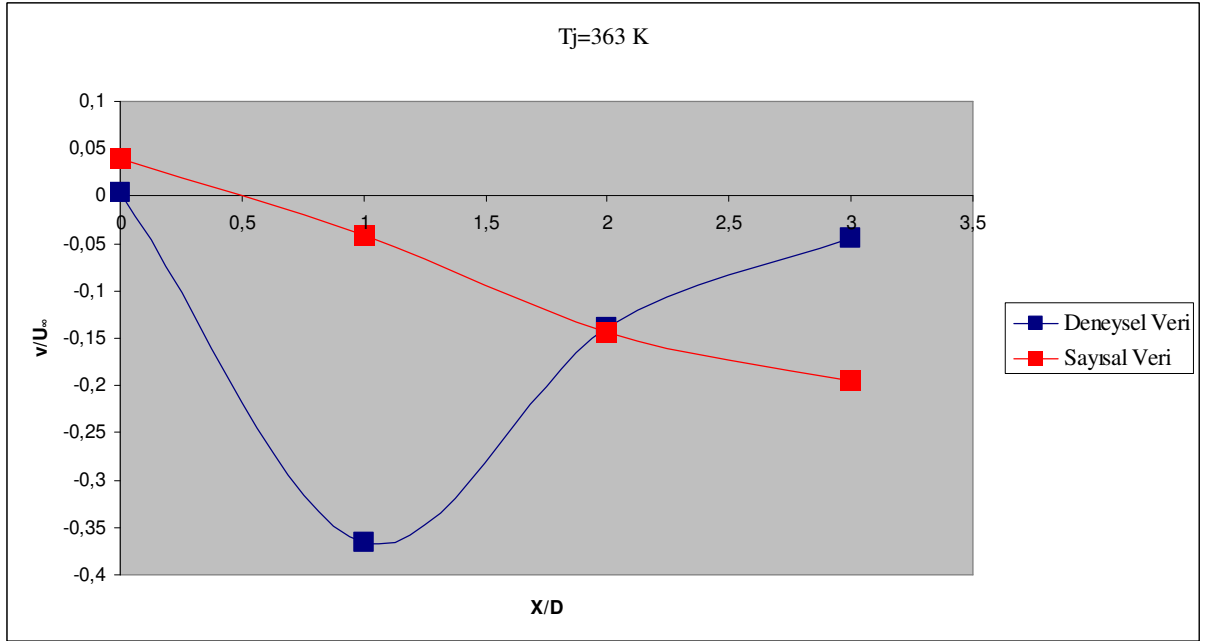
Şekil E3.7 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



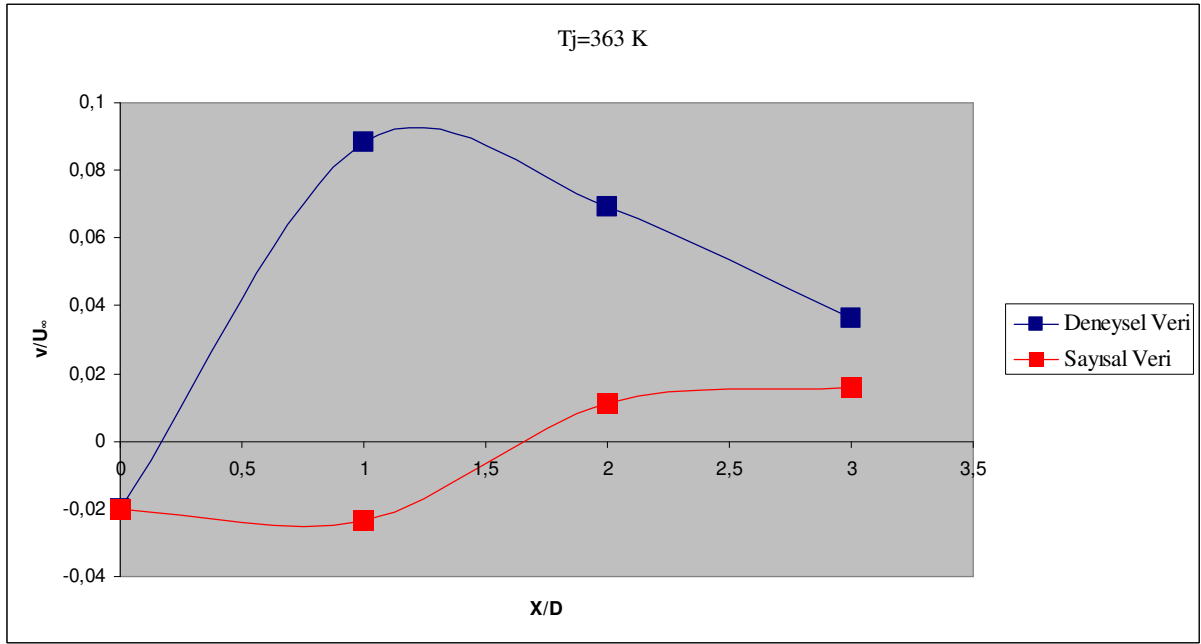
Şekil E3.8 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



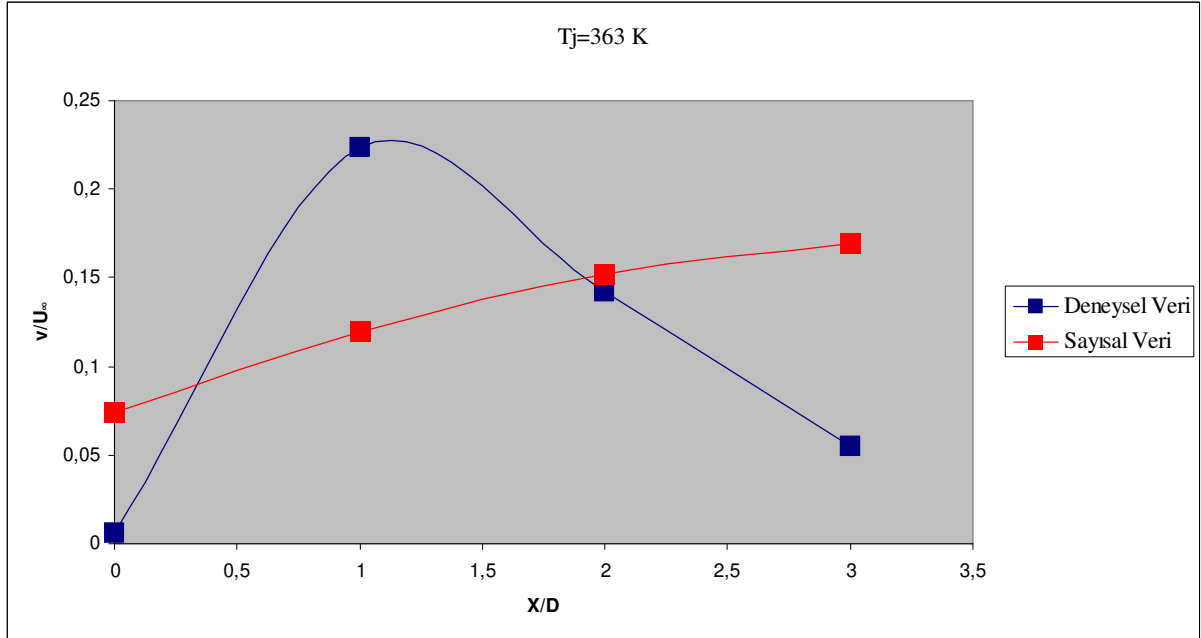
Şekil E3.9 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



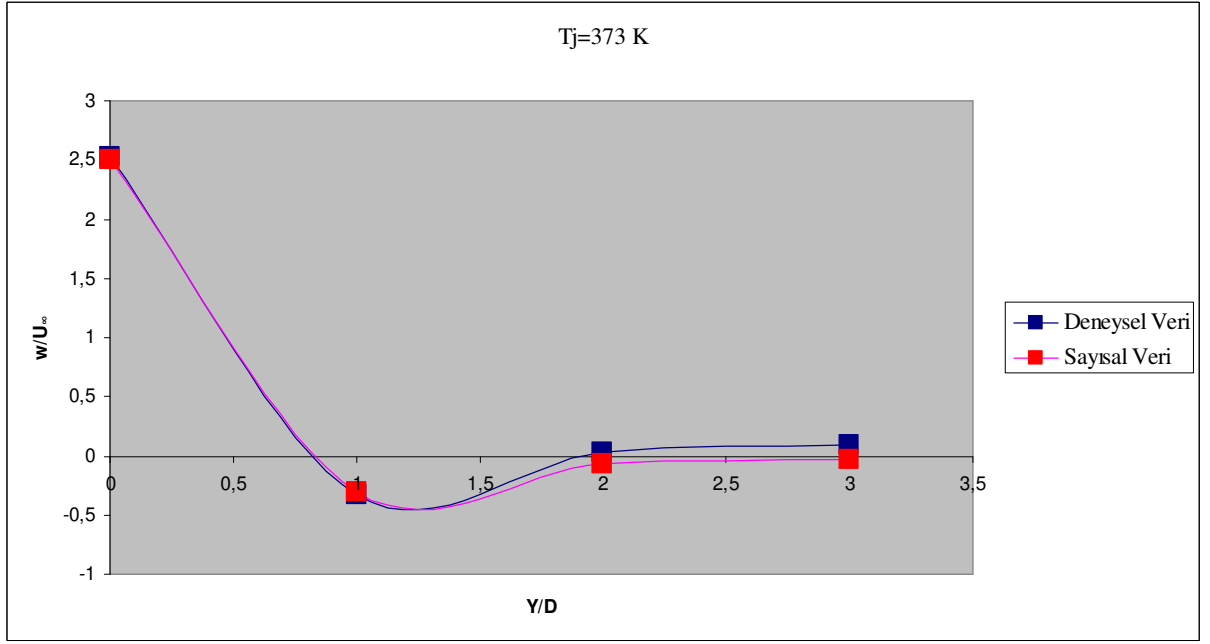
Şekil E3.10 $Z/D=1$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



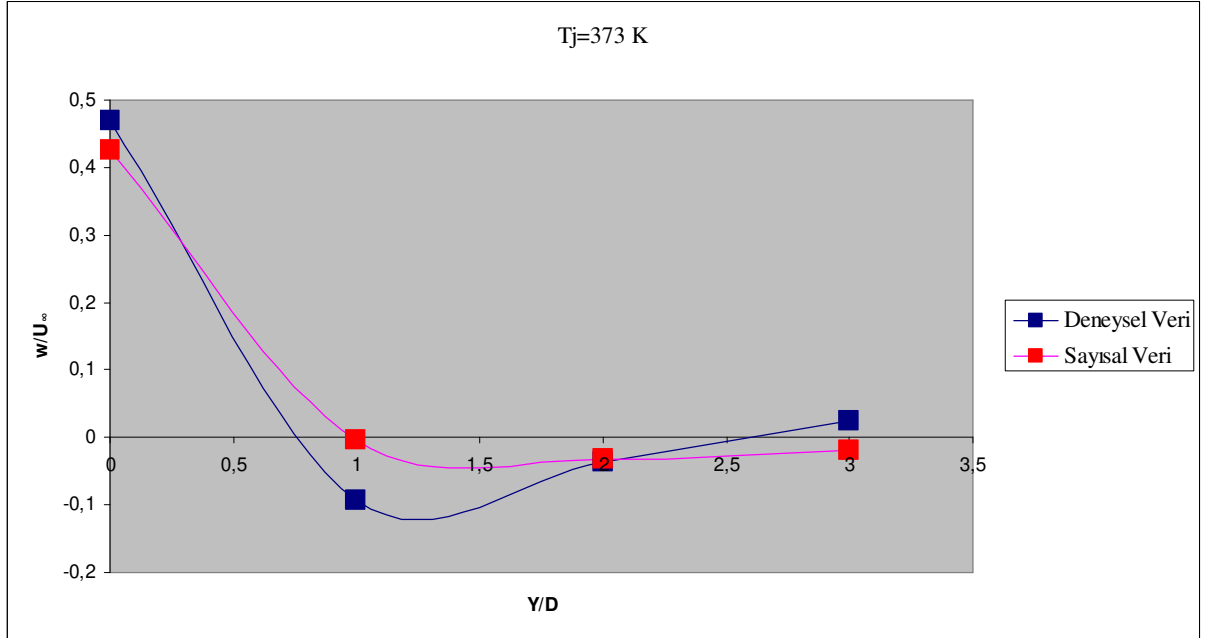
Şekil E3.11 Z/D=3 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



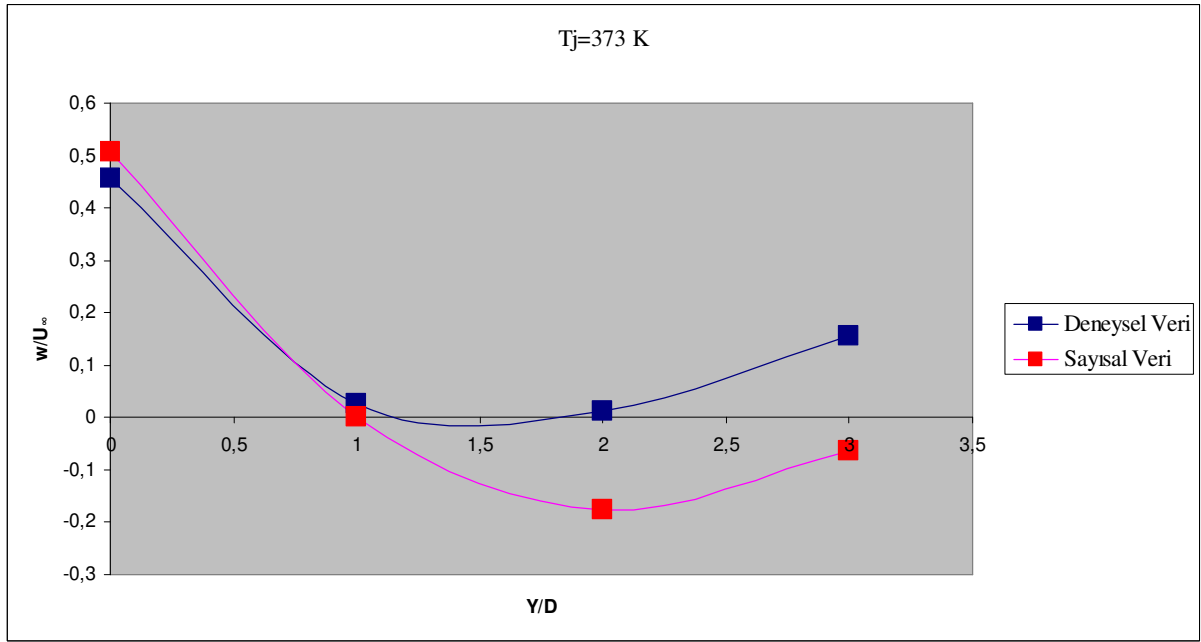
Şekil E3.12 Z/D=3 düzleminde Y/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



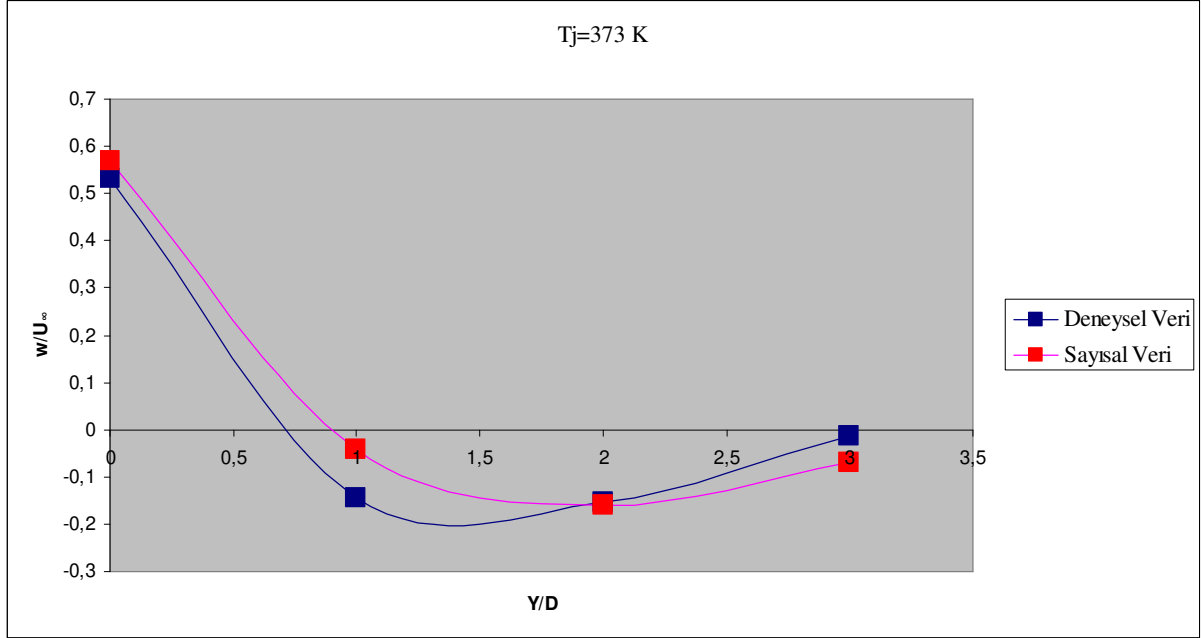
Şekil E3.13 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



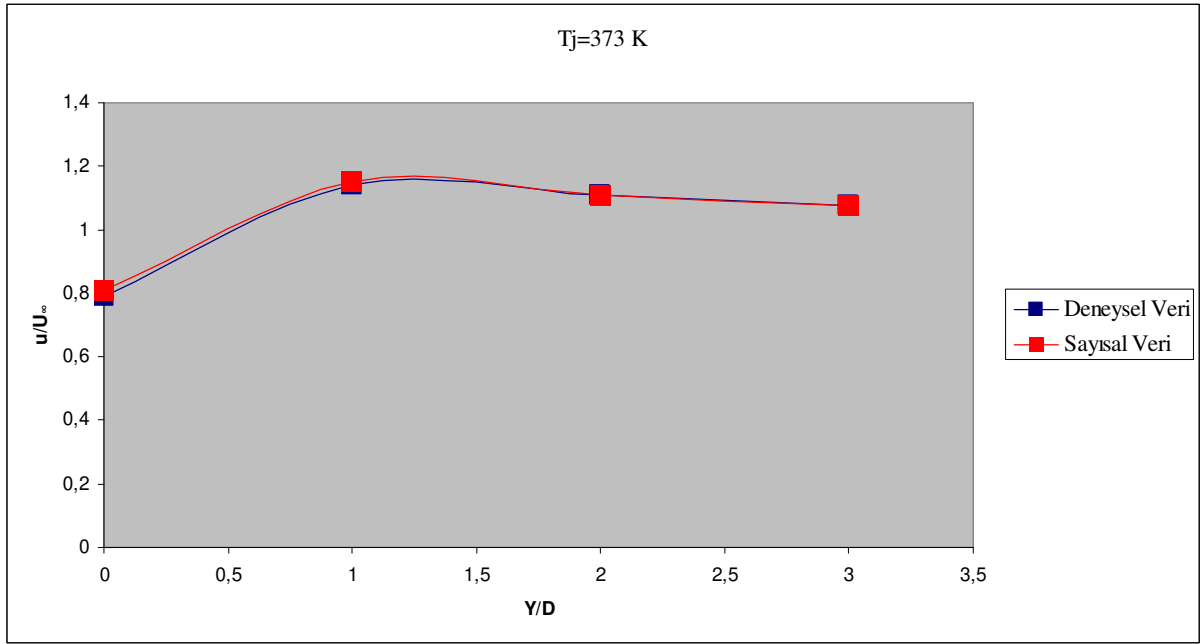
Şekil E3.14 $X/D=0$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



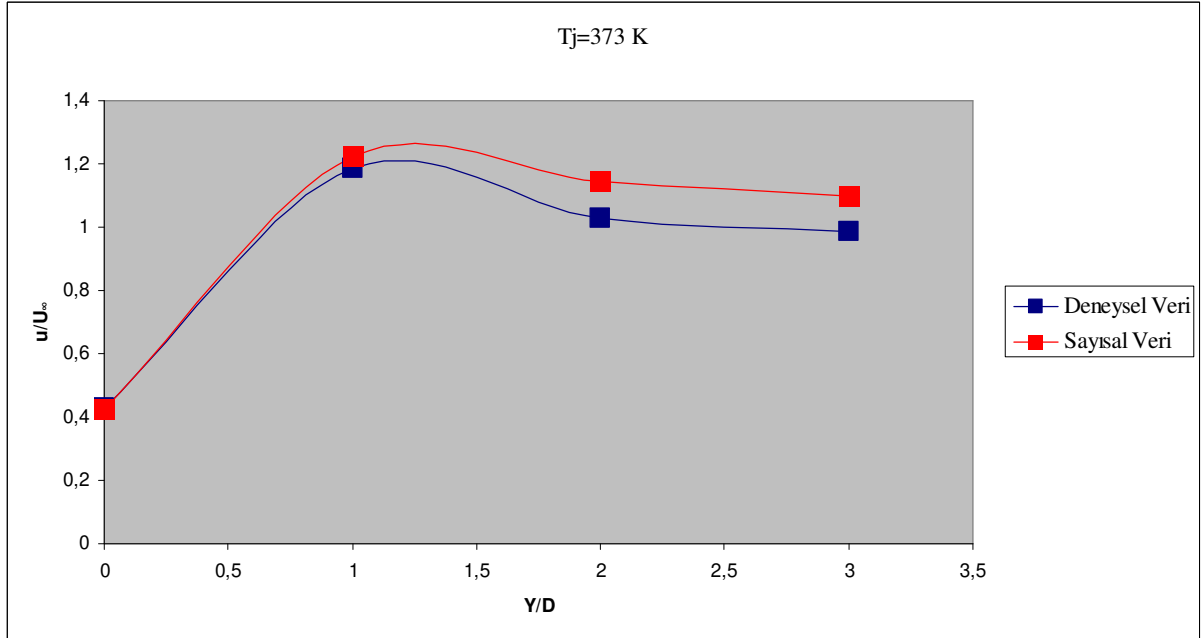
Şekil E3.15 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=1$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



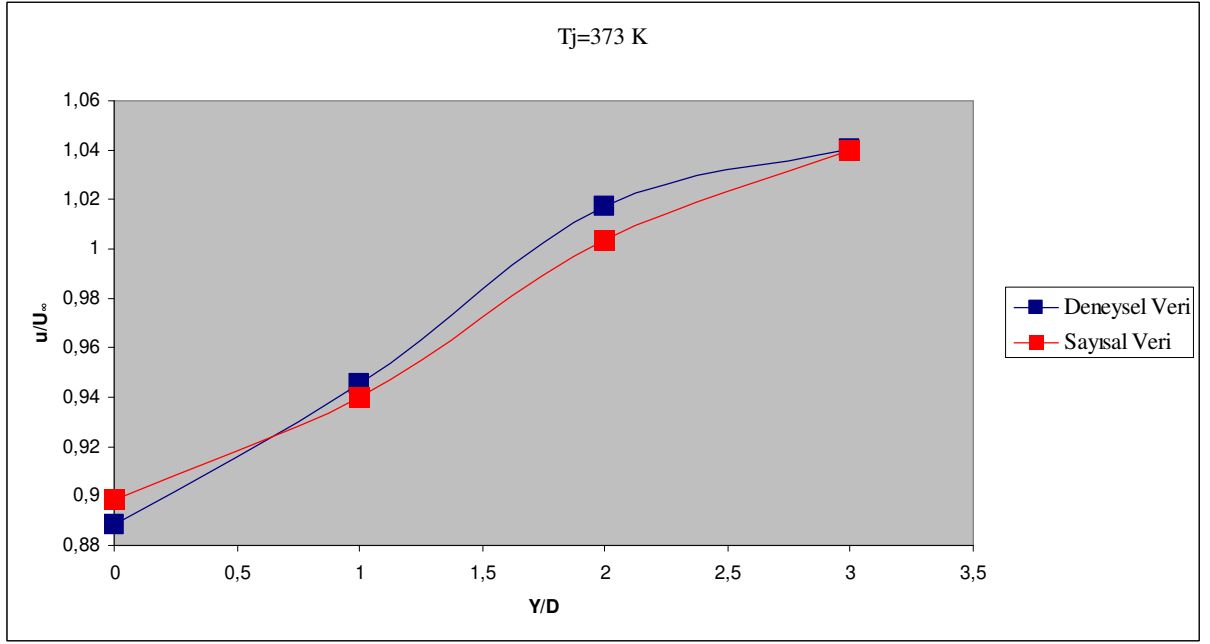
Şekil E3.16 $X/D=3$ düzleminde $Z/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki w/U_∞ hız oranının değişimi



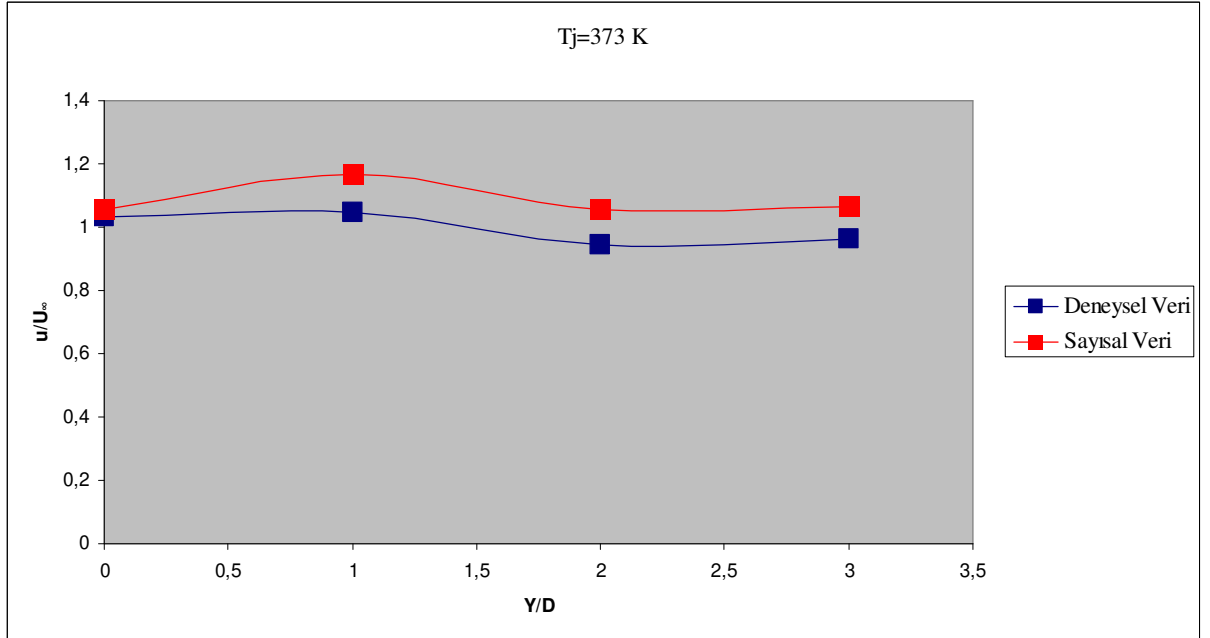
Şekil E3.17 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



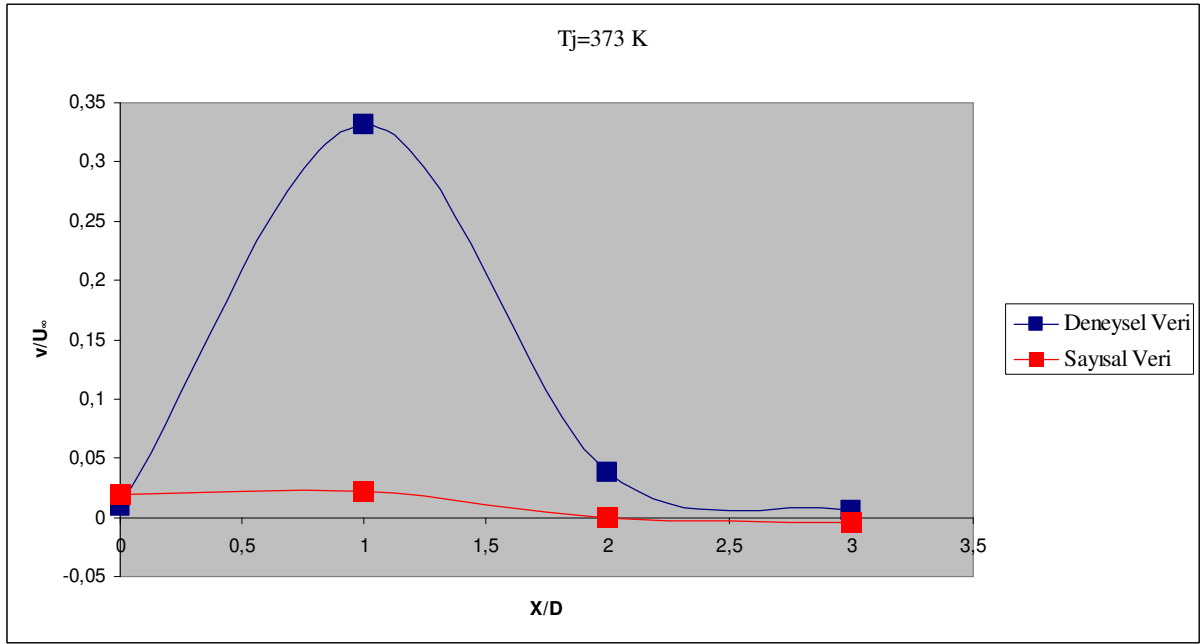
Şekil E3.18 $Z/D=1$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



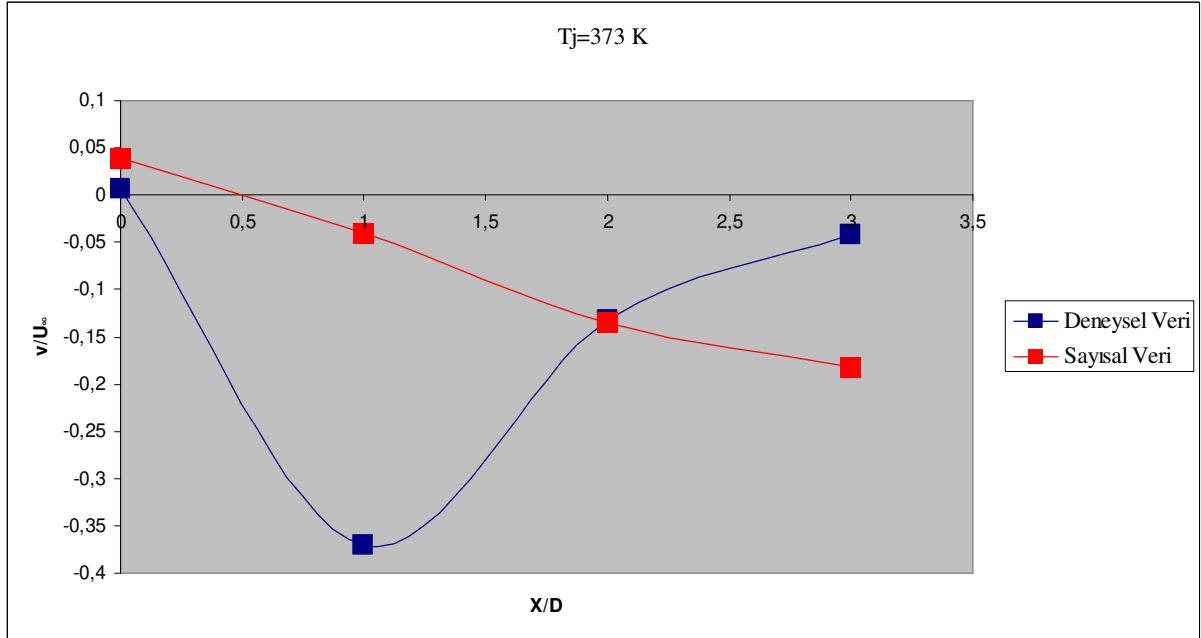
Şekil E3.19 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



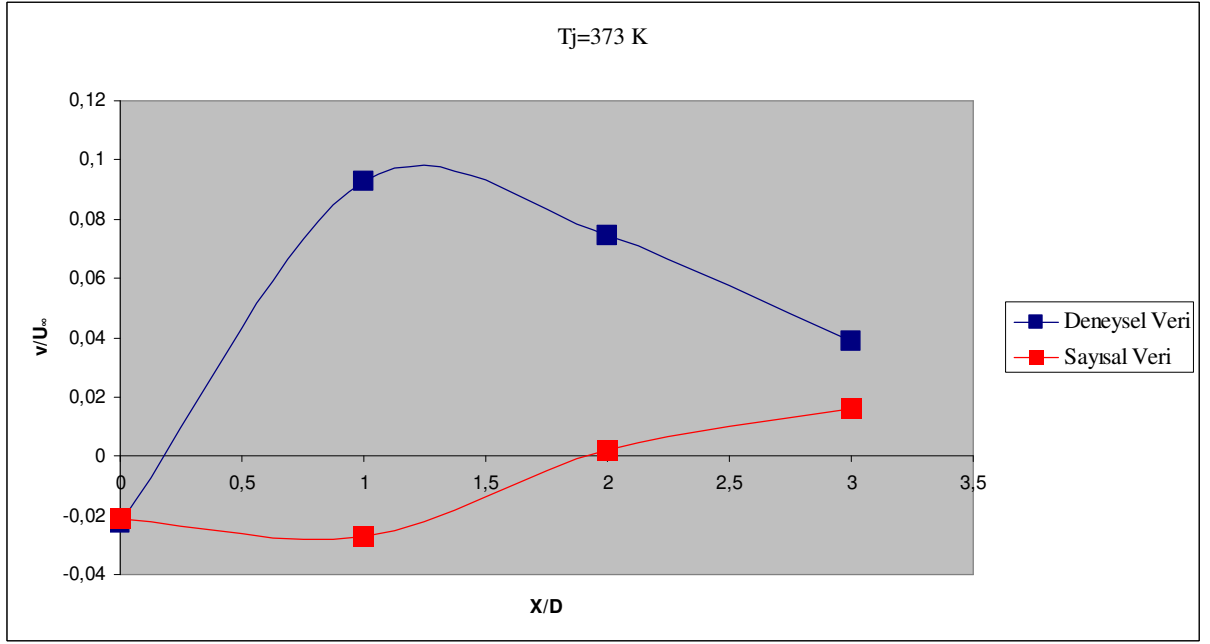
Şekil E3.20 $Z/D=3$ düzleminde $X/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki u/U_∞ hız oranının değişimi



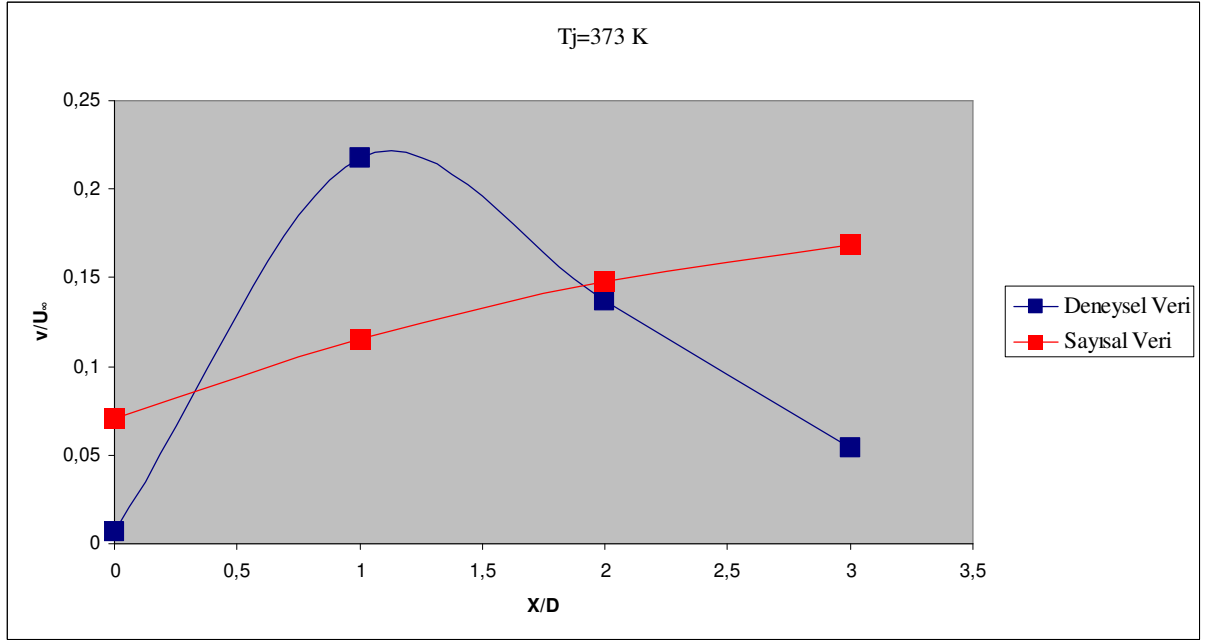
Şekil E3.21 Z/D=1 düzleminde Y/D=0 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_{∞} hız oranının değişimi



Şekil E3.22 Z/D=1 düzleminde Y/D=2 noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_{∞} hız oranının değişimi



Şekil E3.23 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=0$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi



Şekil E3.24 $Z/D=3$ düzleminde $Y/D=2$ noktasından geçen doğru üzerindeki v/U_∞ hız oranının değişimi