

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**GAZ TÜRBİN KANADI ÜZERİNDE FİLM SOĞUTMANIN
SAYISAL VE DENEYSEL İNCELENMESİ**

**DOKTORA TEZİ
Y. Müh. İbrahim KOÇ**

Anabilim Dalı : MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ

Programı : ENERJİ

ŞUBAT 2006

**GAZ TÜRBİN KANADI ÜZERİNDE FİLM SOĞUTMANIN
SAYISAL VE DENEYSEL İNCELENMESİ**

**DOKTORA TEZİ
Y. Müh. İbrahim KOÇ
503992036**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 23 Mayıs 2005
Tezin Savunulduğu Tarih : 21 Şubat 2006**

**Tez Danışmanı : Prof.Dr. Cem PARMAKSIZOĞLU
Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. Salim ÖZÇELEBİ (İ.Ü.)
Prof.Dr. Mete ŞEN (İ.T.Ü.)
Prof.Dr. Hasan HEPERKAN (Y.T.Ü.)
Prof.Dr. Seyhan UYGUR ONBAŞIOĞLU (İ.T.Ü.)**

ŞUBAT 2006

ÖNSÖZ

Bu tezde gaz türbin kanadı üzerinde film soğutma sayısal ve deneysel olarak incelenmiştir.

Tez çalışması süresince bana yol gösteren, önerileri ve görüşleri ile tezin oluşmasını ve bilimsel niteliğinin yükselmesini sağlayan değerli hocam Prof.Dr. Cem PARMAKSIZOĞLU 'na teşekkür ederim.

Bana bu tez çalışmasını yapabilme imkanı sağlayan, mensubu olmakla her zaman gurur duyduğum, Hava Kuvvetleri Komutanlığı'na ve İstanbul Teknik Üniversitesi'ne de teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca Bçvş. Mustafa ÖGEL ve Svl. Me. Rıza YIKILKAN'a desteklerinden dolayı teşekkür ederim.

Son olarak, tez çalışmam sırasında bana sabırla tahammül eden ve her zaman desteğini esirgemeyen değerli eşim Arzu KOÇ 'a ve oğlum Oğuz Mert KOÇ'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

MAYIS 2005

İbrahim KOÇ

İÇİNDEKİLER

TABLO LİSTESİ	vi
ŞEKİL LİSTESİ	vii
SEMBOL LİSTESİ	xii
ÖZET	xiv
SUMMARY	xviii
1. GİRİŞ	1
1.1. Türbin Giriş Sıcaklığı	1
1.2. Tübin Kanadı Soğutması	3
1.3. Film Soğutma	5
1.4. Tezin Amacı	6
2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR	7
2.1. Geliştirilen Metod ve modeller	7
2.1.1. Isı geçişi	7
2.1.2. Aerodinamik çalışmalar(Analitik)	7
2.2. Deneysel Çalışmalar	8
2.2.1. Aerodinamik	8
2.2.2. Jet akışı	8
2.2.3. Üfleme oranı	9
2.2.4. Momentum akı oranı	9
2.2.5. Serbest akış ve jet türbülansı	9
2.2.6. Reynolds ve Mach sayıları	10
2.2.7. Geometrik parametreler	10
2.2.7.1. Delik eğimi	10
2.2.7.2. Delikler arası mesafe	11
2.2.7.3. Çok sıralılık	11
2.2.7.4. Yüzey eğriliği	12
2.2.8. Sıvı kristal ile sıcaklık ölçümleri	13
2.3. Sayısal çalışmalar	13
3. DENEY TESİSATI	15
3.1. Rüzgar Tüneli	16
3.2. Plexiglass Levha	16
3.3. Plenum Odası	17
3.4. Orifis ve Borular	18
3.5. Isıtıcı ve Reosta	20
3.6. Vantilatör	20
3.7. Manometre	20
3.8. Yalıtım	21
3.9. Termoelemanlar ve Termometre	21
3.10. Sızdırmazlık Elemanları ve Karton Şablonlar	22

3.11. Deney Levhası	23
3.12. Sıvı Kristal	23
3.13. Sıcak Tel Anemometresi	24
3.14. Ölçüm Probu ve Prop Tutucuları	25
3.15. Subsonik Kalibrasyon Tüneli	25
3.16. Travers Mekanizması	26
3.17. Ara Bilgi Toplayıcı ve Bilgisayar	26
4. ÖLÇMELER	27
4.1. Orifis ile Debi Ölçümü	27
4.2. Sıcaklık Ölçümleri	29
4.2.1. Tek sıra silindirik delikler	29
4.2.2. Tek sıra dikdörtgen delikler	31
4.2.3. İki sıra dikdörtgensel delikler	33
4.3. Hız ve Türbülans Ölçümleri	34
4.3.1. Kalibrasyon	34
4.3.2. Hız ölçüm yönleri	35
4.3.3. Ölçüm	36
4.4. Sıvı Kristal ile Sıcaklık Ölçümü	40
4.4.1. Sıvı kristal termografisi	40
4.4.2. Sıvı kristalin kalibrasyonu	41
4.4.3. Eşsıcaklık veya eşfilm soğutma etkenliği değerlerinin çizdirilmesi	43
5. DEĞİŞKENLERİN BELİRLENMESİ VE DENEYLERİN YAPILIŞI	44
5.1. Değişkenlerin Belirlenmesi	44
5.1.1. Enjeksiyon sıcaklığı	44
5.1.2. Re sayısı	47
5.1.3. Mach sayısı	47
5.1.4. Isı taşınım katsayısı	47
5.1.5. Üfleme oranı	48
5.1. Deneylerin Yapılışı	49
6. DENEY SONUÇLARI	51
6.1. Sıcaklık Ölçüm Deneylerinin Sonuçları	51
6.1.1. Silindirik delikler	51
6.1.2. Tek sıralı dikdörtgen delikler	52
6.1.3. İki sıralı dikdörtgen delikler	53
6.2. Hız ve Türbülans Ölçüm Deneyleri Sonuçları	54
6.2.1. Silindirik delikler	54
6.2.2. Tek sıralı dikdörtgen delikler	55
6.2.3. İki sıralı dikdörtgen delikler	55
6.3. Sıvı Kristal İle Film Soğutma Etkenliği Ölçüm Sonuçları	57
7. SAYISAL ÇALIŞMA VE SONUÇLAR	58
7.1. Standart k-ε Türbülans Modeli Transport Denklemleri	59
7.2. Deney Modellerinin Sayısal İncelenmesi	60
7.2.1. Sayısal incelemelerde elde edilen sonuçlar	61
7.3. Düz Bir Plaka Üzerinde Değişik Delik Geometrileri İçin Film Soğutmanın Sayısal İncelenmesi	61
7.3.1. Model geometrileri ve enjeksiyon delikleri	61

7.3.2. Ağ aralığı(Düğüm noktası sayısının belirlenmesi)	63
7.3.3. Reynolds sayısı	64
7.3.4. Düz bir plaka üzerinde değişik delik geometrileri için sayısal sonuçlar	64
7.4. Eğrisel Yüzeyler Üzerinde Film Soğutmanın Sayısal İncelenmesi	65
7.4.1. Model geometrileri ve enjeksiyon delikleri	65
7.4.2. Eğrisel yüzey ve dikdörtgen delik için sayısal sonuçlar	68
7.4.3. Eğrisel yüzey çalışmasının literatürdeki bir deneysel çalışma ile karşılaştırılması	69
8. DENEYSEL VE SAYISAL ÇALIŞMALARIN KARŞILAŞTIRILMASI	71
9. SONUÇ VE ÖNERİLER	74
KAYNAKLAR	80
EKLER	88
ÖZGEÇMİŞ	161

TABLO LİSTESİ

	Sayfa No
Tablo 3.1 Karton şablon delik çapları ve üfleme oranları.....	23
Tablo 4.1 Silindirik delik ile yapılan deneylerde kullanılan değerler.....	31
Tablo 4.2 Tek sıralı dikdörtgen delik ile yapılan deneylerde kullanılan değerler	32
Tablo 4.3 İki sıralı dikdörtgen delik ile yapılan deneylerde kullanılan değerler	34
Tablo 4.4 Hız ve türbülans ölçümünde kullanılan değerler.....	36
Tablo 4.5 Kalibrasyon sıcaklıkları hue değerleri.....	42
Tablo 5.1 Gerçek türbinlerde sıcaklık değerleri	44
Tablo 5.2 Gerçek türbin motorlarında performans değerleri	45
Tablo 5.3 Gerçek türbinlerde Re ve Mach sayısı değerleri	47
Tablo 5.4 Yüksek basınç türbini giriş ve çıkış değerleri	48
Tablo 5.5 Yüksek basınç türbini soğutma havası kütleli debisi dağılımı	49
Tablo 7.1 Değişik geometriler ve değişik eğrisel yüzeyler için kullanılan veriler.....	58
Tablo 7.2 Akışa dik yöndeki enjeksiyon delik geometrileri ve boyutları.....	62
Tablo 7.3 0.5 üfleme oranı için düğüm noktası sayısı artırılmasının sayısal sonuçlar üzerine etkisi.....	63
Tablo 7.4 Değişik geometriler ve değişik eğrisel yüzeyler için kullanılan veriler.....	64
Tablo 7.5 Yüzeyler ve akışa dik yöndeki delik geometrisi boyutları.....	66
Tablo 7.6 Yüzey profil denklemleri katsayıları	67
Tablo 7.7 0.5 üfleme oranı için düğüm noktası sayısının 223200'den 242400'e çıkarılmasının sayısal sonuçlar üzerine etkisi.....	68
Tablo A.1 Silindirik delik geometrisi deneylerinde debi ve hız hesabı için kullanılan ve hesaplanan değerler.....	88
Tablo A.2 Tek sıralı dikdörtgen delik geometrisi deneylerinde debi ve hız hesabı için kullanılan ve hesaplanan değerler.....	89
Tablo A.3 İki sıralı dikdörtgen delik geometrisi deneylerinde debi ve hız hesabı için kullanılan ve hesaplanan değerler.....	90
Tablo H.1 Silindirik delikler için yapılan deneylerde hata analizi.....	157
Tablo H.2 Tek sıralı dikdörtgen delikler için yapılan deneylerde hata analizi.....	158
Tablo H.3 İki sıralı dikdörtgen delikler için yapılan deneylerde hata analizi.....	159

ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1.1 : Joule-Brayton termodinamik çevrimi.....	1
Şekil 1.2a : Gaz türbini verimine maksimum sıcaklığın ve sıkıştırma oranının etkisi.....	2
Şekil 1.2b : Gaz türbini gücüne maksimum sıcaklığın ve sıkıştırma oranının etkisi.....	3
Şekil 1.3 : Kanat soğutma metodları.....	4
Şekil 1.4 : Film soğutma.....	5
Şekil 3.1 : Deney düzeneğinin şematik görünümü.....	15
Şekil 3.2 : Deney düzeneği fotoğrafı.....	15
Şekil 3.3 : Rüzgar tüneli fotoğrafı.....	16
Şekil 3.4 : Plexiglass levha.....	16
Şekil 3.5 : Plexiglass levha.....	17
Şekil 3.6a : Akış düzenleyen odacık fotoğrafı.....	17
Şekil 3.6b : Akış düzenleyen odacık.....	18
Şekil 3.7 : Orifis.....	18
Şekil 3.8 : Orifis boyutları.....	19
Şekil 3.9 : Debi ölçümünde kullanılan boruların şematik görünümü.....	19
Şekil 3.10 : Debi ölçümünde kullanılan boruların fotoğrafı.....	19
Şekil 3.11a : Isıtıcı	20
Şekil 3.11b : Reosta.....	20
Şekil 3.12 : Vantilatör.....	20
Şekil 3.13 : Eğik manometre.....	21
Şekil 3.14 : Strafor boyutları.....	21
Şekil 3.15a : Termoeleman birleşimi.....	22
Şekil 3.15b : Dijital termometre.....	22
Şekil 3.16 : Sızdırmazlık elemanları.....	22
Şekil 3.17 : Karton şablonun vantilatör üzerindeki görünümü.....	22
Şekil 3.18 : Polyester levha.....	23
Şekil 3.19 : Sıvı kristal.....	24
Şekil 3.20 : Sıcak tel anemometresi	24
Şekil 3.21 : Ölçüm probu şematik görünüşü.....	24
Şekil 3.22 : 55P15 sınır tabaka probu.....	25
Şekil 3.23 : Prop tutucuları.....	25
Şekil 3.24 : Subsonik kalibrasyon tüneli.....	25
Şekil 3.25 : Travers mekanizması.....	26
Şekil 3.26 : Ara bilgi toplayıcı.....	26
Şekil 4.1 : Orifis boru montajı.....	27
Şekil 4.2 : Plexiglass üzerinde silindirik deliklerin şematik görünümü.....	30
Şekil 4.3 : Termoelemanların plexiglass levha üzerine yerleştirilme konumları.....	30
Şekil 4.4 : Tek sıra dikdörtgen kesitli deliklerin şematik görünümü.....	31

Şekil 4.5	: Termoelemanların levha üzerine yerleştirilme konumları.....	32
Şekil 4.6	: İki sıra dikdörtgen kesitli deliklerin şematik görünümü.....	33
Şekil 4.7	: Termoelemanların levha üzerine yerleştirilme konumları.....	33
Şekil 4.8	: Hız ölçüm yönlerinin şematik gösterimi.....	35
Şekil 4.9	: Hız ölçüm probunun ana akış yönüne yerleşim durumu.....	35
Şekil 4.10	: Hız ölçüm probunun ana akış paralel yüzeye dik yerleşimi.....	36
Şekil 4.11	: Deney parçası.....	37
Şekil 4.12	: XY düzleminde ölçüm noktaları.....	37
Şekil 4.13	: XZ düzleminde ölçüm noktaları.....	38
Şekil 4.14	: Tek sıra dikdörtgen delik için XY düzleminde ölçüm noktaları....	38
Şekil 4.15	: Tek sıra dikdörtgen delik için XZ düzleminde ölçüm noktaları....	39
Şekil 4.16	: İki sıra dikdörtgen delik için XY düzleminde ölçüm noktaları....	39
Şekil 4.17	: İki sıra dikdörtgen delik için XZ düzleminde ölçüm noktaları.....	40
Şekil 4.18	: Kalibrasyonda kullanılan termoeleman yerleri.....	42
Şekil 5.1	: J79 Gaz türbin motorunda sıcaklık, hız ve basınç değişimleri	45
Şekil 5.2	: Türbin kanat yüzünde sıcaklık değişimi	46
Şekil 5.3	: Türbin kanat profili	48
Şekil 5.4	: Türbin kanat yüzünde ısı taşınımı değişimi	48
Şekil 7.1	: Düz bir plaka üzerinde enjeksiyon delikleri.....	62
Şekil 7.2	: Rüzgar tüneli modelinin şematik görünümü.....	63
Şekil 7.3	: Eğrisel yüzey üzerinde enjeksiyon delikleri.....	66
Şekil 7.4	: Rüzgar tüneli modelinin şematik görünümü.....	67
Şekil 7.5	: Eğrisel ve düz yüzey film soğutma etkenliklerinin karşılaştırılması.....	69
Şekil 7.6	: Eğrisel ve düz yüzey film soğutma etkenliklerinin karşılaştırılması.....	70
Şekil 7.7	: Eğrisel yüzeyde film soğutma etkenliğinin deneysel ve sayısal karşılaştırması.....	70
Şekil 8.1	: Silindirik deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması.....	71
Şekil 8.2	: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması.....	71
Şekil 8.3	: İki sıralı, 2.sıra dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması.....	72
Şekil 8.4	: 330 K enjeksiyon sıcaklığı için ana akış doğrultusunda hata değerleri dikkate alınarak film soğutma etkenliği değişimi.....	73
Şekil 9.1	: Delik geometrisi ve jet Reynolds sayılarının film soğutma etkenliğine etkileri.....	74
Şekil 9.2	: Aynı delik geometrisinin yüzeye farklı yerleştirilmesinin film soğutma etkenliğine etkileri.....	75
Şekil 9.3	: Tek sıra dikdörtgen deliklerde, üfleme oranlarının film soğutma etkenliğine etkileri.....	76
Şekil 9.4	: Silindirik deliklerde, momentum akı oranlarının film soğutma etkenliğine etkileri.....	76
Şekil 9.5	: Silindirik deliklerde, yoğunluk oranlarının film soğutma etkenliğine etkileri.....	77
Şekil 9.6	: Eğrisel ve düz yüzeyde film soğutma etkenliği karşılaştırması	78
Şekil 9.7	: Eğrisel yüzeyde film soğutma etkenliğinin deneysel ve sayısal karşılaştırması.....	78

Şekil B.1	: Farklı enjeksiyon sıcaklıklarında, ana akış doğrultusunda, $Z/D_1 = 0$ da üfleme oranlarına göre film soğutma etkenliklerinin değişimi.....	91
Şekil B.2	: Farklı enjeksiyon sıcaklıklarında ana akış doğrultusunda, $Z/D_1 = 0.5$ de üfleme oranlarına göre film soğutma etkenliklerinin değişimi.....	92
Şekil B.3	: Farklı enjeksiyon sıcaklıklarında ana akış doğrultusunda, $Z/D_1 = -1$ de üfleme oranlarına göre film soğutma etkenliklerinin değişimi.....	93
Şekil B.4	: Silindirik deliklerde farklı üfleme oranları için momentum akı oranlarının film soğutma etkenliğine etkileri.....	94
Şekil B.5	: Enjeksiyon sıcaklığı 325 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma.....	95
Şekil B.6	: Enjeksiyon sıcaklığı 330 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma.....	96
Şekil B.7	: Enjeksiyon sıcaklığı 335 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma.....	97
Şekil B.8	: Enjeksiyon sıcaklığı 340 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma.....	98
Şekil B.9	: Enjeksiyon sıcaklığı 345 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma.....	99
Şekil B.10	: Enjeksiyon sıcaklığı 350 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma.....	100
Şekil B.11	: Tek sıra dikdörtgen deliklerde, farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma.....	101
Şekil B.12	: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde momentum akı oranları değişimine göre etkenliğin değişimi.....	102
Şekil B.13	: Tek sıra dikdörtgen deliklerde, farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma.....	104
Şekil B.14	: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde ana akışa yatayda dik yönde momentum akı oranları değişimine göre etkenliğin değişimi.....	105
Şekil B.15	: İki sıra dikdörtgen deliklerde, birinci sıra için farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma.....	107
Şekil B.16	: İki sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde 1. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi.....	108
Şekil B.17	: İki sıra dikdörtgen deliklerde, birinci sıra için $X/D_3=1$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma.....	110
Şekil B.18	: İki sıralı dikdörtgen deliklerde yatay yönde, 1. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi.....	111
Şekil B.19	: İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra $Z/D_3=0$ da farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranlarına göre karşılaştırma..	113
Şekil B.20	: İki sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde($Z/D_3=0$), 2. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi.....	114
Şekil B.21	: İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra $Z/D_3=0.5$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranlarına göre karşılaştırma..	116
Şekil B.22	: İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra $Z/D_3=-1$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranlarına göre karşılaştırma..	117
Şekil B.23	: İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra için $X/D_3=1$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma.....	118

Şekil B.24 : İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra için $X/D_3=2$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma.....	119
Şekil B.25 : İki sıralı dikdörtgen deliklerde yatay yönde, 2. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi.....	120
Şekil B.26 : Silindirik deliklerde ana akış yönünde değişik konumlar için hız profilleri.....	122
Şekil B.27 : Silindirik deliklerde y yönünde değişik konumlar için hız profilleri.....	123
Şekil B.28 : Silindirik deliklerde ana akış yönünde değişik konumlar için türbülans değerleri.....	124
Şekil B.29 : Silindirik deliklerde y yönünde değişik konumlar için türbülans değerleri.....	125
Şekil B.30 : Tek sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde hız değerleri..	126
Şekil B.31 : Tek sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde türbülans değerleri.....	127
Şekil B.32 : Ana akış doğrultusunda 1. sıra delik için çeşitli noktalarda hız profilleri.....	128
Şekil B.33 : Ana akış doğrultusunda 2. sıra delik için çeşitli noktalarda hız profilleri.....	129
Şekil B.34 : 1. sıra delik için y doğrultusunda çeşitli noktalarda hız değişimleri.....	130
Şekil B.35 : 2. sıra delik için y doğrultusunda çeşitli noktalarda hız değişimleri.....	114
Şekil B.36 : Ana akış doğrultusunda 1. sıra delik için çeşitli noktalarda türbülans ölçümleri.....	132
Şekil B.37 : Ana akış doğrultusunda 2. sıra delik için çeşitli noktalarda türbülans ölçümleri.....	133
Şekil B.38 : y doğrultusunda 1. sıra delik için çeşitli noktalarda türbülans ölçümleri.....	134
Şekil B.39 : y doğrultusunda 2. sıra delik için çeşitli noktalarda türbülans ölçümleri.....	135
Şekil C.1 : 330 K enjeksiyon sıcaklığında farklı üfleme oranlarında sıcaklık veya soğutma etkenliği eğrileri.....	136
Şekil C.2 : 330 K enjeksiyon sıcaklığında farklı üfleme oranlarında sıcaklık veya soğutma etkenliği eğrileri.....	137
Şekil C.3 : 330 K enjeksiyon sıcaklığında farklı üfleme oranlarında sıcaklık veya soğutma etkenliği eğrileri.....	138
Şekil D.1a : Ana akış doğrultusunda film soğutma etkenliği değişimi.....	139
Şekil D.1b : Ana akışa dik doğrultusunda film soğutma etkenliği değişimi.....	139
Şekil D.2a : Ana akış doğrultusunda film soğutma etkenliği değişimi.....	140
Şekil D.2b : Ana akışa dik doğrultusunda film soğutma etkenliği değişimi.....	140
Şekil D.3a : Ana akış doğrultusunda 1.sıra delik için film soğutma etkenliği değişimi.....	141
Şekil D.3b : Ana akış doğrultusunda 2.sıra delik için film soğutma etkenliği değişimi.....	141
Şekil E.1 : Ana akış yönünde değişik üfleme oranı için geometrilerin karşılaştırılması.....	142
Şekil E.2 : Ana akışa dik yönde değişik üfleme oranı için geometrilerin karşılaştırılması.....	143

Şekil F.1	: Ana akış yönünde değişik üfleme oranı için geometrilerin karşılaştırılması.....	144
Şekil F.2	: Ana akışa dik yönde değişik üfleme oranı için geometrilerin karşılaştırılması.....	145
Şekil G.1	: Silindirik deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması.....	146
Şekil G.2	: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması.....	147
Şekil G.3	: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması.....	149
Şekil G.4	: İki sıralı, 2.sıra dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması.....	151
Şekil G.5	: İki sıralı, 2.sıra dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması.....	153
Şekil H.1	: 330 K enjeksiyon sıcaklığı ve 1.75 üfleme oranı için ana akış doğrultusunda hata değerleri dikkate alınarak film soğutma etkenliği değişimi.....	160

SEMBOL LİSTESİ

A	:Yüzey, geometri, kesit alanı, katsayı
a	: Delik boyut, katsayı
B	: Katsayı, yüzey, geometri
b	: Delik boyutu
C	: Model sabiti, yüzey, geometri
c	: Maksimum eğrilik
Ç	: Islak çevresi
D	: Çap, yüzey, geometri
d	: Çap
E	: Geometri
F	: Geometri
g	: Yerçekim ivmesi
G_b	: Kaldırma kuvvetinden türbülans kinetik enerji üretimi
G_k	: Ortalama hız gradyanlarından türbülans kinetik enerji üretimi
h	: Isı taşınım katsayısı
I	: Momentum akı oranı
k	: Türbülans kinetik enerji, özgül ısılar oranı
k-ε	: Türbülans modeli adı
M	: Üfleme oranı , Mach sayısı
P	: Basınç
Pr	: Prandtl sayısı
R	: Ölçülen büyüklük
r	: Eğrilik yarıçapı
Re	: Reynolds sayısı
S	: Entropi
s	: Uzunluk
T	: Sıcaklık
Tu	: Türbülans şiddeti
t	: Zaman
U	: Akış hızı
u	: Ortalama hız değerinden sapma
u[*]	: Sürtünme hızı
u⁺	: Boyutsuz hız
V	: Akış hızı
$\bar{V}$	: Ortalama hız
w	: Hata oranı
X	: Bağımsız değişken, yön
Y	: Yön
y⁺	: Boyutsuz uzunluk
Z	: Yön
π	: Basınç oranı
η	: Verim

m	: Akışkan debisi
α	: Akım katsayısı, enjeksiyon açısı
ε	: Genleşme faktörü, türbülans dağılma (dissipation) oranı
Δh	: Manometrede ölçülen yükseklik farkı
ΔP	: Basınç farkı
ρ	: Akışkan yoğunluğu
β	: Çap oranı, ısı genleşme oranı
ν	: Akışkanın kinematik viskozitesi
μ	: Akışkanın dinamik viskozitesi
σ	: Model sabit
κ	: von Karman sabiti

Alt İndisler

ad	: Adyabatik
c	: Kompresör
j	: Enjekte edilen akışkan
m	: Kütle
n	: Bağımsız değişken sayısı
t	: Türbin, toplam, türbülans
th	: Isıl
∞	: Ana akış

GAZ TÜRBİN KANADI ÜZERİNDE FİLM SOĞUTMANIN SAYISAL VE DENEYSEL İNCELENMESİ

ÖZET

Gaz türbin tasarımcıları gaz türbinlerinin verimlerinin yüksek olmasını isterler. Yüksek verim, gaz türbinlerinde tercih edilme sebeplerinden biridir. Gaz türbinlerinde yüksek çevrim verimi elde edebilmek için yüksek türbin giriş sıcaklığı gereklidir. Uçaklar için, minimum sıcaklık çevre sıcaklığıdır. Bu sebepten dolayı gaz türbininin ısı veriminin sistemin maksimum sıcaklık noktası olan türbin giriş sıcaklığına bağlı olduğu açıktır.

Türbin giriş sıcaklığı mevcut kanat malzemeleri ile sınırlanır. Yüksek giriş sıcaklıklarında hareketli ve sabit kanat malzemelerinde hasarlanmalar deformasyonlar gözlenir. Dolayısıyla, bu sıcaklıklara dayanabilir hareketli ve sabit kanat malzemeleri bulunmalıdır..

Yüksek sıcaklıklara dayanabilen kanat malzemesini üretmek, malzeme teknolojisindeki gelişmelerle ilişkilidir. Mevcut kanat malzemeleri özel alaşımlardan ve kaplamalardan yapılmıştır. Ayrıca yeni kanat malzemesini oluşturmak oldukça uzun süre almaktadır. Bu özelliklerden dolayı yüksek sıcaklıklara dayanabilen kanadı oluşturma pahalı bir yöntemdir.

Kanat malzemesinin hava ile soğutulması yüksek sıcaklıklardan korunması ucuz bir yöntemdir. İyi bir yüksek verim için hem malzeme teknolojisindeki gelişmeleri hem de soğutma metotlarını birlikte kullanmak tercih edilmelidir.

Rotor ve stator kanatlarının soğutulması hem hava hem de sıvı soğutması ile başarıla bilinir. Su ile soğutma iyi olmasına rağmen sızıntı ve pas oluşturma gibi olumsuz yönleri vardır. Hava ile soğutma özellikle uçak gaz türbin motorları için uygundur. Soğutma havası kompresör çıkışından alınır.

İç soğutmada kanat içine delikler açılır ve kökten uca soğutma havası gönderilir. Bu soğutma en yaygın olarak kullanılan metotlardan biridir. Kanadın hücum kenarının soğutulması kanat iç yüzeyine daha soğuk jetin çarpması ile gerçekleştirilebilir. Bu soğutmaya çarptırma soğutması denir. Çarptırma soğutması bölgesel alanlarda çok etkili soğutma metodudur.

Kanat dış yüzeyleri doğrudan sıcak gazlardan etkilenir. Kanat yüzeylerinin soğutulmasına dış soğutma denilir. Dış soğutma türleri terleme ve film soğutmasıdır. Terleme soğutmasında soğutucu gözenekli duvar içinden geçirilir. Günümüzün gözenekli malzemelerinin ısı ve mekaniksel gücü sınırlıdır.

Film soğutmasında, kanat yüzeyine belirli açılarda delikler açılarak soğutma havasının enjekte edilmesi ile yüzeyde film tabakası oluşturularak gerçekleştirilir. Bu yöntem film soğutması denir.

Film soğutması taşınım soğutması ve çarpıtma soğutmasından çok daha fazla etkilidir. Soğutma havası, kanadın ve deliklerin içinden geçtiğinde enerji yutar. Ayrıca film soğutması sıcak gazlardan kanada taşınan enerjinin miktarını azaltarak metal (kanat) sıcaklığını azaltır.

Film soğutması en çok yaygın olarak kullanılan kanat soğutma metotlarından biridir. Yaygın olarak kullanılmasına rağmen bilinmeyen yönü çok fazladır. Dolayısıyla bu soğutma metodu birçok araştırmacının ilgisini çekmektedir.

Bu tezde ana akış ve jet akışının çapraz akış şeklinde karışması deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Film soğutmasına etki eden hız, sıcaklık, delik geometrisi, delik dizilişi ve delik eğimi durumları önceki çalışmalardan farklı olarak incelenmiştir.

Literatürde bir çok araştırmacı film soğutmasından çok jetlerin davranışını incelemişler ve incelemektedirler. Bu incelemeler çoğunlukla normal ve eğik doğrultularda jetlerin davranışıyla ilgilidir.

Film soğutması ile ilgili araştırmalar iki grupta toplanabilir. Birinci grup ısı geçişi ve aerodinamik alanlarda metot ve model geliştirmedir. İkinci grup deneysel alanlarda üfleme ve momentum akı oranı, serbest ve jet türbülansı, geometrik parametrelerdir (delik eğimi, delikler arası mesafe, çok sıralılık, yüzey eğriliği).

Bu tezde yapılan deneysel çalışmalar Hava Harp Okulu Dekanlığı Aerodinamik Laboratuvarında bulunan rüzgar tüneline gerçekleştirilmiştir. Sıcaklık ölçüm deneylerinde vantilatör, ısıtıcı, orifis, plenum odası, termoelemanlar, dijital termometre, eğik manometre ve plexiglass levhalar kullanılmıştır. Hız ve türbülans ölçümü için yukarıdaki teçhizatlara ilave olarak, kalibrasyon tüneli, sıcak tel anemometresi, travers mekanizması, hız ölçüm probu ve tutucuları, ara bilgi toplayıcı ve bilgisayar kullanılmıştır.

Deneyler tek sıralı silindirik ve dikdörtgenler ile iki sıralı dikdörtgen delikler için yapılmıştır. Deneyler her geometri için farklı üfleme sıcaklığı ve farklı üfleme oranlarında gerçekleştirilmiştir. Sıcaklık ölçümleri termoelemanlar ile yapılmıştır. Düz levha üzerindeki delikler ana akış yönü ile 30° açıdadır.

Silindirik deliklerde 8.5 mm çap ve 11 enjeksiyon deliği kullanılmıştır. Sıcaklık ölçümleri için 6. delik dikkate alınmıştır. Tek ve iki sıralı dikdörtgen deliklerde 9x6.5 mm delik kesit boyutları ve her sırada 3 enjeksiyon deliği kullanılmıştır. Sıcaklık ölçümleri her iki sıra için 2. delikler için yapılmıştır.

Termoelemanlar ile ölçülen sıcaklık değerleri kullanılarak film soğutma etkenlikleri, ana akışa enjekte edilen jetin çapraz akış içine giriminin bir ölçüsü olan momentum akı oranı ise ana akış ve jet hızının ölçülmesiyle hesaplanmıştır. Film soğutma etkenlikleri her delik geometrisi ve sıra için dikkate alınmıştır.

Deneysel olarak yapılan diğer bir çalışma ise her bir delik geometrisi ve 1.75 üfleme oranı için iki boyutlu hız ve türbülans şiddetleri ölçümüdür. Hız ve türbülans

ölçümleri jet ve ana akışın karışım bölgesinde hız ölçüm probu ve sıcak tel (hot-wire) anemometresi kullanılarak yapılmıştır.

Son yıllarda deneysel çalışmalar sıvı kristal kullanılarak yapılmaya başlanmıştır. Silindirik deliklerde farklı üfleme oranlarında, 330 ve 335 K enjeksiyon sıcaklığı için, iki sıralı dikdörtgen deliklerde farklı üfleme oranlarında, 330 K enjeksiyon sıcaklığı için film soğutma etkenlikleri deney düzeneğinde sıvı kristal kullanılarak ölçülmüştür.

Bilgisayar teknolojisindeki ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımlarının gelişmesiyle de araştırmaların bir kısmı sayısal olarak yapılmaya başlanmıştır. Bu tezde de yapılan deneyler sayısal olarak modellenmiş, en düşük ve en yüksek jet sıcaklıkları için farklı üfleme oranları dikkate alınarak film soğutma etkenlikleri levha yüzeyinde iki boyutlu olarak incelenmiştir.

Buna ilave olarak, farklı delik geometrilerinin ve yüzey eğriliğinin film soğutmasına etkileri sayısal olarak incelenmiştir. Sayısal çalışmalarda karşılaştırmalar seçilen üfleme oranlarına göre yapılmıştır. Film soğutma etkenliği, çözüm sonucu elde edilen sıcaklık değerlerinin soğutma etkenliği ifadesinde yerine yazılmasıyla hesaplanmıştır.

Rüzgar tüneli ve delikler sırasıyla hexahedral ve tetrahedral elemanlar kullanılarak ağ yapısı oluşturulmuştur. Sayısal modellerde optimum ağ kullanılmıştır. Enjeksiyon delik kesitlerinde ve jetler ile ana akışın karıştığı bölgelerde diğer bölgelere göre daha sık ağ aralığı kullanılmıştır. Modellerimizde k-ε türbülans modeli, enerji denklemi, ana akış ve soğutucu akışkan olarak hava ve duvarlar için standart duvar fonksiyonları seçilmiştir. Ayrıca sistemin kararlı, duvarlarda ısı kaybının olmadığı ve havanın ideal gaz olduğu kabulleri yapılmıştır.

Sayısal ve deneysel çalışmaların sonucunda film soğutma etkenlikleri benzerlikler göstermiş ve film soğutma için delik geometrileri ve üfleme oranlarının önemli olduğu gösterilmiştir. Buna göre dikdörtgensel delikler dairesel deliklere göre daha iyidir.

Diğer önemli bir sonuç üfleme oranı değişiminin film soğutma etkenliğine etkisidir. İyi bir soğutma için uygun üfleme oranları seçilmelidir. Deneysel ve sayısal çalışmalar için mevcut üfleme oranları arasında en iyi üfleme oranı 0.5 bulunmuştur.

Düşük üfleme oranlarında ana akış, jeti daha kolay bükebilmekte ve böylece jet yüzey üzerine yapışabilmektedir. Yüksek üfleme oranlarında jetin ana akış içine girinimi daha iyi olmaktadır. Bu durum jetin momentumunun ana akışın momentumundan daha iyi olduğunu gösterir. Böyle durumda yüzeyden ayrılmalar oluşmuştur.

Film soğutmasını etkileyen diğer önemli özellik yüzey eğriliğidir. İyi bir film soğutma için optimum yüzey eğriliği yada gaz türbini kanat eğriliğine uygun enjeksiyon delik geometrisi ve üfleme oranı seçilmelidir.

İki boyutlu jet hızı ölçüm deneyleriyle jetin akış deliğinden itibaren genişleyerek ilerlediği anlaşılır. Karışım bölgesinde jet hızı ana akış doğrultusunda ve y yönünde

ilerledikçe azalmıştır. Ayrıca karışım bölgesinde ana akış doğrultusundaki hızın tepe noktası yeri ana akış yönünde ilerledikçe y doğrultusunda değişir.

EXPERIMENTAL AND COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF FILM COOLING ON THE BLADE OF GAS TURBINE

SUMMARY

Gas turbine designers want the gas turbines to have high efficiency. High efficiency is one of the reasons of choosing gas turbines. High turbine inlet temperatures are required to obtain high cycle efficiency in modern gas turbines. For aircrafts, the minimum temperature is the ambient temperature. Therefore, it is obvious that the thermal efficiency of a gas turbine is dependent on the turbine inlet temperature which is the maximum temperature point of systems.

The turbine inlet temperature is limited by current blade and vane materials. Damages and deformations are observed in the blade and vane materials at high temperature. Thus, blade and vane materials should be resistible to such high temperatures.

The production of blade and vane materials resistible to high temperatures is related to the improvements of material technology. The current blade and vane materials are made of special alloys and coatings. Moreover, the formation of new blade materials takes very long time. Therefore, the formation of blades resistible to high temperature is an expensive method.

The protection of blade and vane materials from high temperatures by cooling with air is a less expensive method. For good, high efficiency, one should prefer to use both the improvement on materials technology and the cooling methods together.

Cooling of the blade and vane can be achieved either by air or liquid cooling. Although water cooling is a good method, it has the problems of leakage and corrosion. Cooling with air is especially suitable for aircraft gas turbines. Cooling air is taken from the exit of the compressor.

Holes are opened on the inside of the blade and vane for internal cooling and cooling air is injected from root to tip in the blade. Such cooling is one of the most commonly used methods. The cooling of the leading edge of the blade can be realized with impingement of jet the inner surface of the blade. This cooling is called impingement cooling. Impingement cooling is a very effective method in local areas.

Blade and vane surfaces are directly affected from hot gases. The cooling of blade surfaces is called external cooling. The external cooling types are transpiration and film cooling. In transpiration cooling, the coolant passes through a porous wall. The thermal and mechanical strength of today's porous materials are limited.

In film cooling, cooling air is injected from holes which are opened with a certain angle to the blade surface and the film layer appears on the blade surface. This method is called film cooling. Film cooling is much more effective than convection cooling and impingement cooling. The cooling air absorbs energy as it passes inside the blade and through the holes, and then further reduces the metal (blade) temperature by reducing the amount of energy transferred from the gases to the blade.

Film cooling is one of the most commonly used blade cooling methods. Although the film cooling is used commonly it has lots of unknown aspects. Therefore, many researchers are interested in this cooling method.

In this thesis, the mixture of main flow and jet as cross flow has been investigated experimentally and computationally. Velocity, temperature, hole geometry, hole arrangement and hole curvature which affect film cooling have been investigated which is different from previous studies.

In literature, a lot of researchers have investigated the behaviour of jets instead of film cooling. These investigations usually deal with behaviour of jets which have normal and oblique directions.

Investigations related with film cooling can collect two groups. First group is method and model improvements in heat transfer and aerodynamic fields. Second group is blowing and momentum flux ratios, free and jet turbulence and geometrical parameters (hole slope, distance between holes, multi rows, surface curvature) in experimental fields.

The experiments, which are given in this thesis, have been conducted on wind tunnel which is in Aerodynamic Laboratory of Air Force Academy. Fan, heater, orifice, plenum chamber, thermoelement, digital thermometer, oblique manometer and plexiglass plate have been used for measuring temperature in experiments. In addition to these equipments, calibration tunnel, hot wire anemometer, traverse mechanism, velocity measurement probe, distance knowledge collector and computer have been used for measuring the velocity and turbulence intensity.

The experiments have been conducted for single row cylinder and rectangle holes and two rows rectangle holes. They have been realized for every geometry in different blowing temperatures. The holes on flat plate are 30° angle with main flow direction.

Cylindrical holes have a diameter of 8.5 mm and eleven injection holes. Sixth hole is used for measuring the temperature. The cross-section dimensions of holes, which are rectangle with single and two rows are 9x6.5 mm and these experiments have been used for three injection holes in every row. Moreover the measuring of temperatures has been done for the second hole in every row.

The film cooling effectiveness has been calculated by using temperature values, which are measured with thermo elements. The momentum flux ratios, which indicate a quantity of penetration into cross flow of jet injected into main flow, have been calculated by measuring of main flow and jet velocities. The film cooling efficiency has been considered for every hole geometry and row.

The other experimental study is two dimensional velocity and turbulence intensity measurements for every hole geometry and 1.75 blowing ratio. The measurements of velocity and turbulence intensity have been done by using hot wire anemometer at the mixture region of jet and main flow.

In recent years, the experimental studies have been performed by using liquid crystal. The film cooling efficiency have also been measured for 330 and 335 K, injection temperatures at cylindrical and different blowing ratios and for 330 K, injection temperature at two rows rectangle holes and different blowing ratios by using liquid crystal on the experiment equipments.

Some investigations have been done computationally due to the improvements of computer technologies and computational fluid dynamics softwares. The experiments, which have been finished are modelled as computational in this thesis and the two dimensional film cooling effectiveness on flat plate have been investigated for the lowest and the biggest jet temperatures at different blowing ratios.

In addition to this, the effects of different hole geometries and surface curvature to film cooling have been investigated computationally. In the computational studies, comparisons have been made according to chosen blowing ratios. Film cooling effectiveness has been calculated by writing temperature acquired through the results of solutions in the cooling effectiveness area.

The wind tunnel and the holes were meshed with hexahedral and tetrahedral map respectively. Optimum mesh has been used in computational models. The injection hole sections have been used finer meshed compared to other sections. Standard k- ϵ turbulence model with standard wall function for walls have been selected. Steady state solutions have been obtained assuming no heat loss at the injection hole surfaces. Furthermore, it has been accepted that the system is determined, there is no loss of heat in the walls and the air contains the ideal gas.

As a result of computational and experimental studies, the film cooling effectiveness has proven to be similar and it has been demonstrated that hole geometries and blowing ratios are important for film cooling. Therefore, it has been observed that rectangle holes are better than cylindrical holes.

Another important result is the effect of the change of blowing ratio on the film cooling. Appropriate blowing ratios need to be selected for a good cooling. It has been found out that in the current blowing ratios, the best blowing ratio for experimental and computational studies is 0.5.

The main flow bends the jet at the low blowing ratios easily and so, the jet gets stuck on blade surface. At high blowing ratios, jet goes in the main flow more easily. This shows that the momentum of jet is better than the momentum of main flow. At such case, the separations from the blade surface have appeared.

Another important property affecting the film cooling is surface curvature. Either optimum surface curvature or appropriate injection hole geometry and blowing ratio for the blade curvature of gas turbine need to be selected for a good film cooling.

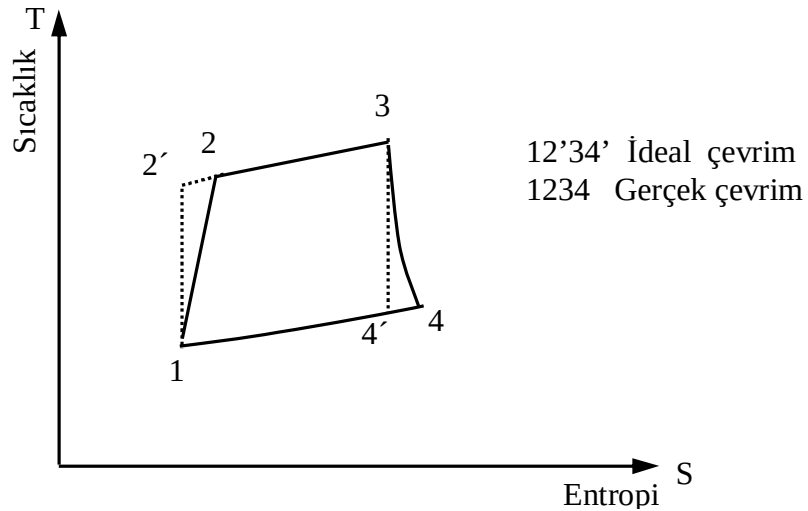
With the two-dimensional jet velocity experiments, it has been understood that the jet enhances and advances through the flowing hole. In the mixture area, the jet velocity has decreased in the main flow direction and as it advances in y-direction. Also, the peak point position of velocity at the main flow direction changes as it moves in y-direction in the main mixture area.

1. GİRİŞ

Gaz türbinlerinden yüksek verim elde etmenin en önemli yollarından biri türbin giriş sıcaklığını yüksek tutmaktır. Türbin giriş sıcaklığını yüksek tutabilmenin iki yolu vardır. Bunlardan birincisi türbin kanat malzemelerinin iyileştirilmesi, ikincisi kanatların soğutulmasıdır. Türbin kanat malzemesinin iyileştirilmesi malzeme teknolojisindeki gelişmeler ve malzeme yüzeyine uygulanan yeni teknikler ile mümkündür. Çoğu zaman malzeme teknolojisindeki gelişmelerin uzun süre alması ve maliyetlerin yüksek olması sakınca oluşturmaktadır. Soğutma yöntemleri ise daha ucuz olmaktadır. Bundan dolayı soğutma yöntemleri bir çok tasarımcı ve araştırmacı için ilgi odağı olmuştur. Yüksek türbin verimi için hem malzeme teknolojilerindeki gelişmelerin hemde soğumanın kullanılması en iyi yoldur.

1.1 Türbin Giriş Sıcaklığı

Bir gaz türbini Joule/ Brayton termodinamik çevrimine göre çalışır.



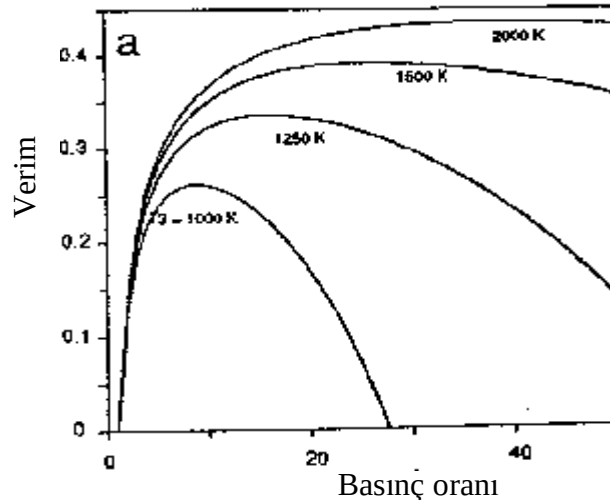
Şekil 1.1: Joule-Brayton termodinamik çevrimi

Çevrimin ısı verimi (η_{th}) aşağıdaki gibi, özgül işin akışkana aktarılan ısıya oranı olarak tanımlanır:

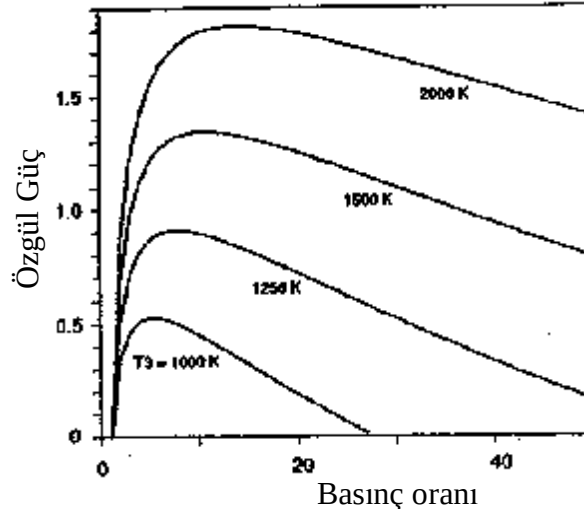
$$h_{th} = \frac{h_t \frac{T_3}{T_1} \left(1 - \frac{1}{p^m}\right) - \frac{1}{h_c} (p^m - 1)}{\left(\frac{T_3}{T_1} - 1\right) - \frac{1}{h_c} (p^m - 1)} \quad (1.1)$$

Burada $m = \frac{k-1}{k}$ $p = \frac{P_2}{P_1}$ $h_c = \frac{T_2' - T_1}{T_2 - T_1}$ $h_t = \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_4'}$ dir.

Denklem 1.1 'de p basınç oranı, h_c kompresör verimi, h_t türbin verimidir. Ayrıca k özgül ısılar oranını ifade eder. Yukarıdaki ısı verim ifadesinde T_3 türbin giriş sıcaklığı etkisi açık olarak görülmemektedir. Bu nedenle kompresör ve türbin veriminin bazı tipik değerleri için T_3 bir parametre olarak alınarak, basınç ve ısı veriminin değişimi grafiksel olarak görülebilir. Şekil 1.2a da türbin giriş sıcaklığı-basınç-verim ilişkisi, Şekil 1.2b de türbin giriş sıcaklığı-basınç-özgül güç gösterilmiştir.



Şekil 1.2a: Gaz türbini verimine maksimum sıcaklığın ve sıkıştırma oranının etkisi [1]



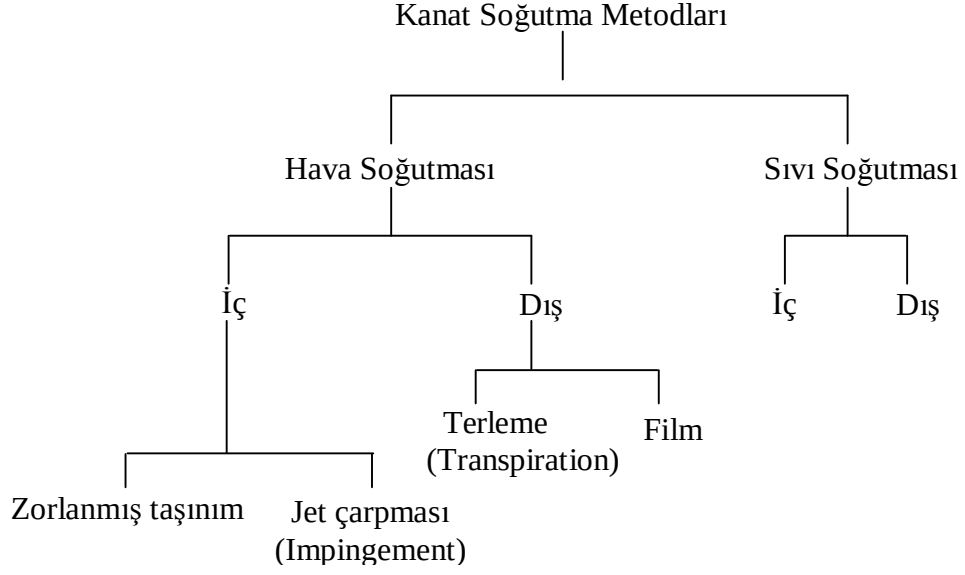
Şekil 1.2b: Gaz türbini gücüne maksimum sıcaklığın ve sıkıştırma oranının etkisi [1]

Yüksek giriş sıcaklıklarından dolayı türbin malzemesinin bu sıcaklıklara dayanabilecek alaşımlardan olması gerekir. Yüksek sıcaklıklara dayanıklı hareketli ve sabit kanat malzemelerinin sınırlı ve pahalı olması türbin soğutmasının kaçınılmaz olduğunu gösterir. Uçak gaz türbini motorlarında verimdeki artış doğrudan yakıt tüketimini azaltır. İtke veya özgül işin artması, havacılık uygulamalarında önemli faktörler olan makina boyutunu ve ağırlığını azaltır. Isı koruyucu kaplamalar ve seramikler son zamanlarda türbin kanatlarında uygulanan malzeme teknolojilerindeki gelişmelerdir. Verilen bir malzeme için, bir kanadın çalışma sıcaklığı ömür zamanından dolayı sınırlıdır [1]. Seramikler kanat metal malzemesi ile sıcak gazlar arasında yalıtım malzemesi olarak kullanılır. Böylece artan gaz sıcaklıklarında veya azalan soğutma havası sıcaklıklarında sabit metal çalışma sıcaklığı kullanılabilir [2]. Sıcaklık artışına izin veren malzemenin geliştirilip yeni bir motora dönüşmesi uzun yıllar gerektirmektedir [2]. Gaz türbin kanatları olarak kullanılacak malzeleler oksidasyona, ısıl yorulmaya karşı dirençli, yüksek sıcaklıklarda özelliklerini kaybetmeyen ve yapısının homojen olması gerekir [3].

1.2 Türbin Kanadı Soğutması

Gaz türbin motorunda soğutma, sabit ve hareketli türbin kanatlarında, kanatların üzerinde oturduğu tamburda, sabit kanatların bulunduğu gövdede ve yanma odasında yapılır. Mekanik ve ısıl açıdan bakıldığında soğutmaya en çok gereksinim duyulan ve soğutmanın en zor başarıldığı eleman, türbin kanatlarıdır. Türbin kanatlarında

daha çok soğutma hava ile yapılır. Şekil 1.3 de kanat soğutma metodları gösterilmektedir. Su ile soğutma iyi olmasına rağmen bu yöntemin sızıntı, pas gibi mahsurları vardır. Soğutma havası, uçak gaz türbin motorlarında kompresör çıkışından alınır.



Şekil 1.3: Kanat soğutma metodları

İç soğutma olarak adlandırılan metod da, soğutma havası kanat içinde dolaşır, ve genellikle kanat ucundan atılarak ana akışla karıştırılır. Jet çarpması soğutması türbin ilk kademe rotor kanatlarının ön uçlarını soğutmak için kullanılır. Bu yöntemde soğuk hava jeti kanat iç yüzeyine çarptırılarak kanat iç yüzeyinde ısı taşınım katsayısı artırılır.

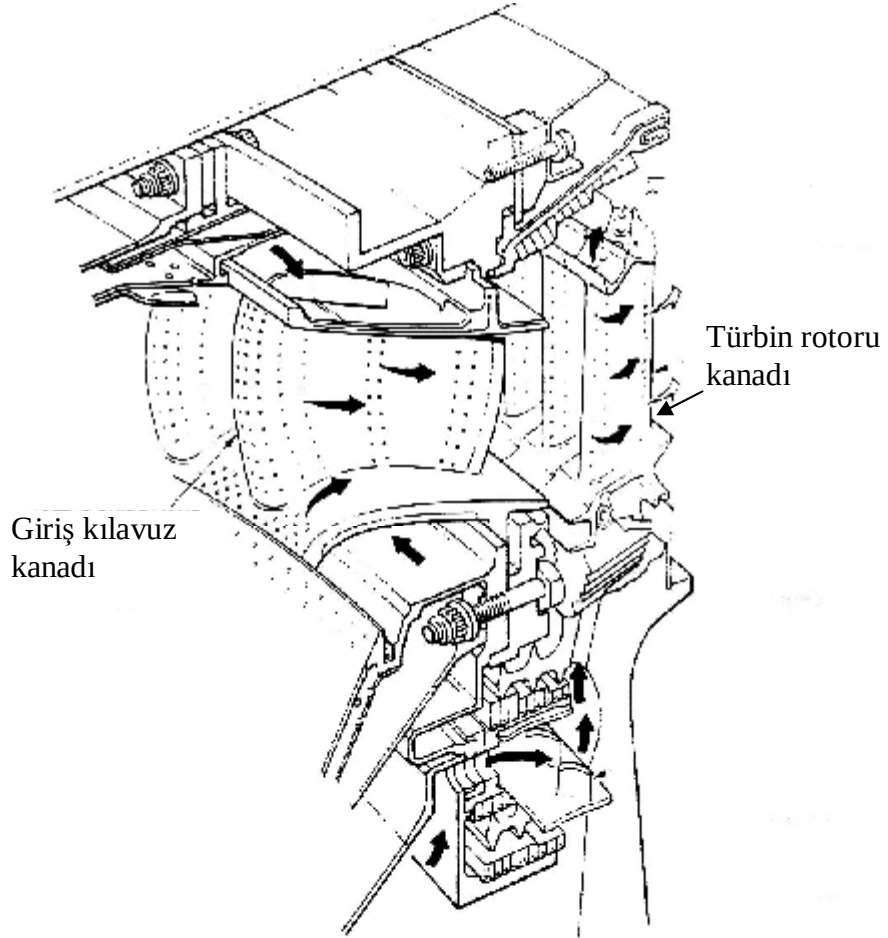
Dış soğutmada, soğutma havası kanat içinden kanat dış yüzeyine gönderilir. Böylece kanat yüzeyi daha sıcak gazlardan korunur. Terleme soğutmasında, gözenekli bir malzeme içinden geçen soğutucu malzemeyi teorik olarak en üst sınıra (metal sıcaklığının dışarı atılan soğutucunun atıldığı andaki sıcaklığına eşit olası durumu) ulaşıncaya kadar taşınım yoluyla soğutur. Daha sonra kanat yüzeyine yayılan soğutucu film soğutması yapar. Terleme yöntemiyle soğutulan kanatlar fazla kullanılmamaktadır. Bunun sebebi gözenekli metallerin az dayanıklı olmasıdır. Ayrıca bu kanatlara düzgün aerodinamik şekil kazandırmak zordur [3].

Türbin kanatlarının uygun soğutma yöntemi ve geometrisi ile soğutulması verimi etkiler. Soğutmayı gerçekleştirmek için çeşitli soğutma yöntemleri vardır. Bu

yöntemlerden en etkili olanı film soğutmadır. Film soğutma bu nedenle daha çok sıcaklığın yüksek olduğu türbin birinci kademesinin soğutulmasında kullanılır.

1.3 Film Soğutma

Bir yüzeyi, üzerinden akmakta olan çok yüksek sıcaklıktaki akışkanın oluşturabileceği olumsuz etkilerden koruyabilmek için belirli açı ile yüzeye açılan deliklerden daha soğuk bir akışkanın gönderilmesi ile yüzeyde film tabakası oluşturularak yüzeyin korunmasına film soğutma denir. Film soğutma Şekil 1.4 ' de gösterilmiştir.



Şekil 1.4: Film soğutma [2]

1.4 Tezin Amacı

Bu tezin amacı, türbin tasarımında, film soğutmanın sayısal ve deneysel olarak incelenmesidir. Bu tezde ana akış ve jet akışının çapraz akış şeklinde karışması olayı deneysel ve sayısal olarak ele alınmıştır. Film soğutma etkenliğine etki eden; ana akış hızı ve sıcaklığı, jet hızı ve sıcaklığı, delik geometrisi, delik dizilişi, delik eğimi, yüzey geometrisi önceki çalışmalardan farklı olarak ele alınmış ve bu değişkenlerin film soğutmaya etkisi gösterilmiştir.

2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR

2.1 Geliştirilen Metod ve Modeller

2.1.1 Isı geçişi

İki boyutlu yarıkler için “superpositon” metodu Metzger ve arkadaşları [4-5] tarafında tanımlanmıştır. Daha sonra bu metod Choe ve arkadaşları [6] tarafından silindirik delikler için geliştirilmiştir. Literatürde çok kullanılan “adyabatik duvar sıcaklığı” metodu Goldstein [7] tarafından tanımlanmıştır. Goldstein genellikle tek bir akış değişkenini dikkate alarak çok sayıda basit film soğutma düzenlemelerinde adyabatik film soğutma etkenliğini ve adyabatik duvar sıcaklığını tahmin etmiştir. Goldstein duvar üzerine enjekte edilen yabancı gazın yoğunluğunun(konsantrasyonun) ölçölüp, adyabatik duvar sıcaklığının ısı/kütle geçişi anolojisinden hesaplanabileceğini belirtmiştir. Bu teknik birçok araştırmacının yanı sıra Bergeles [4],[6] ve Hay [8] tarafından da kullanılmıştır.

2.1.2 Aerodinamik çalışmalar (analitik)

Bazı yarı analitik modeller, vorteks yapıyı ve vorteks yapının davranışını analiz etmek ve jetin yörüngesi(trajectory)’sini tahmin etmek için geliştirilmiştir. İlk modeller viskoz olmayan(inviscid) akışkan ve iki boyutlu akış için yapılmıştır [9]. Bu nedenle bu modeller sadece karışım bölgesinden uzak yerlerde uygulanmıştır [1]. Fearn ve Weston [10] oluşturdukları modellerinde jet yörüngesini elde etmek için deneysel verileri kullanmış ve girdap şiddetlerini(vortices) iki boyutlu ve Gaussian dağılımlı olduğunu kabul etmişlerdir. Le Grives [11] çalışmasında deneysel veri ihtiyacını azaltan model ile basınç-sürüklenme deneysel katsayısını jet yörüngesini değerlendirmek için kullanmıştır. Higuera ve Martinez Sanchez [12] herhangi bir deneysel parametre kullanmaksızın çapraz akıştaki türbülanslı veya laminar jetlerin ilk bükölüşünü, türbülans vikozeesi sabit kabul ederek modellemiştir.

2.2 Deneysel Çalışmalar

2.2.1 Aerodinamik

Film soğutmasıyla ilişkili deneysel çalışmaların çoğu ısı geçişi analizi ile ilişkilendirilmiştir. Film soğutma ile doğrudan ilişkili aerodinamik araştırmalar, teknik literatürde çok az görülmektedir. Jetlerin aerodinamiği üzerine yapılan deneysel çalışmaların ilki Keffer ve Baines [13] tarafında yapılmıştır.

Kamotani ve Greber [14] vorteks çiftinin mevcudiyetini doğrulayarak, girdap şiddetinin akış yönünde oluşabileceğini belirtmişlerdir. Andreopoulos [15] spektral analiz vasıtasıyla normal doğrultudaki jetlerin yapısını ve karışımını incelemiştir.

Eğik jetlerle ilgili aerodinamik çalışmalar, normal doğrultu jetlerinden azdır ve bunların birkaçı türbülans karakteristiğini ölçmek içindir. Yoshida [16] ve Kadotani [17] ana akış doğrultusunda ortalama hız ve hız bileşenlerini ölçmüşlerdir. Jubran ve Brown [18] da eğik jetlerde film soğutma etkenliği ve türbülans ölçümü üzerine çalışmıştır. Pietrzyk ve arkadaşları[19], düz bir plaka üzerinde 35° eğimli jetlerin hız bileşenlerini ölçmek için laser Doppler hız ölçme sistemi kullanmışlardır.

2.2.2 Jet akışı

Birçok araştırmacı film soğutmasından daha çok jetlerin davranışını incelemiştir. Bergeles ve arkadaşları [20], Andreopoulos ve Rodi [21] duvara normal doğrultuda enjekte edilen jetin davranışını, üç boyutlu ölçüm yapan sıcak tel(hot-wire) probunu kullanarak incelemiştir. Andreopoulos ve Rodi bu çalışmaları ile türbülans karakteristiklerini ve akış topolojisini tanımlamışlardır. Onlar düşük üfleme oranlarında, enjekte edilen akışın momentumunun ana akışın içine nüfuz edecek kadar yeterli olmadığını ve bu durumda enjekte edilen akışkanın duvara yapışık kaldığını, üfleme oranının artırılması ile jetin ana akış içine nüfuz ettiğini, jetin ana akış ile teması ile büküldüğünü, bu bükülen jetin içinde birbirine ters yönde dönen vortekslerin oluştuğunu ve vortekslerin böbrek şeklinde olduğunu belirtmişlerdir. Eğimli jetler ile yapılan [22] çalışmalarda da normal jetlerde olduğu gibi küçük üfleme oranlarında jetin duvara yapışık kaldığı, büyük üfleme oranlarında yüzeye yapışmadığı ve ilerleyen doğrultuda tekrar yapıştığı belirtilmiştir. Kruse [23] tek sıralı eğimli jetin akış alanı üzerine çalışmıştır.

2.2.3 Üfleme oranı

Düz bir plaka üzerinde 30 veya 35° eğimli, tek sıra jetlerle sağlanan film soğutmada maksimum soğutma verimi yaklaşık 0.5 üfleme oranında gözlenmiştir [22]. Takahashi ve diğ. [24], yedi farklı delik kesitine sahip dairesel, dikdörtgensel, eliptik ve oval deliklerde farklı üfleme oranları kullanarak film soğutma etkenliklerini deneysel olarak vermişlerdir. Dikdörtgen kesitli deliklerin film soğutma etkinliğinin dairesel kesitli deliklerden daha iyi olduğu göstermişlerdir.

2.2.4 Momentum akı oranı

Goldstein [25] deneyini 35° eğimli, tek sıralı deliklerden yoğunluğu hava yoğunluğunun 3.5 katından daha büyük olan freon-12 enjeksiyonu ile gerçekleştirmiş ve ana akış ile jet yoğunluklarının önemli olduğunu vurgulamıştır.

Pedersen ve diğ. [26] 1977 de yoğunluk oranı etkileri üzerine çalışma yapmışlardır. Çalışmalarında tek sıra, 35° delik eğimi, delikler arası mesafe 3D ve 0.75 ile 4.17 arasında yoğunluk oranları kullanmışlar ve verileri kütle transferi tekniği kullanılarak elde etmişlerdir. Forth ve Jones [27], tek ve çift sıralı, 3D kadar aralıklarda yerleştirdikleri yarıklarda, 30° de enjeksiyon kullanarak film soğutmasına yoğunluk oranının etkisini incelemişlerdir.

Teekaram ve diğ. [29] hem yabancı gaz hem de daha soğuk soğutucu ile yoğunluk oranı değiştiğinde, elde edilen sonuçların nasıl değiştiğini gözlemlemek için deney yapmışlardır. Yoğunluk oranının film soğutmasında önemli bir parametre olduğunu, yoğunluk oranı kullanımının deneysel çalışmalarda ve Reynolds kayma gerilmeleri gibi bazı ölçümlerde ilave karmaşıklıkların oluştuğunu belirtmişlerdir. Pietrzyk [30], Sinha ve arkadaşları [31] çalışmalarında yoğunluk oranları ile ilgili benzer sonuçları bulmuşlardır.

2.2.5 Serbest akış ve jet türbülansı

Serbest akış türbülans artışının ısı geçişine etkisi Blair [32,33] tarafından gözlemlenmiştir. Deneyde düz bir plaka üzerinde, 30 m/s serbest akış hızı, yaklaşık %0.25 ile %7 aralığında serbest akış türbülans şiddeti alınmıştır [33]. Serbest akış türbülans etkisi türbin kanatları üzerinde de gösterilmiştir [34]. Launder ve York [35], serbest akış türbülansının, jetin değişim noktasını etkilediğini deneysel olarak göstermişlerdir. Sonuçlar, delik içinden karbondioksit enjekte edilmesiyle soğutulan

bir duvar boyunca gaz konsantrasyonunun ölçülmesiyle elde edilmiştir. Kadotani ve Goldstein [17] türbülans şiddetinin yüksek üfleme oranlarında sınır tabaka kalınlığının değişiminin, düşük üfleme oranlarında jet ve ana akış arasındaki karışımın artmasının, vorteks düzeninden dolayı jet şeklinin değişimi ve yüksek üfleme oranlarında ana akış içindeki jet giriminin değişimi şeklinde film soğutma etkinliğini etkilediği açıklanmışlardır. Yoshida ve Goldstein [16], [36] jet akışı türbülans seviyesi etkisini analiz ederek laminar jetlerin ana akış içine türbülanslı olanlardan daha derine nüfuz ettiğini, jet davranışının ana akış türbülans seviyesine bağlı olduğunu ifade etmişlerdir.

Hücum kenarı bölgesinde film soğutmaya serbest akış türbülans seviyesinin etkisini Mehendale ve Han [37] çalışmışlardır. Onlar düşük türbülanslı, düşük hızlı rüzgar tüneline yerleştirilen yarı silindirik hücum kenarlı ve iki paralel duvarlı büyük bir model kullanmış ve serbest akışta yaklaşık %10-13 türbülans seviyesi oluşturmuşlardır. Çalışmaları neticesinde, serbest akış türbülans seviyesindeki artmanın düşük üfleme oranlarında ($M=0.4$) hücum kenarı film soğutma etkinliğini azalttığını, fakat yüksek üfleme oranlarında ($M=0.8$ ve $M=1.2$) büyük değişmelerin oluşmadığını bulunmuştur.

Kaszeta [38], yatay yönde (lateral) enjekte edilen soğutucunun ortalama hızını ve türbülans şiddetini üçlü tel (triple-wire) anemometresi kullanarak ölçmüştür.

2.2.6 Reynolds ve Mach sayıları

Ericson [39] Reynolds sayısından dolayı çok zayıf bir etkenlik artışını rapor etmiştir. Charbonnier ve Leblanc [41] Mach sayısının düz levha film soğutma etkinliğine sesaltı akışta yeterli etkiye sahip olmadığını belirtmişlerdir.

2.2.7 Geometrik parametreler

2.2.7.1 Delik eğimi

Film soğutma deneysel çalışmalarında çoğunlukla enjeksiyon için 35° eğimli delik düzeni kullanılmıştır. Minnesota grubu [25], [16], [17], Ericson ve diğ. [39] tarafından bu delik eğimi kullanılmıştır. Bergeles ve arkadaşları 0.1 ve 1.5 üfleme oranları aralığında 90° [21] ve 30° [22] eğimli enjeksiyon deliklerini kullanmıştır. Onlar sonuçlarında akış yönünde 90° 'lik bir eğimin oluşturduğu karışıklığın, 30° 'lik jetin oluşturduğu karışıklıktan daha fazla olduğunu belirtmişlerdir.

Ericson [39] 35° ve 90° enjeksiyon açılıda elde edilen etkenlik ve ısı geçişi sonuçlarını karşılaştırmıştır. Her iki durumda da yerel etkenliğin mesafe ve kütle akışı ile değiştiğini bulmuştur. 35° için yerel ısı taşınım katsayısı enjeksiyonsuza göre sadece %5 daha büyük olduğu göstermiştir.

Kruse [23] çalışmasında düz bir levha üzerinde 10, 45 ve 90° 'lik enjeksiyonlar kullanmıştır. Foster ve Lampard [40] çalışmalarında daha büyük üfleme oranlarında ve daha büyük enjeksiyon açılarında lateral yönde verimin daha iyi olduğunu belirtmişlerdir.

2.2.7.2 Delikler arası mesafe

Kruse [23]'nin çalışmasında delikler arası mesafenin azalmasıyla etkenliğin arttığı görülmüştür. Etkenliğin delikler yaklaştırıldığında arttığı Jubran ve Brown [18] tarafından da gösterilmiştir.

2.2.7.3 Çok sıralılık

Tek sıralı deliklerin yetersizliğinde kanat yüzeyini korumak için art arda sıralı delik sıraları yaygın olarak kullanılır. Afejuka ve diğ. [42] ve sonra Jubran ve Brown [18] çalışmalarında iki sıralı delikleri kullanmıştır. Afejuka ve diğ. yoğunluk oranı 2 olan 35° eğimli, dört farklı aralıklı ve iki sıralı deliklerde, kütle geçişi tekniğini kullanarak deney yapmışlardır. Sonuçlarda iki sıralı deliklerin verimleri tek sıralı deliklerin verimlerinden daha büyük olduğu görülmüştür. Ayrıca tek sıralı deliklerde 0.5 üfleme oranında elde edilen maksimum verim, çok sıralılarda 1 'e yakın üfleme oranlarında elde edilmiştir. Delik aralığının artırılması verimi düşürmüştür.

Sinha ve diğ. [43] 35° eğimli, yoğunluk oranları 1 ve 2'ye eşit, sıralar arası 40xD mesafeli iki sıralı konfügürasyonda çalışmışlardır. Onlar sıralar arasında buna benzer çok mesafe kullanıldığında her iki sıranın aynı davrandığını ve jet girinimindeki artma ilk sıradaki jetlerinin sebep olduğu sınır tabaka kalınlığındaki artmadan kaynaklandığını belirtmişlerdir. Noitrault ve arkadaşları [44] iki sıralı enjeksiyon deliklerinde soğuk tel (cold wire) kullanarak sıcaklık profillerini çıkarmışlar, kızıl ötesi (infrared termografi yöntemi) ile de duvar sıcaklıklarını ölçmüşlerdir.

2.2.7.4 Yüzey eğriliği

Eğriliğin etkisini ilk olarak inceleyen araştırmacılar Nicolas [45], Folayan [46], Mayle ve diğ. [47] olmuştur. Onlar çalışmalarında düşük üfleme oranlarında ($M=0.5$) eğriliğin etkisini düz yüzeylerdeki ile karşılaştırdıklarında dış bükey (konveks) yüzey üzerinde film soğutma etkenliği yüksek, iç bükey (konkav) yüzeyde düşük görmüşlerdir. Ortalama üfleme oranlarında ($M=1.0$) film soğutma etkenliği dış bükey yüzeyde, düz ve içbükey yüzeye göre daha yüksek olmuştur.

Film soğutma etkenliğine eğriselliğin etkisi, sabit eğrilik yarıçapı sağlayan bükülebilir duvarlı, düşük hızlı rüzgar tüneli kullanılarak Kruse [23] tarafından yapılmıştır. O yüksek üfleme oranlarında ayrılmanın ortaya çıktığı durumlar hariç, film soğutma etkenliğine eğriliğin küçük etkiler yaptığını rapor etmiştir. Goldstein ve diğ. [48] düz bir kaskat üzerinde deneysel çalışma yaparak Kruse'nin elde ettiği sonuçlardan farklı sonuçlar bulmuşlardır.

Ito ve diğ. [28] jetlerdeki momentum artımıyla etkenliğin dış bükey duvarlarda azaldığını ve İç bükey üzerinde geliştiğini ifade etmişlerdir. Schwarz ve Goldstein [49] sabit eğrilik yarıçaplı rüzgar tünelineki içbükey bir duvar boyunca deneyler yapmış ve Goldstein ve arkadaşlarının [48] elde ettikleri verilerden farklı etkenlik davranışı bulmuşlardır. Schwarz, Goldstein ve Eckert [50] tarafından, Ito'nun belirttiği film soğutma etkenliğine momentumun etkisi teyit edilmiştir ve dış bükey, düz ve iç bükey bütün yüzeylerde normal jet momentumunun etkenliği azaltmaya çalıştığını belirtmişlerdir. Ayrıca çalışmalarında eğri duvarlar boyunca film soğutma davranışına etkiyen önemli parametrelere, basınç gradyanları gibi diğer önemli olaylara işaret etmişlerdir. Özellikle küçük üfleme oranlarında ana akışa dik z yönde (lateral) ortalama film soğutma etkenliği, eğrilik arttıkça arttığı gözlenmiştir. Schwarz ve arkadaşları [50], iç bükey yüzeydeki bölgesel etkenliklerin yüzeyde ana akışa dik yöndeki profillerinde dış bükey yüzeydekinden çok daha fazla iyi olduğunu işaret etmişlerdir. Goldstein ve diğ. [51] iki sıralı enjeksiyonlar için dış bükey ve içbükey yüzeyler üzerindeki film soğutmasını incelemiştir. Tek sıralı enjeksiyon eğri ve düz yüzey deneysel ölçümler ile karşılaştırmış ve yüzey eğriliğinin bir ve iki sıralı deliklerde film soğutma verimine etki ettiğini belirtmişlerdir.

İki sıra enjeksiyon delikli dış bükey ve içbükey yüzeyler üzerindeki adyabatik film soğutma etkenliği kütle geçişi tekniği kullanılarak Jung ve Hennecke [52] tarafından

incelenmiştir. Düşük ve orta üfleme oranlarında buldukları etkenlikleri düz yüzey etkenliği ile karşılaştırarak, dış bükey yüzeyde etkenliğin arttığını, içbükey yüzeyde azaldığını bulmuşlardır. Eğrisel duvar üzerinde film soğutma etkenliği bileşke açılı delik için üfleme oranı 0.5 ile 2.0 arasında deneysel olarak incelenmiştir [53]. Sonuçlar ileri doğru genişletilen delik enjeksiyonunun basit delik enjeksiyonuna göre yüzeyi daha iyi koruduğunu göstermiştir.

Sayısal çalışmalar son zamanlarda film soğutma araştırmaları için kullanılmaktadır. Hücum kenarına tek sıra olarak yerleştirilen enjeksiyon deliklerinden dik yönde ve diğer yönlerde enjekte edilen bir simetrik türbin rotor kanadı modelinin film soğutma etkenliği üç boyutlu sonlu hacim metodu kullanılarak hesaplanmıştır [54].

Benzer sonuçlar Lutum makalesinde [55] silindirik soğutma delikleri için belirtmiştir.

2.2.8 Sıvı kristal ile sıcaklık ölçümleri

Sıvı kristal kullanarak yüzeyler üzerinde oluşan sıcaklık değerleri tespit edilebilir. Sargison ve arkadaşları [56] silindirik, silindirik şekillendirilmiş ve yarı delikler için ısı taşınım katsayısı ve film soğutma etkenliğini ısıtılmış düz bir plakada deneysel olarak incelemiştir. Silindirik delikler karşılaştırıldığında şekillendirilmiş silindirik deliklerin şekillendirilmemiş silindirik deliklere göre etkenlikleri daha iyi bulunmuştur. Sarginson ve diğ. [57] nozul klavuz kanat(NGV) model üzerinde yeni bir film soğutma deliği geometrisi ile sıvı kristal kullanarak sıcaklık ölçümleri yapmışlardır. İki sıralı enjeksiyon deliklerinde film soğutma etkenliği ölçümlerinde Ahn ve diğ. [58] sıvı kristal kullanmışlardır.

Düz plaka üzerinde düşük ve yüksek serbest akış türbülansının film soğutma performansına etkisi sıvı kristal kullanılarak Mayhew ve diğ. [59] incelenmiştir. Yüksek serbest akış türbülansı yüksek üfleme oranında artar fakat düşük üfleme oranında azalır.

2.3 Sayısal Çalışmalar

Sayısal çalışmalar için Bergeles ve arkadaşları [60-62] yönetici denklemleri çözmek için sonlu farklar yöntemini kullanmıştır. Laminer ve türbülanslı akışta [60-61], tek sıralı delikler için kendi yöntemleriyle elde ettikleri film soğutma etkenliği

sonuçlarını deneysel çalışma sonuçları ile karşılaştırdıklarında deliğe çok yakın olmayan bölgelerde ve küçük üfleme oranında sonuçlar uyuşmuştur. İki sıralı deliklerde ise en iyi sonuç uzak bölgelerde elde edilmiştir [61].

Modern sayısal tekniklerin ve bilgisayarların kullanımı, bu karmaşık akış alanını çözmeye yardımcı olmuştur. Bu tür çalışmalar son senelerde yapılmaya başlanmıştır. Tek sıralı düz bir plaka üzerinde yüzeye yatayda dik yönde enjekte edilen jetlerin film soğutma etkisi, sonlu hacim metoduyla çalışan Navier Stokes denklem çözücüsü kullanılarak araştırılmıştır [63]. $M=1.25-1.88$ üfleme oranlarında, şekillendirilen jetler için film soğutma olayının fiziği incelenmiştir [64]. Yuvarlak ve kare delikli iki geometrinin film soğutma etkenlikleri hem sayısal hem deneysel olarak karşılaştırılmıştır [65].

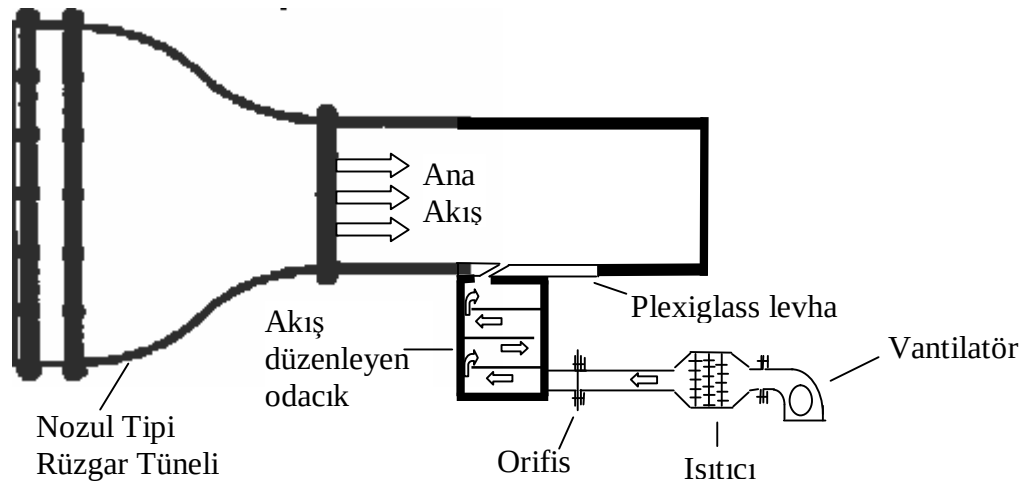
Tek bir silindir delik için üflemenin etkileri Mathelin ve arkadaşları [66] tarafından modellenerek 2-D sonlu hacim RANS çözücü kodu (fluent) kullanılarak nümerik olarak araştırılmıştır. Bu çalışmada üfleme simülasyonu için iki model geliştirilmiş ve ısıtılan rüzgar tüneline elde edilen sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Brauckmann ve diğ. [67] düz bir plaka üzerinde silindirik şekillendirilmiş bir tek deliğin plaka üzerinde oluşturduğu sıcaklıkları deneysel ve sonlu elemanlar yöntemini kullanarak ölçmüşlerdir. Ayrıca çalışmalarında çevre duvarların ısıtım etkilerini tartışmışlardır.

İşman ve diğ. [68] çarpan dikdörtgen hava jetlerinde akış ve transferi karakteristiklerinin sayısal analizi çalışmasında standart $k-\epsilon$ türbülans modelinin diğer modellere nazaran deneysel sonuçlara daha yakın sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir.

İçbükey yüzeyde iki sıralı deliklerde üfleme oranının film soğutmasına etkisi sayısal olarak incelenmiştir [69]. Soğutucu, jetin çıkış yüzeyine paralel ve çapraz iki farklı şekilde gönderilmiştir. Tüm üfleme oranları için yüzeye paralel gönderilende etkenlik daha yüksek çıkmıştır.

3. DENEY TESİSATI

Deneyler ana akış ve jet karışımının gözlemlendiği rüzgar tüneline, vantilatör, ısıtıcı, orifis, akış düzenleyen odacık ve plexiglas levhaların kullanılması ile yapılmıştır (Şekil 3.1-2).



Şekil 3.1: Deney düzeneğinin şematik görünümü



Şekil 3.2: Deney düzeneği fotoğrafı

3.1 Rüzgar Tüneli

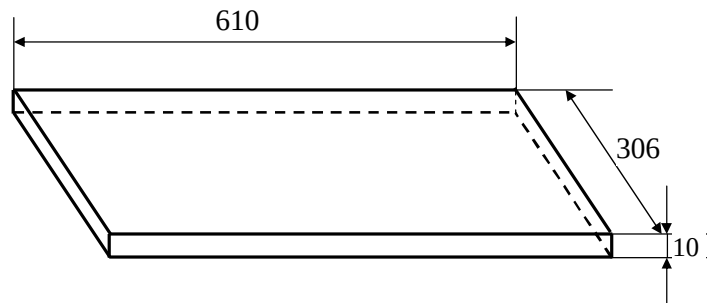
Deneyler Hava Harp Okulu Dekanlığı Aerodinamik laboratuvarında bulunan 0.46 m x 0.57 m x 0.46 m test odası boyutlarına sahip, maksimum 30.5 m/s hıza ulaşılabilen subsonik rüzgar tünelinde yapılmıştır (Şekil 3.3).



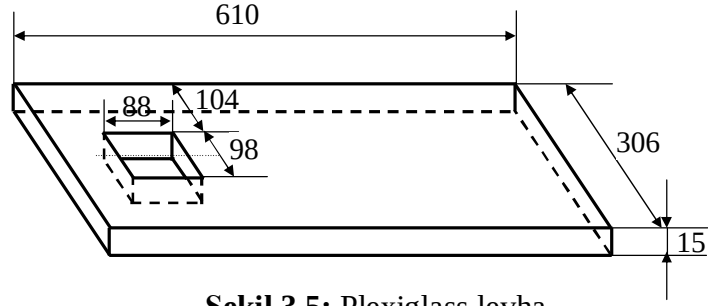
Şekil 3.3: Rüzgar tüneli fotoğrafı

3.2 Plexiglass Levha

Deneylerde düz levha olarak ısı iletim katsayısı küçük değerde olan plexiglass şeffaf levhalar kullanılmıştır. Silindirik kesitli delikler ile yapılan deneylerde boyutları şematik olarak Şekil 3.4 ' de gösterilen plexiglass levha, dikdörtgen kesitli delikler ile yapılan deneylerde Şekil 3.5 'de gösterilen plexiglass levha kullanılmıştır.



Şekil 3.4: Plexiglass levha



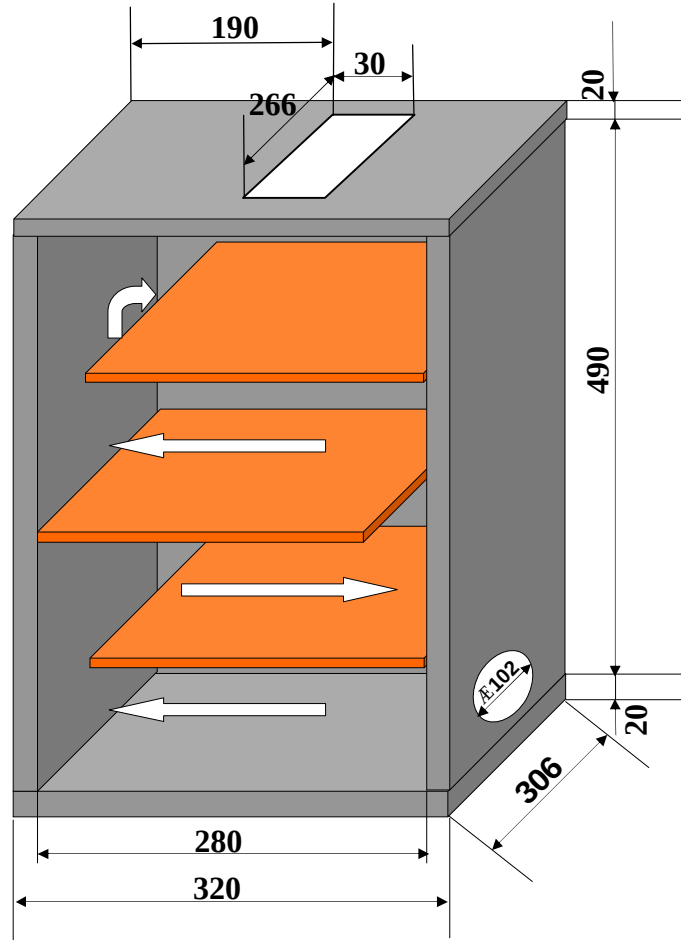
Şekil 3.5: Plexiglass levha

3.3 Akış Düzenleyen Odacık

Isıtıcıda ısıtılan hava ana akışa enjekte edilmeden önce akış düzenleyen odacıktan geçirilmektedir. Akış düzenleyen odacık düzgün ve kararlı bir enjeksiyon için gereklidir. Akış düzenleyen odacık Şekil 3.6a. ve Şekil 3.6b. deki gibi tasarlanmıştır.



Şekil 3.6a: Akış düzenleyen odacık fotoğrafı



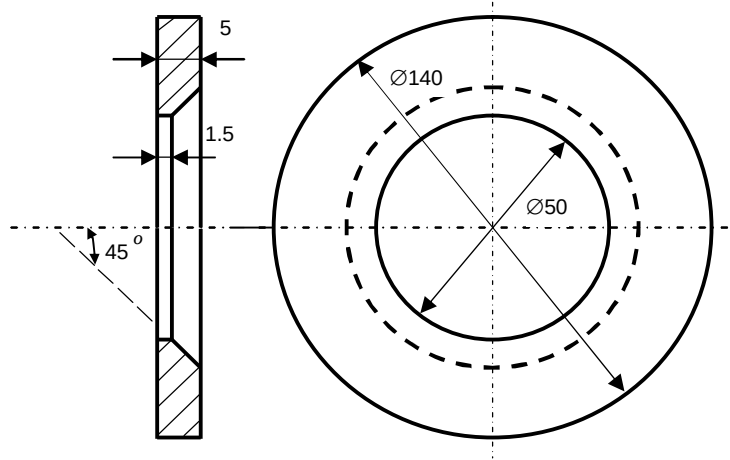
Şekil 3.6b: Akış düzenleyen odacık

3.4 Orifis ve Borular

Enjekte edilen hava debisi orifisle ölçülmüştür. Orifis (Şekil 3.7-8) plexiglass malzemedен ve TS 1423[70]'e uygun olarak yapılmıştır.

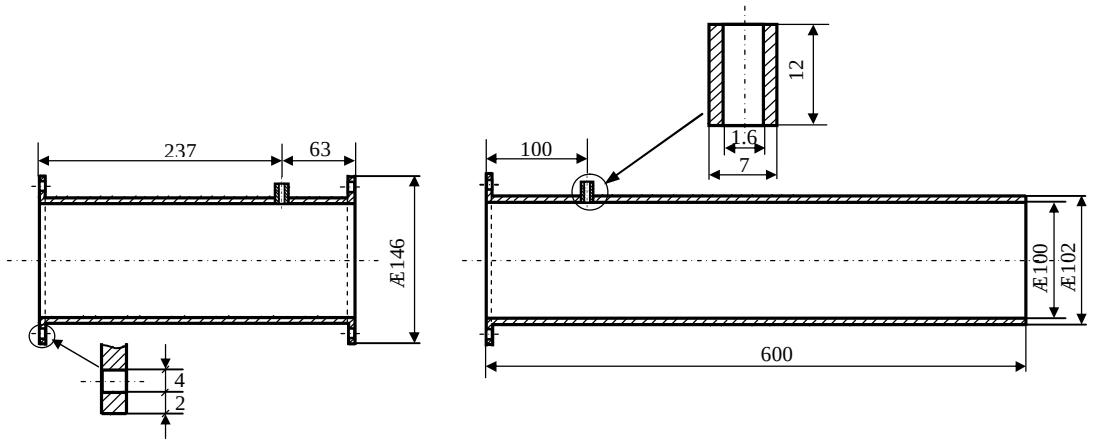


Şekil 3.7: Orifis



Şekil 3.8: Orifis boyutları

Isıtılmış hava orifise gelmeden önce 600 mm uzunluğunda 100 mm iç çapında çelik borudan geçirilmiş ve sonra aynı iç çapa sahip 300 mm uzunluğunda ikinci bir çelik borudan akış düzenleyen odacığa gönderilmiştir. 600 mm ' lik boruda orifisten 100 mm mesafede, 300 mm boruda orifisten 63 mm mesafede basınç ölçüm delikleri yerleştirilmiştir. Basınç ölçme delik çapları ve diğer ölçüler TS 1423 uygundur [70]. Debi ölçümü için kullanılan boruların boyutları Şekil 3.9 'da boruların fotoğrafı Şekil 3.10 'da verilmiştir.



Şekil 3.9: Debi ölçümünde kullanılan boruların şematik görünümü



Şekil 3.10: Debi ölçümünde kullanılan boruların fotoğrafı

3.5 Isıtıcı ve Reosta

Vantilatör tarafından gönderilen çevre havasını $52-77^{\circ}\text{C}$ ' de düz levha üzerine enjekte etmek için 2 adet 1000 Watt 'lık ısıtıcı (Şekil 3.11a) ve ısıtıcının gücünü kontrol etmek için reosta(Şekil 3.11b) kullanılmıştır.



a) Isıtıcı



b) Reosta

Şekil 3.11: Isıtıcı ve reosta

3.6 Vantilatör

Havayı enjekte etmek için merkezkaç vantilatör (Şekil 3.12) kullanılmıştır. Vantilatör 150 Watt güç, $870\text{ m}^3/\text{h}$ debi ve 2650 d/d devir sayısı özelliklerine sahiptir.



Şekil 3.12: Vantilatör

3.7 Manometre

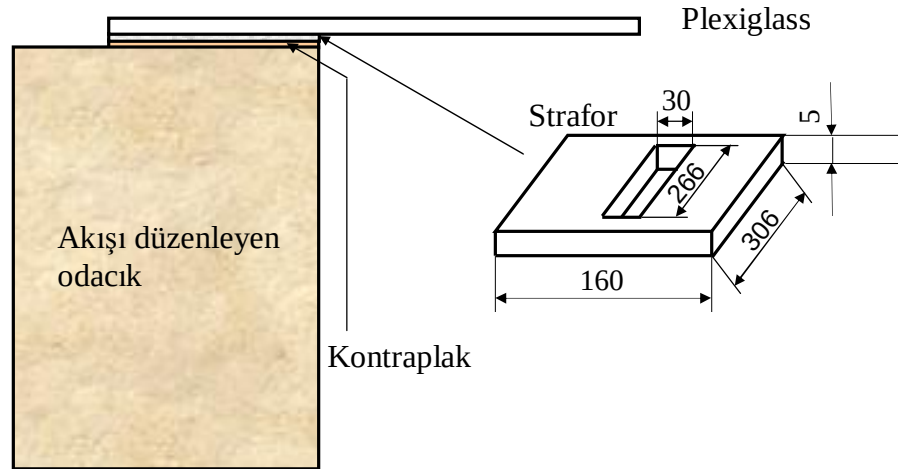
Orifiste basınç farkından, enjekte edilen hava debisini hesaplayabilmek için eğik manometre kullanılmıştır (Şekil 3.13). Manometre için yoğunluğu 800 kg/m^3 olan alkol seçilmiştir.



Şekil 3.13: Eğik manometre

3.8 Yalıtım

Plexiglass yüzeyinden dış çevreye ısı kayıplarını önlemek için şekildeki gibi yerleştirilen 5 mm kalınlığında strafor kullanılmıştır.



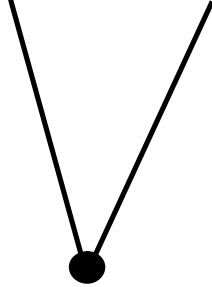
Şekil 3.14: Strafor boyutları

3.9 Termoelemanlar ve Termometre

Termoelemanlarla, -185 ile $+1820$ °C sıcaklıkları arasında her türlü maddenin (sıvı, katı ve gaz) sıcaklıkları kolayca ölçülebilir. Bir termoeleman devresinin oluşabilmesi için, bu devrede en az iki uç noktası bulundurma zorunluluğu vardır. Bu uçlardan birindeki (referans noktasındaki) sıcaklık belli ise, diğer uçtaki sıcaklık, malzemelerin termoelektrik özelliklerinden yararlanılarak bulunabilir.

Sıcaklık ölçümlerinde K(Kromel-Alumel) tipi termoelemanlar kullanılmıştır. Termoelemanların uçları civa kullanılarak kaynak edilerek birleştirilmiştir (Şekil

3.15a). Sıcaklık ölçümleri FLUKE 52 II termometre (Şekil 3.15b) ile yapılmıştır. Termometre kendi içinde referans noktasınaya göre düzeltmesini yaparak sıcaklıkları göstermektedir. Termometrenin doğruluğu, su-buz karışımı ve kaynama sıcaklıkları ile yapılmıştır.



a) Termoeleman birleşimi

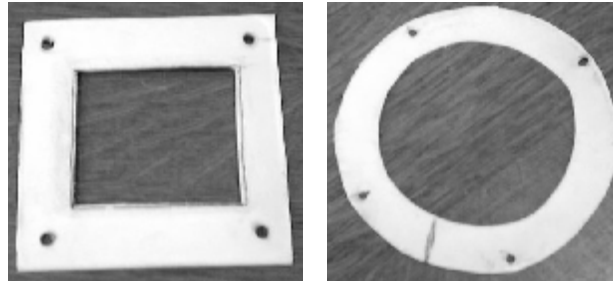


b) Dijital termometre

Şekil 3.15: Termoeleman birleşimi ve dijital termometre

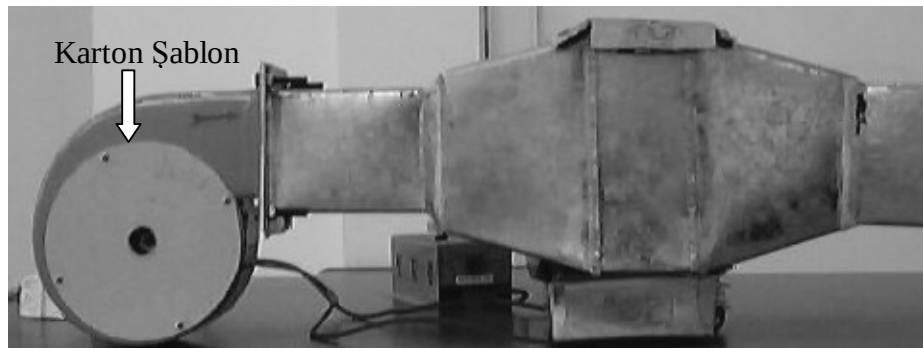
3.10 Sızdırmazlık Elemanları ve Karton Şablonlar

Bağlantı yerlerinde hava kaçaklarının olmaması için sızdırmazlık elemanları kullanılmıştır (Şekil 3.16).



Şekil 3.16: Sızdırmazlık elemanları

Değişik debilerde hava enjeksiyonu sağlamak için vantilatör kapağı üzerine değişik delik çaplarında karton şablonlar (Şekil 3.17) yerleştirilmiştir.



Şekil 3.17: Karton şablonun vantilatör üzerindeki görünümü

Kullanılan şablon delik çapları ve üfleme oranları Tablo 3.1 'de verilmiştir.

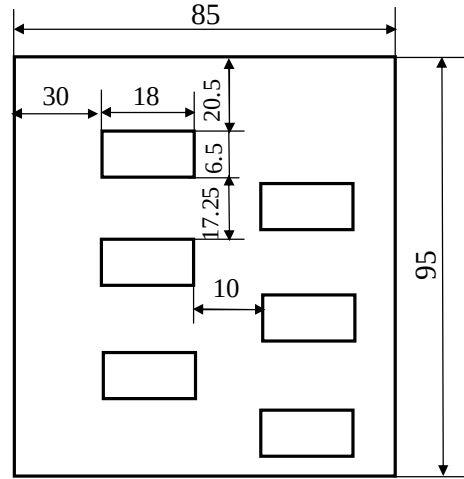
Tablo 3.1: Karton şablon delik çapları ve üfleme oranları

Silindirik geometri deneyleri		Tek sıra dikdörtgen geometri deneyleri *		Çift sıra dikdörtgen geometri deneyleri *	
Delik çapı	Üfleme oranı	Delik çapı	Üfleme oranı	Delik çapı	Üfleme oranı
5.5 cm	1.50	5.5 cm	1.75	5.5 cm	1.75
4.0 cm	1.25	3.8 cm	1.50	3.8 cm	1.50
2.7 cm	1.00	2.5 cm	1.25	2.5 cm	1.25
1.5 cm	0.75	1.5 cm	1.00	1.5 cm	1.00
1.0 cm	0.50	1.0 cm	0.75	1.0 cm	0.75
-----	-----	0.5 cm	0.50	0.5 cm	0.50

* Akış düzenleyen odacığa 7 adet delik açılmıştır.

3.11 Deney Levhası

Plexiglass veya herhangi başka bir malzemeyi 30° açı ile delerek dikdörtgensel delik oluşturmak oldukça zor olduğu için tek ve çift sıralı dikdörtgensel enjeksiyon delikleri polyester reçine kullanılarak elde edilmiştir. Polyester reçine katılaştırıcı ile reaksiyona maruz bırakılıp, kalıplara dökülerek polyester levhalar elde edilmiştir (Şekil 3.18).



Şekil 3.18: Polyester levha

3.12 Sıvı Kristal

Film soğutma alanlarının tespiti için sıvı kristal plakalar kullanılmıştır. Kullanılan sıvı kristal 30 °C sıcaklığının altında siyah renkli görünümündedir. Sıvı kristal sıcaklık

artışına göre değişik renkler almaktadır. Bu renklerin analizi ile film soğutma bölgeleri tespit edilmiştir. Sıcaklık ile renk değiştirmiş olan bir sıvı kristal fotoğrafı Şekil 3.19 'da gösterilmiştir.



Şekil 3.19: Sıvı kristal

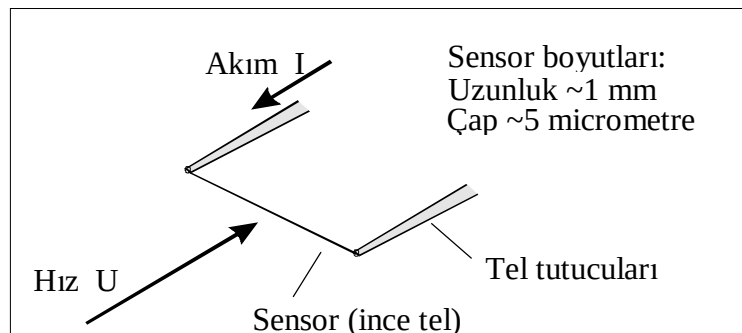
3.13 Sıcak Tel Anemometresi (Hot Wire Anemometer)

Tek boyutta hızların ve türbülans seviyesinin ölçülmesi için sıcak tel anemometresi kullanılmıştır. Bu cihaza sabit sıcaklık anemometresi (CTA) (Şekil 3.20)'de denilmektedir.



Şekil 3.20: Sıcak tel anemometresi

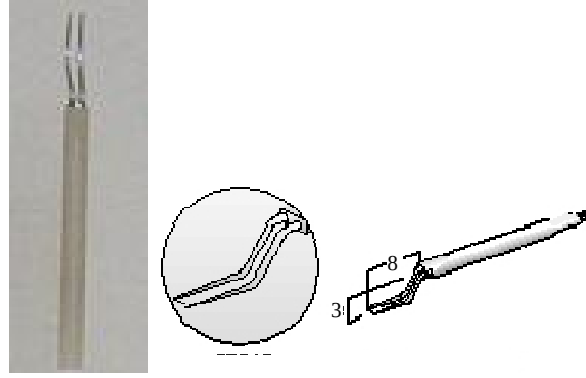
Sıcak tel anemometresi telin sıcaklığını sabit tutma esasına göre çalışır. Eğer hız değişirse ısı taşınım katsayısı ve tel sıcaklığı değişir. Tel sıcaklığını sabit tutmak için anemometre akım şiddetini ayarlar. Akım şiddetine göre anemometre potansiyel farkını okur. Böylece her hız değerine karşılık belirli bir volt değeri mevcut olur.



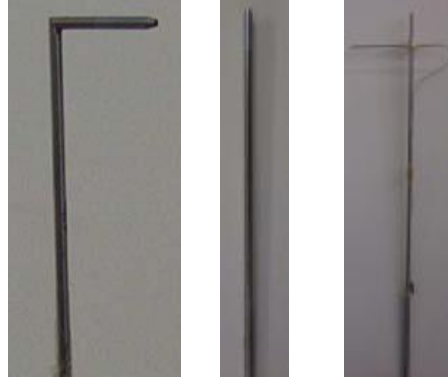
Şekil 3.21: Ölçüm probu şematik görünüşü

3.14 Ölçüm Probu ve Prop Tutucuları

Tek boyutlu hız ve türbülans ölçümleri 55P15 sınır tabaka probu(Şekil 3.22) ile yapılmıştır. Prop ölçüm esnasında prop tutucularına (Şekil 3.23) yerleştirilmiştir..



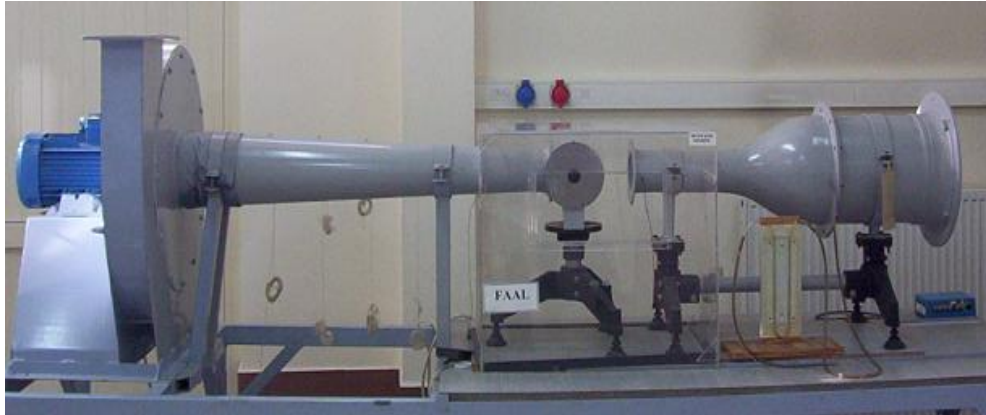
Şekil 3.22: 55P15 sınır tabaka probu



Şekil 3.23: Prop tutucuları

3.15 Subsonik Kalibrasyon Tüneli

Tek boyutlu hız ölçümleri için kullanılan 55P15 probunun kalibrasyonu için Şekil 3.22 'deki tünel kullanılmıştır.



Şekil 3.24: Subsonik kalibrasyon tüneli

3.16 Travers Mekanizması

Akış alanı içindeki hız ve türbülans ölçümlerinde probu istediğimiz konumlara taşıyabilmek için travers mekanizması (Şekil 3.25) kullanılmıştır.



Şekil 3.25: Travers mekanizması

3.17 Ara Bilgi Toplayıcı ve Bilgisayar

Hız ve türbülans ölçümleri için sıcak tel anemometresinden verileri bilgisayara aktarmak için ara bilgi toplayıcı (Şekil 3.26) ve veri analizlerinde bilgisayar kullanılmıştır.



Şekil 3.26: Ara bilgi toplayıcı

4. ÖLÇMELER

Yapılan deneyleri iki kısımda incelemek mümkündür. Birincisi rüzgar tüneli içinde belirli bir hızla akmakta olan havaya belirli hızda, belirli açı ve belirli debide daha sıcak havanın enjeksiyonu ile levha yüzeyinde sıcaklıkların ölçülmesi. İkincisi karışım bölgesinde hız ve türbülansın ölçülmesidir.

Bütün deneylerde çevre havası ısıtıcıda ısıtılarak akış düzenleyen odacığa gönderilmiş, akış düzenleyen odacıkda sıcak hava basınçlandırılarak ana akış yönü ile 30° açı yapan deliklerden ana akışa enjekte edilmiştir.

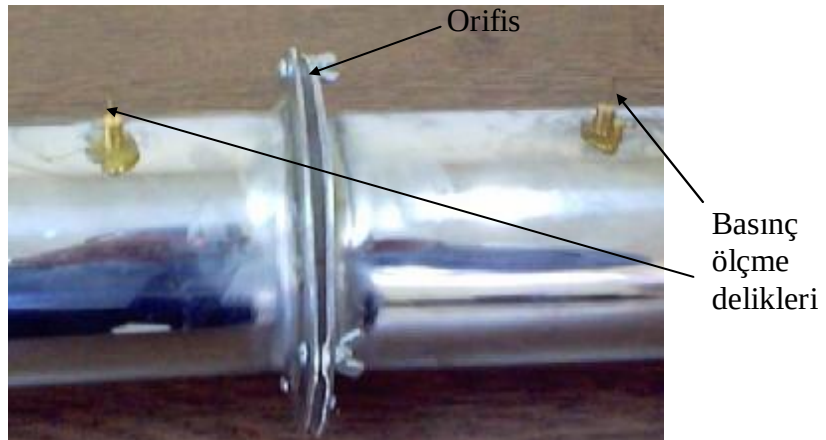
Deneylerde deliklerden enjekte edilen hava ve ana akış sıcaklıklarının bilinmesi film soğutma etkenliği hesaplamaları için gereklidir. Bu nedenle plexiglass girişi ve rüzgar tüneli içine birer adet termoeleman yerleştirilmiştir.

Ana akış hızı hem 55P11 sıcak tel probu hemde pitot tüpü kullanılarak ölçülmüştür.

Sıcaklık, hız ve türbülans ölçümleri yapılmadan önce deliklerden enjekte edilen akışkanın hızlarının bilinmesi gerekmektedir. Bu hızlar orifis ile debi ölçümü ile hesaplanmıştır.

4.1 Orifis ile Debi Ölçümü

TS 1423 [70]'e uygun olarak plexiglass malzemeden yapılan orifis, 300 ve 600 mm uzunluklarındaki iki boruya montajlanmıştır (Şekil 4.1).



Şekil 4.1: Orifis boru montajı

Şekil 4.1 ' de gösterilen basınç ölçme deliklerine eğik manometrenin plastik hortumları takılarak, boru içinden geçen havanın eğik manometrede oluşturduğu yükseklik farkı ölçülmüştür. Ölçülen yükseklik farkı ve aşağıdaki denklemler kullanılarak enjekte edilen havanın debisi hesaplanmıştır. Hesaplamalar TS 1423 [70] deki denklemler belirtilen diğer hususlar dikkate alınarak yapılmıştır.

$$\dot{m} = a e \frac{p}{4} d^2 \sqrt{2\Delta P r} \quad (4.1)$$

Burada $\dot{m}$ kütleli debi, α akım katsayısı (boyutsuz sayı), ϵ genleşme faktörü, d orifis iç delik çapı, ΔP basınç ölçme deliklerinden ölçülen basınç farkı, ρ orifis deliğinden geçen havanın yoğunluğudur. Akım katsayısı α aşağıdaki ampirik formülle hesaplanmıştır.

$$a = A + B \sqrt{\frac{10^6}{Re_D}} \quad (4.2)$$

$$A = 0.5922 + 0.4252 \left[\frac{0.3871}{D^2 b^2 + 0.254D} + b^4 + 1.25b^{16} \right] \quad (4.2a)$$

$$B = 0.00025 + 0.002325 \left[b + 1.75b^4 + 10b^{12} + 0.07874Db^{16} \right] \quad (4.2b)$$

A ve B katsayıları için D boru iç çapı, $\beta = d/D$ oranıdır. Deney düzeneğinde D boru iç çapı 100 mm, orifis iç çapı $d = 50$ mm kullanılmıştır.

$$Re_D = \frac{VD}{\nu} \quad (4.3)$$

Burada Re_D boru içinden akan akışkanın Reynolds sayısı, V boru içinden akan akışkanın hızı, D boru iç çapı, ν boru içinden akan akışkanın kinematik viskozitesidir. ϵ genleşme faktörü 1 seçilmiştir. Basınç ölçme deliklerinin oluşturduğu ΔP basınç farkı denklem 4.4 ile verilmiştir.

$$\Delta P = r_{alkol} g Dh \quad (4.4)$$

Bu denklemde ρ_{alkol} manometrede kullanılan akışkanın yoğunluğu (800 kg/m^3), g yerçekim ivmesi (9.81 m/s^2), Δh manometrede oluşan yükseklik farkıdır.

Orifis ile ölçülen kütleli debi $\dot{m}$, deliklerden enjekte edilen kütleli debiye eşittir. Böylece 4.5 denklemi yazılarak, bu denklemden deliklerden çıkış hızı bulunmuştur.

$$\dot{m} = \rho_j V_j A_j \quad (4.5)$$

Bu denklemde ρ_j enjekte edilen havanın yoğunluğu, V_j deliklerden enjekte edilen havanın hızı, A_j deliklerin toplam kesit alanıdır. Deneylerde debi ve hız hesabı için kullanılan ve hesaplanan değerler, EK-A 'da silindirik delikler için Tablo A.1 , tek sıralı dikdörtgen delikler için Tablo A.2 ve iki sıralı dikdörtgen delikler için Tablo A.3 'de verilmiştir.

Deneylerde deliklerden enjekte edilen havanın debisi ve sıcaklığı değiştirilerek deneyler yapılmıştır. Debi değişimi üfleme oranı (kütle akısı) ile ifade edilir. Üfleme oranı veya kütle akısı oranı aşağıdaki denklem ile verilmiştir.

$$M = \rho_j V_j / \rho_\infty V_\infty \quad (4.6)$$

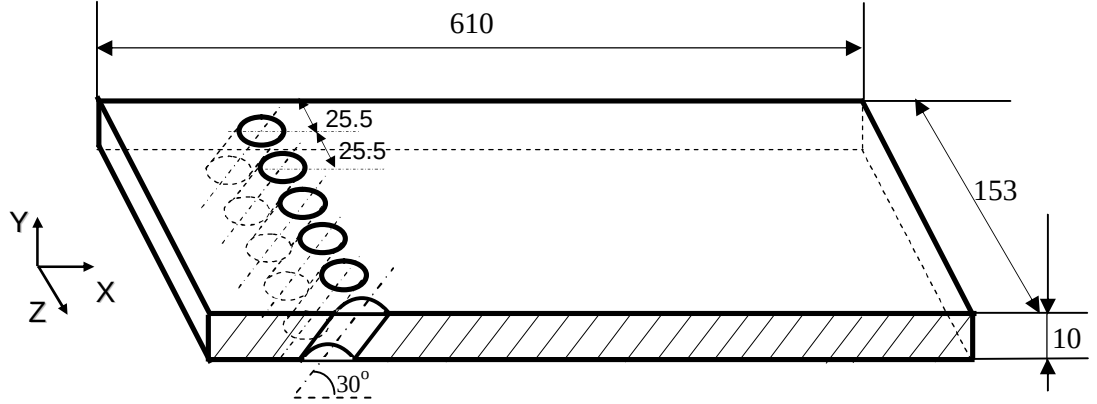
Burada M üfleme oranı, ρ_j enjekte edilen akışkan yoğunluğu, V_j enjekte edilen akışkan hızı, ρ_∞ ana akış yoğunluğu, V_∞ ana akış hızıdır. M üfleme oranları 0.5; 0.75; 1.0; 1.25; 1.5; 1.75; 2.0 olarak dikkate alınmıştır.

4.2 Sıcaklık Ölçümleri

Sıcaklık ölçümleri tek sıra silindirik, tek ve iki sıra dikdörtgensel delik geometrileri için yapılmıştır.

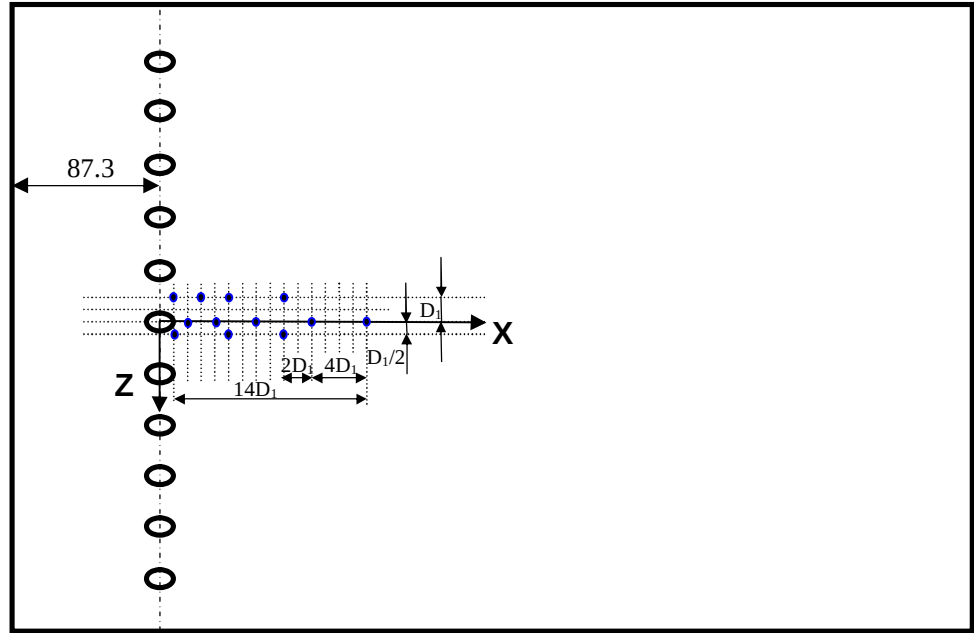
4.2.1 Tek sıra silindirik delikler

Silindirik deliklerde sıcaklık ölçümleri, plexiglass levha üzerinde yapılmıştır (Şekil 4.2). Plexiglass levha, 10 mm kalınlığında olup şekildeki gibi 30° açı ile 8.5 mm çapında 11 enjeksiyon deliğine sahiptir. Delikler arası mesafe, delik çapının üç katı olarak alınmıştır. Sıcaklık ölçümleri 6 ncı delik için ana akış doğrultusunda (X yönünde) ve ana akışa yatayda dik yönde (Z yönünde) levha yüzeyine yerleştirilen termoelemanlar ile yapılmıştır.



Şekil 4.2: Plexiglass üzerinde silindirik deliklerin şematik görünümü

Termoelemanlar yüzeye dik doğrultuda plexiglasın alt yüzeyinden ölçüm yüzeyine 2 mm 'lik matkap uç ile delikler açılarak yüzeye akışı bozmayacak şekilde yerleştirilmiştir. Termoelemanların yerleştirilme durumları Şekil 4.3 'de gösterilmiştir. Bu şekilde D_1 silindirik deliğin hidrolik çapıdır.



Şekil 4.3: Termoelemanların plexiglass levha üzerine yerleştirilme konumları

Deneye başlamadan önce uygun üfleme oranı için uygun şablon vantilatöre takılarak sonra fan, ısıtıcı, rüzgar tüneli çalıştırılmıştır. Reostanın ısıtıcının gücünü ayarlaması

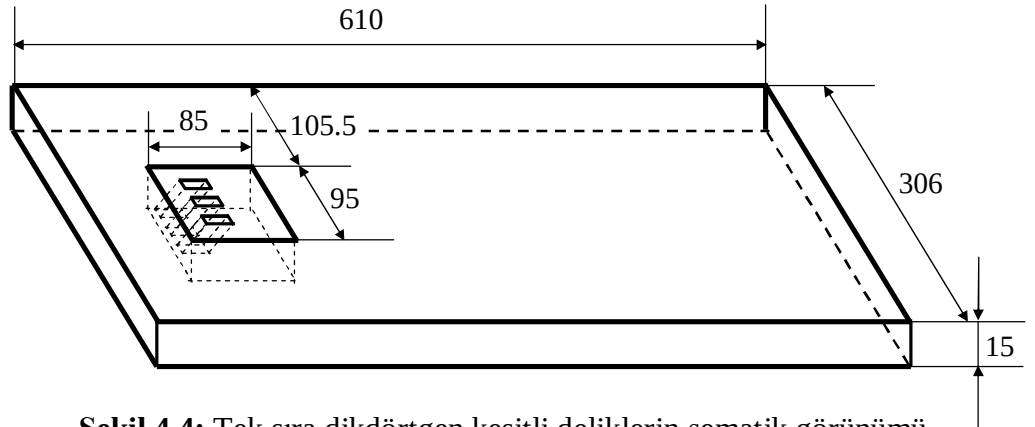
ile delik girişlerindeki sıcaklık değeri istenilen sıcaklığa ulaştırılmış ve bu değerde sabitlendikten sonra termoeleman sıcaklıkları ölçülmüştür. Tablo 4.1 'de silindirik delik geometrisi ile yapılan deneyler için kullanılan akışkan ve dikkate alınan veri aralıkları gösterilmiştir.

Tablo 4.1: Silindirik delik ile yapılan deneylerde kullanılan değerler

Enjekte edilen akışkan	Hava
Enjekte edilen akışkan delik çapı (mm)	8.5
Enjekte edilen havanın sıcaklıkları (K)	325; 330; 335; 340; 345; 350
Enjekte edilen havanın hız aralıkları (m/s)	6.09-22.21
Enjekte edilen havanın Re sayısı aralığı	2840-9093
Ana akış hızı aralıkları (m/s)	10.34-10.82
Ana akış Re sayısı aralığı	299332-313228
Yoğunluk oranları (ρ_j/ρ_∞) aralığı	0.815-0.880
Hız oranları (V_j/V_∞) aralığı	0.563-2.148
Üfleme oranları ($M = \rho_j V_j / \rho_\infty V_\infty$)	0.5; 0.75; 1.0; 1.25; 1.5; 1.75
Momentum akı oranları ($I = \rho_j V_j^2 / \rho_\infty V_\infty^2$) aralığı	0.258-4.060

4.2.2 Tek sıra dikdörtgen delikler

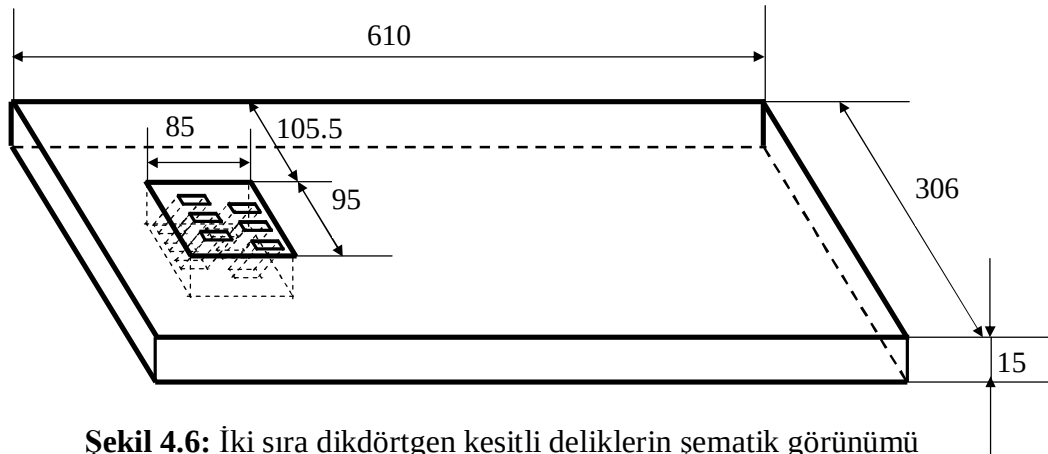
Şematik görünümü Şekil 4.4 'de verilen 15 mm kalınlığındaki plexiglass levha içine 85x95 mm boyutlarında açılan deliğe aynı kalınlıkta polyester levha yerleştirilmiştir. Polyester levhaya ana akış yönü ile 30° açı yapan 9x6.5 mm delik kesit boyutlarında 3 enjeksiyon deliği açılmıştır.



Şekil 4.4: Tek sıra dikdörtgen kesitli deliklerin şematik görünümü

4.2.3 İki sıra dikdörtgen delikler

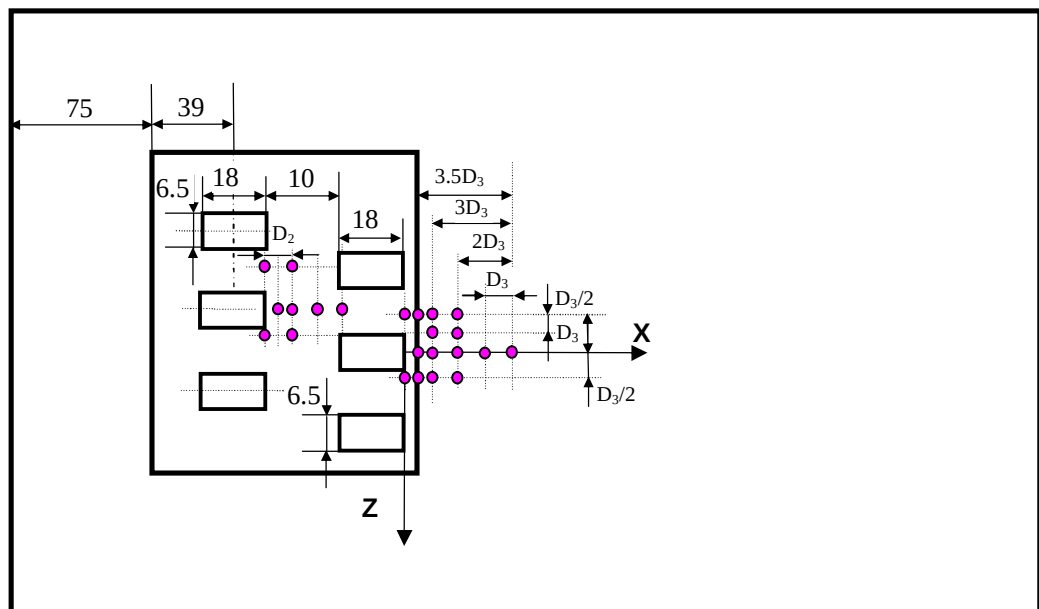
Şematik görünümü Şekil 4.6’da verilen 85x95 mm boyutlarındaki polyester levha üzerine tek sıralı dikdörtgen deliklerin aynısı, şekilde gösterildiği gibi ikinci sıra delikler olarak açılmıştır.



Şekil 4.6: İki sıra dikdörtgen kesitli deliklerin şematik görünümü

Termoelemanların levha üzerine yerleştirilme konumları Şekil 4.7 'de gösterilmiştir. Burada D₃ hidrolik çap olup, D₃=D₂=7.55 mm olarak alınmıştır.

Tablo 4.3 'de iki sıralı dikdörtgen delik geometrisi ile yapılan deneylerde kullanılan akışkan ve dikkate alınan veri aralıkları gösterilmiştir.



Şekil 4.7: Termoelemanların levha üzerine yerleştirilme konumları

Tablo 4.3: İki sıralı dikdörtgen delik ile yapılan deneylerde kullanılan değerler

Enjekte edilen akışkan	Hava
Enjeksiyon deliği kesit boyutları (mm)	9.0x6.5
Enjekte edilen havanın sıcaklıkları (K)	330; 335; 340; 345; 350
Enjekte edilen havanın hız aralıkları (m/s)	4.19 – 17.74
Enjekte edilen havanın Re sayısı aralığı	1673-6269
Ana akış hızı aralıkları (m/s)	7.40 – 7.65
Ana akış Re sayısı aralığı	214222-221460
Yoğunluk oranları (ρ_j/ρ_∞) aralığı	0.844 – 0.905
Hız oranları (V_j/V_∞) aralığı	0.548 – 2.330
Üfleme oranları ($M = \rho_j V_j / \rho_\infty V_\infty$)	0.5; 0.75; 1.0; 1.25; 1.5; 1.75; 2.0
Momentum akı oranları ($I = \rho_j V_j^2 / \rho_\infty V_\infty^2$) aralığı	0.258 – 4.913

4.3 Hız ve Türbülans Ölçümleri

Silindirik, tek ve çift sıralı dikdörtgen delik geometrilerinden enjekte edilen hava ile ana akış sıcaklıklarının karışım bölgelerindeki hız ve türbülansları Şekil 3.20 'de gösterilen sıcak tel (Hot-Wire) anemometresi ile ölçülmüştür. Ölçümlerde Şekil 3.22 de verilen 55P15 sınır tabaka probu kullanılmıştır. Ölçüme başlanmadan önce 55P15 sınır tabaka probunun hız kalibrasyonu yapılmıştır.

4.3.1 Kalibrasyon

Hız kalibrasyonunun yapılışı; 55P15 sınır tabaka probu, prop tutucuya yerleştirilerek subsonik kalibrasyon tüneli test odası kısmına yerleştirilir. Prop, prop tutucu ve kablolar ile sıcak tel anemometresine (CTA) bağlantılıdır. Sıcak tel anemometresi ise ara veri toplayıcı ile bilgisayara bağlantılıdır. Bilgisayarda kalibrasyon ve ölçüm dataları için hazırlanmış streamline programı mevcuttur. Kalibrasyona geçmeden önce hız aralıkları belirlenir.

Kalibrasyon hız aralıkları ne kadar az ise o ölçüde daha hassas ölçümler yapılır. Kalibrasyon hız aralığı 5 m/s olmak üzere 0 dan başlayıp 30 m/s değerine kadar yani 7 adımda yapılmıştır. Her bir hız değeri için subsonik kalibrasyon tünelinde oluşması gereken basınç farkı aşağıdaki denklemden hesaplanmıştır. Basınç farkları tünel içi

ile bağlantılı manometre ile ölçülmüştür. Her bir hız değeri için manometrede okunması istenilen yükseklikler 4.7a denkleminde tespit edilmiştir.

$$V = [(2/\rho) \cdot (P_t - P_\infty)]^{1/2} \quad (4.7)$$

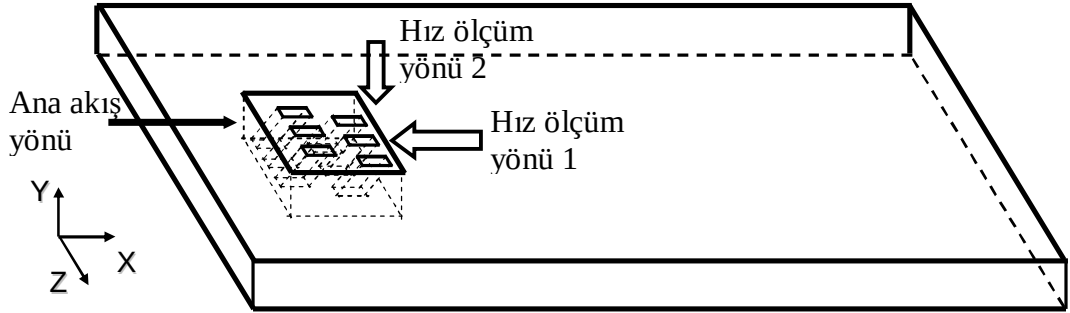
Burada V tünel hava hızı, ρ hava yoğunluğu, P_t tünel toplam basıncı ve P_∞ tünel statik basıncıdır. Manometrede yoğunluğu $\rho_{alkol} = 800 \text{ kg/m}^3$ olan alkol kullanılmıştır.

$$P_t - P_\infty = \rho_{alkol} \cdot g \cdot Dh \quad (4.7a)$$

4.7a denkleminde ρ_{alkol} manometrede kullanılan akışkanın yoğunluğu, g yerçekim ivmesi (9.81 m/s^2), Δh manometrede okunan yükseklik farkıdır.

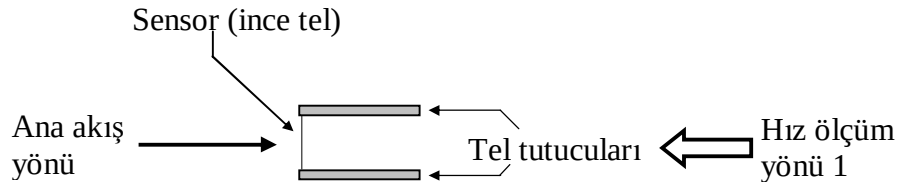
4.3.2 Hız ölçüm yönleri

Kalibrasyon işlemi tamamlandıktan sonra 55P15 sınır tabaka probu ile plexiglass levha üzerinde termoeleman noktaları dikkate alınmak üzere Şekil 4.8 ' de gösterilen 1 ve 2 yönlerinde (X ve Y yönlerinde) ölçümler yapılmıştır.



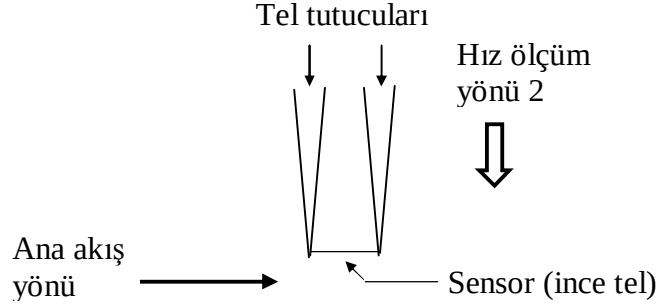
Şekil 4.8: Hız ölçüm yönlerinin şematik gösterimi

Hız ölçüm yönü 1 için prop ana akış yönüne zıt yönde Şekil 4.9 ' daki gibi yerleştirilmiştir.



Şekil 4.9: Hız ölçüm probunun ana akış yönüne yerleşim durumu

Hız ölçüm yönü 2 için ölçüm probunun ince teli ana akışa paralel olacak şekilde Şekil 4.10 'daki gibi yerleştirilmiştir.



Şekil 4.10: Hız ölçüm probunun ana akışa paralel yüzeye dik yerleşimi

Ölçümler yüzeyden dik yönde minimum 1.5 mm mesafeden başlamıştır. Yüzeye daha fazla yaklaşılammıştır. Daha fazla yaklaşımlarda prop teli kırılmaları meydana gelmiştir.

4.3.3 Ölçüm

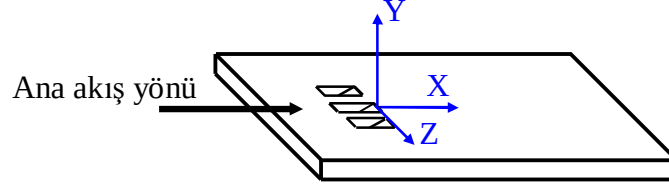
Ölçüm probu, travers mekanizması kullanılarak, model yüzeyinde belirlenen koordinatlarda ve yönlerde konumlandırılır. Deneyde vantilatör, ısıtıcı, reosta, rüzgar tüneli çalıştırılarak istenilen şartlar sağlandıktan sonra sıcak tel anemometresi ve bilgisayar programı çalıştırılarak hız ve hızın türbülans verileri toplanmıştır. Sonra ölçüm probu travers mekanizması ile ikinci bir konuma getirilerek işlem tekrarlanmıştır. Bu durum önceden iki yönde belirlenen tüm ölçüm noktaları için tekrarlanarak yapılmıştır. Ölçümler silindirik delik geometrisi, tek sıra ve çift sıra dikdörtgen delik geometrileri için 1.75 üfleme oranı ve 57 °C sıcaklığında enjekte edilen hava için yapılmıştır. Ölçümlerde kullanılan veriler Tablo 4.4 'de verilmiştir.

Tablo 4.4: Hız ve türbülans ölçümünde kullanılan değerler

	Enjekte edilen hava			Ana akış özellikleri				
Geometri	T_j	V_j	ρ_j	T_∞	V_∞	ρ_∞	M	I
Silindir	330	21.60	1.0516	300.0	10.800	1.1774	1.75	3.57
Dikdörtgen*	330	18.19	1.0516	302.0	9.600	1.1703	1.75	3.23
Dikdörtgen**	330	14.65	1.0516	300.0	7.905	1.1774	1.75	3.07

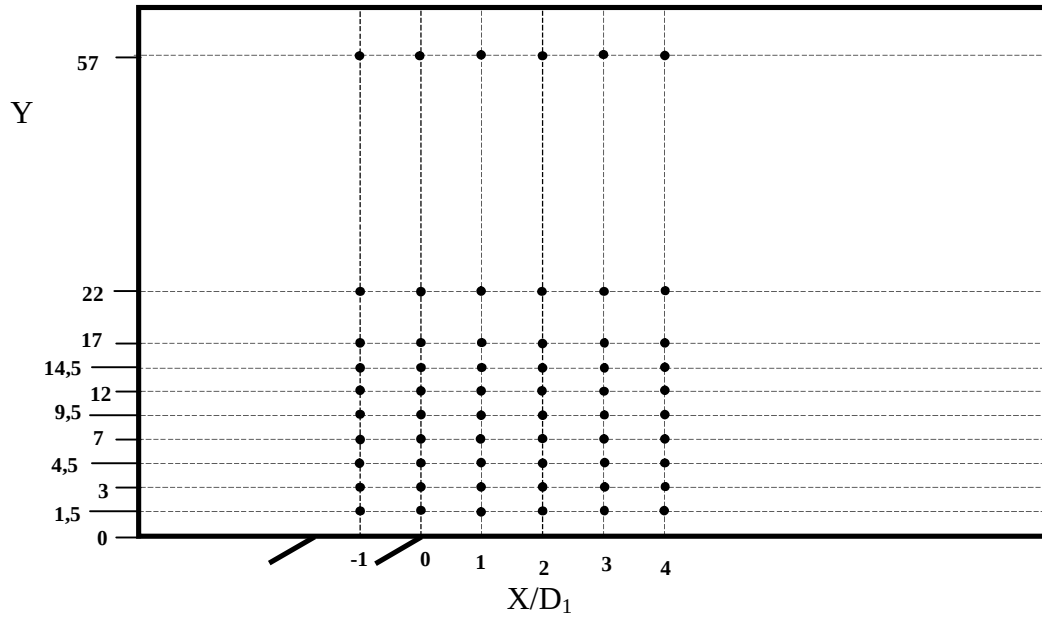
* : Tek sıralı, ** : İki sıralı

Hız ölçümlerinde silindirik delikte 6ncı delik çıkışı, tek sıralı dikdörtgen ve çift sıralı dikdörtgen deliklerde 2nci deliklerin çıkışı kullanılmıştır. Koordinat sistemi başlangıcı bu deliklerin çıkışı olarak dikkate alınmıştır (Şekil 4.11).

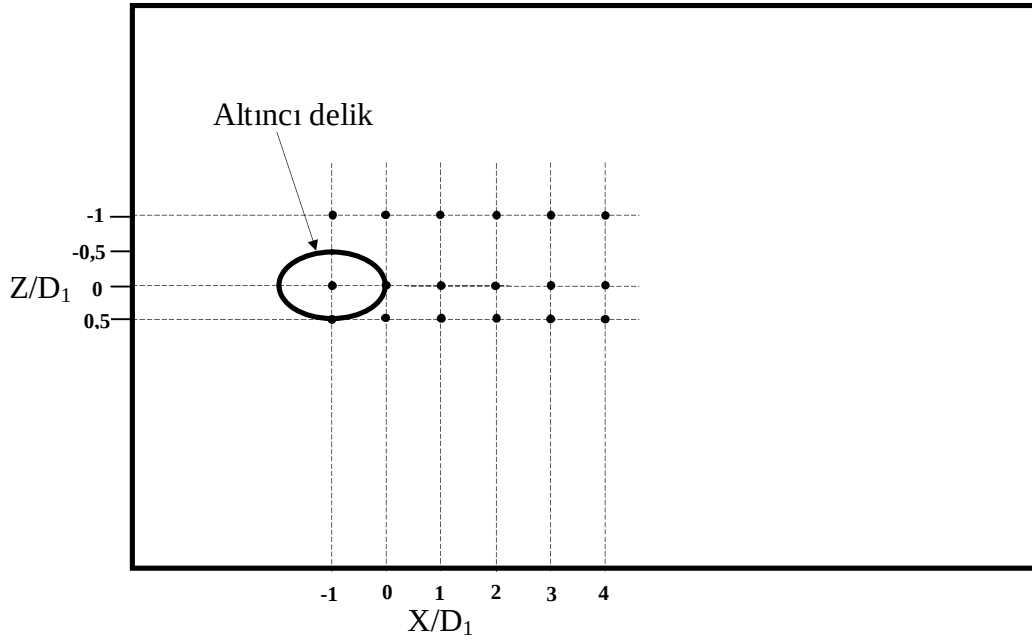


Şekil 4.11: Deney parçası

Silindirik deliklerde hız ve türbülans ölçümleri için prop ölçüm noktaları şematik olarak Şekil 4.12 ve Şekil 4.13 'de verilmiştir. Ölçümler şekillerde gösterilen yerlerde hem X hemde Y yönlerinde toplam 180 noktada yapılmıştır. Aşağıdaki XY düzleminde ölçüm yapılan toplam üç adet düzlem vardır. Bunlar $Z=0$, $Z=D_1/2$ ve $Z=-D_1$ konumlarındadır.

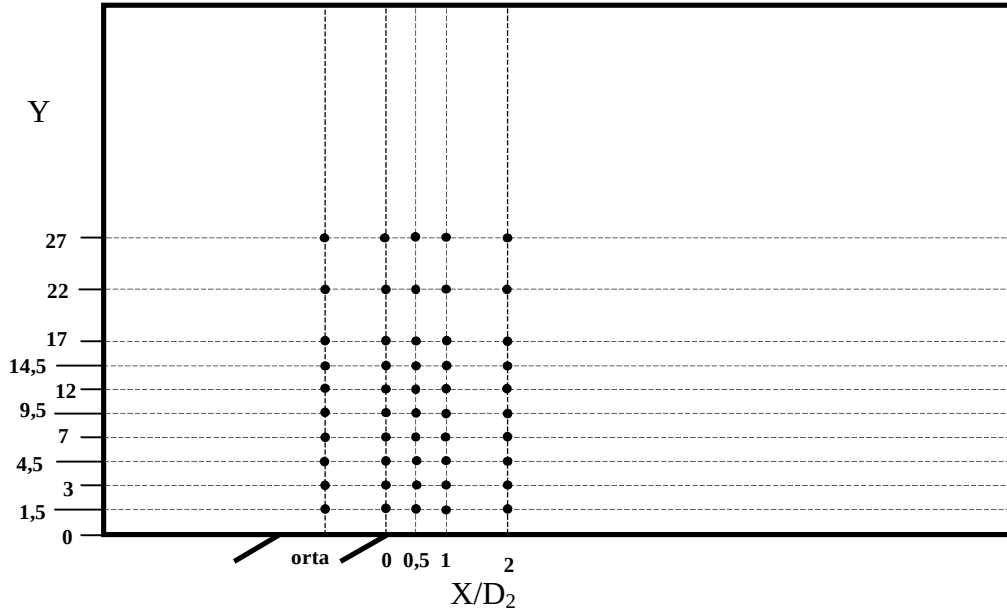


Şekil 4.12: XY düzleminde ölçüm noktaları

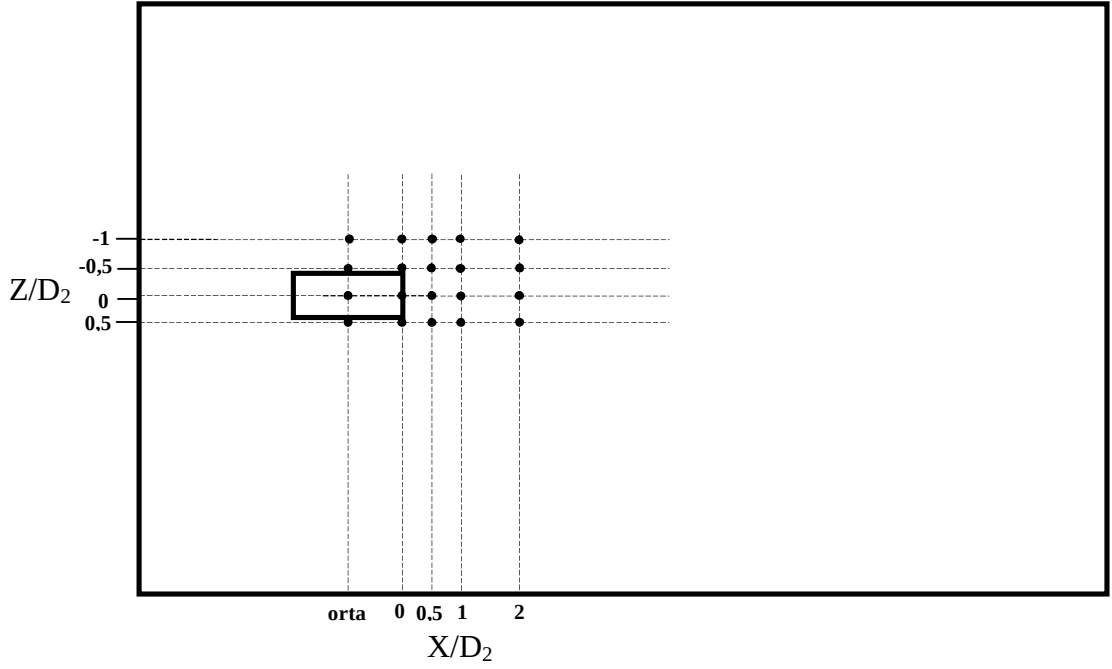


Şekil 4.13: XZ düzleminde ölçüm noktaları

Tek sıralı dikdörtgen deliklerde hız ve türbülans ölçümleri için prop ölçüm noktaları şematik olarak Şekil 4.14 ve Şekil 4.15 'de verilmiştir. Ölçümler, hem X hemde Y yönlerinde şekillerdeki konumlarda, toplam 200 noktada yapılmıştır. Aşağıdaki XY düzleminde ölçüm yapılan toplam dört adet düzlem vardır. Bunlar $Z=0$, $Z=D/2$, $Z=-D/2$ ve $Z=-D$ konumlarındadır.

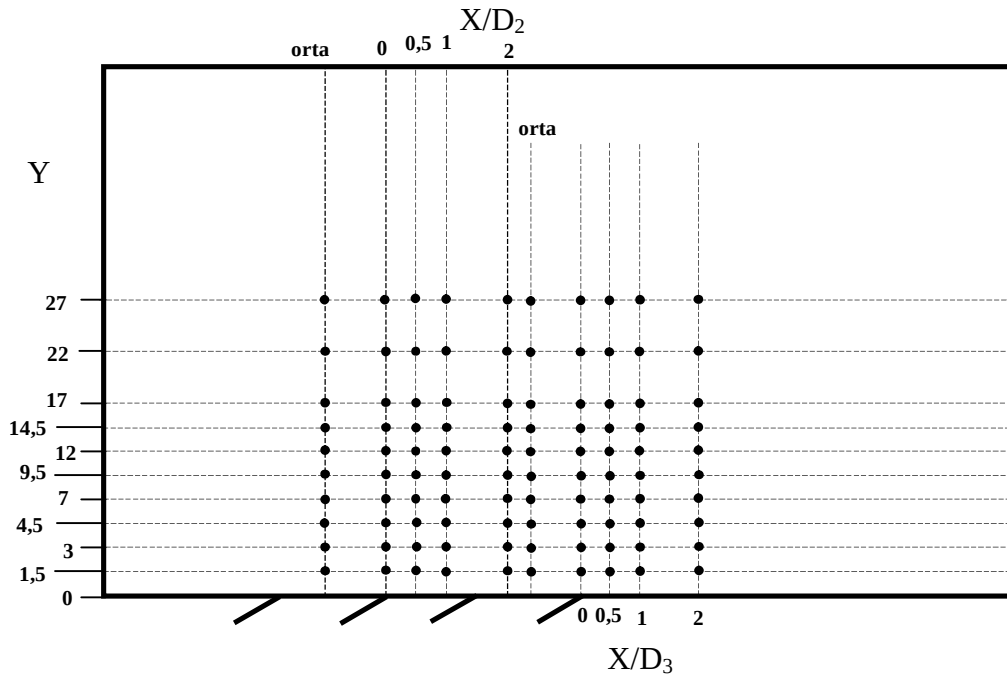


Şekil 4.14: Tek sıra dikdörtgen delik için XY düzleminde ölçüm noktaları

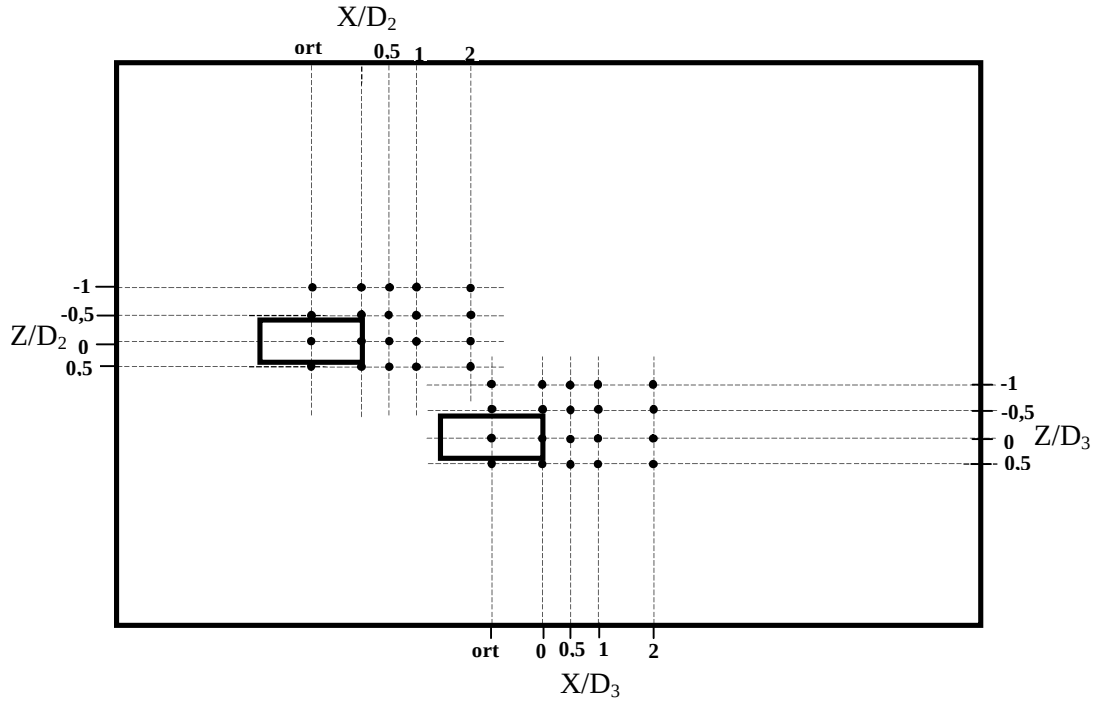


Şekil 4.15: Tek sıra dikdörtgen delik için XZ düzleminde ölçüm noktaları

Çift sıralı dikdörtgen deliklerde hız ve türbülans ölçümleri için prop ölçüm noktaları şematik olarak Şekil 4.16 ve Şekil 4.17 'de verilmiştir. Ölçümler hem X hemde Y yönlerinde toplam 400 noktada yapılmıştır. Aşağıdaki XY düzleminden ölçüm yapılan toplam dört adet düzlem vardır. Bunlar $Z=0$, $Z=D/2$, $Z=-D/2$ ve $Z=-D$ konumlarındadır.



Şekil 4.16: İki sıra dikdörtgen delik için XY düzleminde ölçüm noktaları



Şekil 4.17: İki sıra dikdörtgen delik için XZ düzleminde ölçüm noktaları

4.4 Sıvı Kristal İle Sıcaklık Ölçümü

Son yıllarda özellikle Avrupa ve Amerika’da ısı geçişi uygulamalarında, sıcaklık ölçümleri için görsel sıvı kristal tekniği geliştirilmiştir. Sıvı kristal maddesi kimyasal sıvı bir karışımdır ve yüzeye ince bir film şeklinde püskürtülür. Yüzeyde kuruduktan sonra akım yönünde herhangi bir bozucu ve direnç etkisi meydana getirmeksizin sıcaklık ölçümlerine olanak sağlar [71]. Bunların doğrudan yapıştırılmalı özellikleride mevcuttur. Sıvı kristal, yüzeyin sıcaklığına göre renk verebilmektedir, böylece elde edilen renklere göre yerel sıcaklıklar ölçülmüş olur. Sıcaklık-renk tepkimesi bir kamera ya da fotoğraf makinasıyla görsel olarak kayıt edilebilir. Bu amaçla karışım bölgesindeki sıcaklık dağılımları sıvı kristal kullanılarak hesaplanmıştır.

4.4.1 Sıvı kristal termoğrafisi

Sıcaklık ölçmelerinde kullanılan sıvı kristallerin yapılarındaki değişim geriye dönüşlü olduğundan renk/sıcaklık kalibrasyonu zaman zaman yenilendiği taktirde teorik olarak sonsuz sayıda sıcaklık ölçümü yapabilirler. Sıvı kristallerle sayısal bir ölçüm yapmak için insanın renk algılamasına dayanan tahmini renk/sıcaklık ilişkisini

kullanmak yetmemektedir. Yöntemin tamamen sayısal hale getirilebilmesi için yöntemi oluşturan öğelerin insan algılamasındaki değişkenlerden doğabilecek hatalardan arındırılması gerekmektedir.

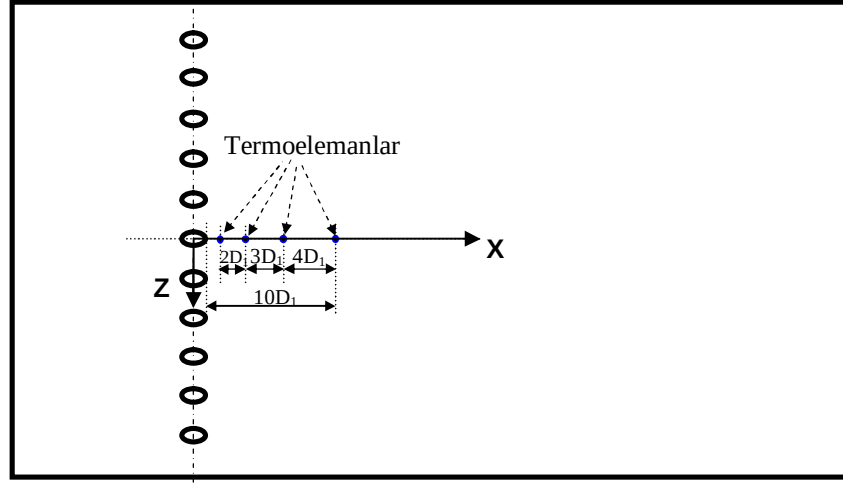
Sıvı kristal termografisinde sıvı kristallerden belirli sıcaklıklar için alınan renkler çeşitli fotoğraf izleme programları ile sayısal bilgi olarak elde edilebilirler. Bu sayısal veriler RGB (red-green-blue) veya HSI (Hue-saturation-intensity) bilgileri olarak alınabilir. Diğer bir deyişle tabiattaki her renk için bir RGB veya bir HSI kodu mevcuttur. RGB bir rengi oluşturan asal kırmızı, yeşil ve mavi renklerin oranlarına göre elde edilir. Bunun yanında bir rengin RGB kodu ortam şartlarındaki ışıktan oldukça hassas bir şekilde etkilenmektedir. Bundan dolayı renkleri ayırabilmek için RGB kodunun kullanmak pek sağlıklı sonuçlar vermemektedir.

HSI kodu ise RGB deki renkleri asal üç rengin kombinasyonu olarak değil ışığın baskın dalga boyu, parlaklığı ve içerisinde bulunan beyazlığın bir fonksiyonu olarak ifade eder. Bunlar arasında özellikle hue değeri (rengin baskın dalga boyu) ortam şartlarındaki ışıktan etkilenmediği görülmüştür. Bundan dolayı karışım bölgesi incelemesi için hue değerleri kullanılmıştır. Hue değeri bir 0° den 360° ye kadar uzanan bir açı değeri ile yada bu açının 360° ye bölümü ile elde edilen 0-1 arası bir sayı (normalize edilmiş baskın dalga boyu) ile tanımlanabilir.

İnceleme için hangi sıcaklıklara hangi hue değerlerinin karşılık geldiği bilinmelidir. İşte bunu belirlemek için sıvı kristal filmi kalibrasyonu yapılmalıdır.

4.4.2. Sıvı kristalin kalibrasyonu

Silindirik delik sırasında altıncı delik çıkışına sıvı kristal uygun bir şekilde yapıştırılmıştır. Daha sonra 0.5 üfleme oranı ve 330 K için deney düzeneği çalıştırılmıştır. Sıvı kristalin renk değiştirmesi durduğunda, daha önceden yüzeye çeşitli konumlarda yerleştirilen termoelemanlar ile sıcaklıklar ölçülmüş ve sıvı kristalin fotoğrafı çekilmiştir. Çekilen fotoğraflar photoshop'ta açılarak belirtilen termoeleman konumlarındaki Hue değerleri tespit edilmiştir. Kalibrasyonda kullanılan termoeleman yerleri Şekil 4.18 ' de gösterilmiştir. Belirtilen konumlar için ortalama Hue değerleri elde edilmiştir. Ölçülen sıcaklıklara karşılık gelen Hue değerleri Tablo 4.5 de verilmiştir.



Şekil 4.18: Kalibrasyonda kullanılan termoeleman yerleri

Tablo 4.5: Kalibrasyon sıcaklıkları hue değerleri

Sıcaklık (°C)	Hue	Ortalama Hue	Standart sapma
41	196	196.8	1.04
	196		
	196		
	198		
	198		
38.6	168	167.6	0.89
	166		
	168		
	168		
	168		
36.8	149	150.4	1.14
	150		
	150		
	152		
	151		
33.3	20	19.6	0.89
	19		
	21		
	19		
	19		

4.4.3 Eşsıcaklık veya eşfilm soğutma etkenliği değerlerinin çizdirilmesi

Silindirik ve iki sıralı dikdörtgen delikler için yüzeylere sıvı kristal yapıştırıp, silindirik delikler için 330 ve 335 K enjeksiyon sıcaklıklarında, iki sıralı delikler için 330 K enjeksiyon sıcaklığında ikinci sıra deliklerde 0.5; 0.75; 1.0; 1.25; 1.5; 1.75; 2.0; üfleme oranları için fotoğraflar çekilmiştir. Photoshop'ta uygun boyutlara düşürülen sıvı kristal fotoğrafları Matlab programı içine atılmıştır. Matlab'te aşağıda bir örneği verilen programlar yazılarak eşsıcaklık eğrileri elde edilmiştir.

Örnek Program:

```
%%%%%%%%eş sıcaklıkların çizdirilmesi%%%%%%%%%
clear all
resim=imread('islenmis-57-0.5-iki','jpg');
resim_hsv = rgb2hsv(resim);
[satir,sutun,zsayisi] = size(resim_hsv);
for i=1:satir;for j=1:sutun;resim_hue(i,j)=resim_hsv(i,j,1);end;end
for i=1:satir;for j=1:sutun;resim_hue_ters(i,j)=resim_hue(satir-i+1,j);end;end
figure(1);
subplot(1,1,1);contour(resim_hue_ters,[19.6/360 150.4/360 167.6/360 196.8/360]);
```

5. DEĞİŞKENLERİN BELİRLENMESİ VE DENEYLERİN YAPILIŞI

5.1 Değişkenlerin Belirlenmesi

Değişkenlerin belirlenmesinde gerçek türbin verileri dikkate alınmıştır.

5.1.1 Enjeksiyon sıcaklığı

Gerçek türbinlerde türbin giriş sıcaklıkları Tablo 5.1 de ve türbin motorlarında performans değerleri Tablo 5.2 de verilmiştir.

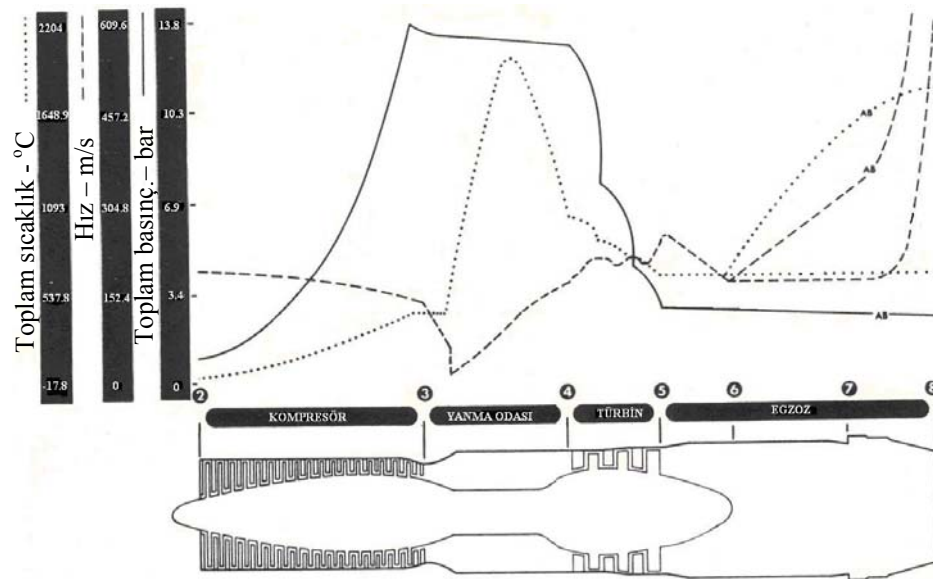
Tablo 5.1: Gerçek türbinlerde sıcaklık değerleri

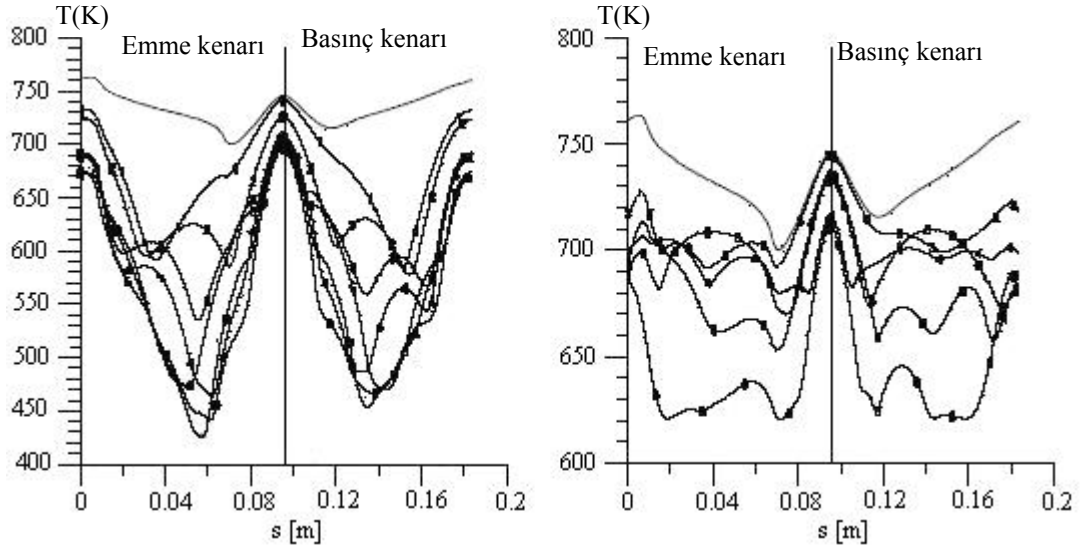
Motor	Türbin giriş sıcaklığı (°C)	Soğutma havası sıcaklığı (°C)	Kanat yüzey sıcaklığı(°C)
PW JT3D [2]	952	-	-
PW JT9D [2]	1200	-	-
F110GE [2]	1318	-	-
F100-PW-220 [72]	1426	602	-
501 KF / 501 KB [73]	982	-	-
F101 GE [73]	1371	-	-
J79 [73]	926	-	343
T700/CT7 [73]	1100	-	-
Lanston blade [74]	1200	400	700
Exxon-Model 501-K, Vane(sanayi)[75]	1066	-	-
Mitsubishi F Tipi [76]	1350	-	-
Mitsubishi G Tipi [76]	1500	-	-

Tablo 5.2: Gerçek türbin motorlarında performans değerleri [77]

Motor	Özgül yakıt sarfiyatı	Toplam basınç oranı	Rotor giriş sıcaklığı (°C)	İtke / Ağırlık	Hava debisi (lbs/s)	Artyakıcı (Evet=1/ Hayır=0)
TF30P-3	0.63	17.1	1190	4.77	106	1
TF30P-8	0.68	18.8	1112	4.83	116	0
TF30P-7	0.69	17.5	1132	4.94	110	1
TF34GE-2	0.35	21.9	1123	5.75	144	0
SPEY202	0.64	16.9	1117	4.94	106	1
F100PW100	0.72	27.7	1407	7.8	103	1
F101GE100	0.58	26.5	1399	7.02	160	1
F110GE100	0.67	29.9	1318	7.01	118	1
F117PW100	0.35	29.5	1315	5.58	556	0
F119PW100	0.80	26.0	1649	7.95	123	1
F120GE-100	0.80	24.0	1649	8.13	125	1
Pegasus6	0.64	13.8	1182	5.29	186	0
F404GE-400	0.81	24.0	1348	7.48	64	1
F105PW-100	0.36	22.3	1318	5.15	696	0
JT9D-59A	0.37	24.5	1315	5.99	744	0
JT9D-7R4D	0.34	23.0	1271	5.39	714	0

F-4 uçaklarında kullanılan J79 motorunda sıcaklık, hız ve basınç değişimleri Şekil 5.1 de verilmiştir.

**Şekil 5.1:** J79 Gaz türbin motorunda sıcaklık, hız ve basınç değişimleri [73]



Şekil 5.2: Türbin kanat yüzeyinde sıcaklık değişimi[78]

Şekil 5.2 de görüldüğü gibi kanat yüzeyindeki sıcak dağılımı verilmektedir[78].

Film soğutma etkenliği [7] aşağıdaki gibi tanımlanmıştır.

$$\eta = \frac{T_{adyabatik} - T_{\infty}}{T_j - T_{\infty}} \quad (5.1)$$

Bu eşitlikte η film soğutma etkenliği, $T_{adyabatik}$ adyabatik duvar sıcaklığı (plexiglas malzeme yüzeyinde termoeleman ile ölçülen sıcaklık), T_{∞} ana akış sıcaklığı, T_j enjekte edilen akışkan sıcaklığıdır.

Kaynak [74] de verilen gerçek türbin değerleri dikkate alınarak denklem 5.1 eşitliğinde yerlerine yazılması sonucu film soğutma etkenliği değeri aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\eta = (T_{\infty} - T_{ad}) / (T_{\infty} - T_j) = (1200 - 700) / (1200 - 400) = 0.625$$

Mevcut çalışmada T_{∞} değeri ortalama 25 °C olarak alınmıştır. Aynı film soğutma etkenliği için modelde seçilmesi gerekli enjeksiyon sıcaklığı aşağıdaki gibi bulunmuştur.

$$\eta = (T_{ad} - T_{\infty}) / (T_j - T_{\infty})$$

0.625 = (42.5 - 25) / (T_j - 25) ise T_j = 53 °C dir. Yüzey sıcaklığındaki değişim geometri, üfleme oranı, soğutma yöntemi vs. parametrelere göre değişmektedir. Çalışmalarda 52 ile 77 °C arasında enjeksiyon sıcaklıkları kullanılmıştır.

Soğutucu hava sıcaklığının ana gaz akımı sıcaklığına oranını optimize etmeye çalışmak çok güçtür [79]. Nedeni de soğutma havasının hep aynı kaynaktan alınmasıdır. Genellikle soğutma havası yüksek basınç kompresörünün en son kademesinden alınır. Sıcaklığını da gaz türbinin basınç oranı belirler. Yani subsonik uçaklar için bu sıkıştırma oranı 20-30 arasındadır. Süpersonik motorlar içinde motor önünde olan şok dalgası sıkıştırmasından dolayı 70 ile 100 arasındadır. Ana gaz akımı sıcaklığını da genellikle yanma odası tasarımcıları belli bir değerde tutarlar. Bunu da yüksek basınç türbininin nasıl soğutulduğu belirler. Bu 1425-1455 °C en modern sistemlerde kullanılan ana gaz akımı sıcaklık değeridir [79].

5.1.2 Re sayısı

Gerçek türbinlerde Reynolds sayısı $1.0 \cdot 10^5$ - $2.7 \cdot 10^6$ aralıklarında değişmektedir (Tablo 5.3). Arts [80] bu aralığı $1 \cdot 10^5$ - $1 \cdot 10^6$, Marques [81] $0.75 \cdot 10^5$ - $3 \cdot 10^5$ olarak vermişlerdir. Mevcut çalışmada $2.1 \cdot 10^5$ ile $3.1 \cdot 10^5$ aralıklarında ana akış Reynolds sayısı kullanılmıştır.

Tablo 5.3: Gerçek türbinlerde Re ve Mach sayısı değerleri

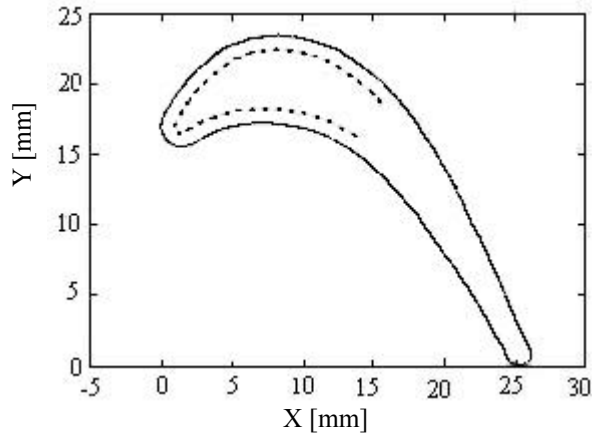
Kullanım yeri	Re sayısı	Mach (M) sayısı
T 119 HP türbin kaskatı [82]	$4.0 \cdot 10^5$ - $8.0 \cdot 10^5$	0.29 giriş 0.87 çıkış
Nozzle Guide Vane (Oxford Rotor Facility) [83]	$2.7 \cdot 10^6$	0.95 çıkış (IGV) 0.98 çıkış (rotor)
Nozzle Guide Vane (Rolls-Royce aero-engine) [84]	$2.5 \cdot 10^6$	0.45

5.1.3 Mach sayısı

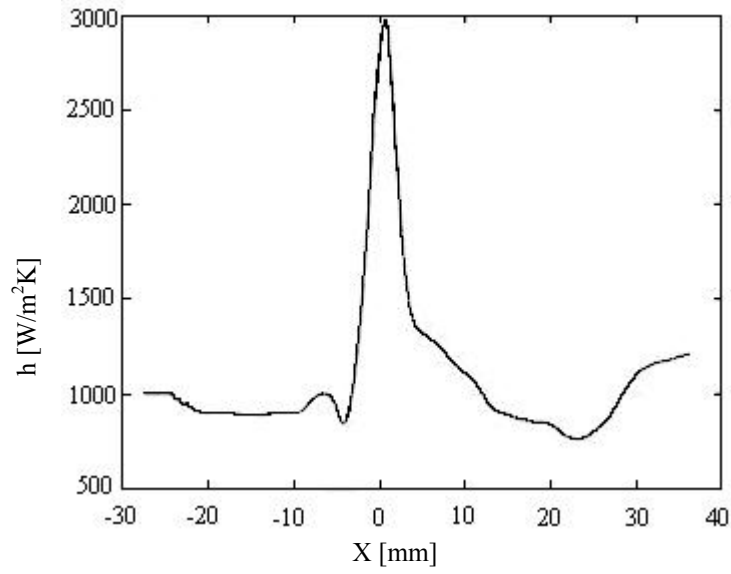
Gerçek Mach sayıları türbin rotor çıkışında 1' e yakın değerlerdedir (Tablo 5.2). Deneylerde ise ana akış Mach sayısı yaklaşık 0.03 değerlerindedir. Deney modellerinde Mach sayısı çok düşüktür . Sıkıştırabilirlik etkileri ısı transferinde önemli etkiye sahip değildir. Bu nedenle Mach sayısı deneylerde gerçek türbin değerinden farklı alınabilir[85].

5.1.4 Isı taşınım katsayısı

Gerçek türbine ait kanat profili Şekil 5.3 de ve kanat yüzeyinde ısı taşınım katsayısı değişimi Şekil 5.4 de verilmiştir.



Şekil 5.3: Türbin kanat profili [74]



Şekil 5.4: Türbin kanat yüzünde ısı taşınımı değişimi [74]

5.1.5 Üfleme oranı

F100-PW-220 gaz türbin motoru yüksek basınç türbini giriş ve çıkış değerleri Tablo 5.4 de verilmiştir.

Tablo 5.4: Yüksek basınç türbini giriş ve çıkış değerleri[72]

	Türbin girişi	Türbin çıkışı
Toplam basınç p_t (bar)	21.37	5.96
Toplam sıcaklık T_t (K)	1674.70	1193.30
Kütleli debi (kg/s)	45.27	54.84
Şaft dönme hızı (d/d)	12910	
Akış alanı (m^2)	0.09273	0.13331
Eksenel hız (m/s)	111.0	255.0
Eksenel Mach sayısı (-)	0.142	0.384
Statik basınç (bar)	21.096	5.414

Türbin çıkış kütleli debisi soğutma havasından dolayı girişten %21 daha fazla fazladır. Soğutma havası kompresörden elde edilir ve kompresör $p_{t3} = 22.60$ bar ve $T_{t3} = 821$ Kdir.

Yüksek basınç türbini soğutma havası kütleli debisi dağılımı Tablo 5.5 de verilmiştir.

Tablo 5.5: Yüksek basınç türbini soğutma havası kütleli debisi dağılımı [72]

	1 kanatta soğutucu delik alanı (mm ²)	Kanat sayısı	Toplam delik alanı (mm ²)	$p_{t,soğ}$ (bar)	$T_{t,soğ}$ (K)	M_{inj}	Soğutucu kütleli debisi (kg/s)	Yüzde kütleli debi (%)
Giriş klavuz kanatları	63.4	44	2790	21.6	1000	0.4	4.79	49.5
1. rotor	13.6	68	924	19.2	900	0.6	2.00	20.7
2. stator	16.0	58	928	20	900	1	2.49	25.8
2. rotor	2.5	72	146	20	900	1	0.39	4.0
Bütün stator ve rotorlar							9.67	100

5.2 Deneylerin Yapılışı

Silindirik ve dikdörtgen delik geometrileri ile yapılan deneylerde bölüm 4 'de belirtilen üfleme oranları için film soğutma etkinliğinin değişimleri incelenmiştir. Bölüm 4 'de belirtilen konumlardaki termoelemanlarla ölçülen sıcaklıklar ile film soğutma etkinlikleri 5.1 eşitliği ile hesaplanmıştır.

Momentum akı oranı, ana akışa enjekte edilen jetin çapraz akış içine giriminin bir ölçüsüdür. Enjekte edilen akışkanın yüzeyleri daha iyi örtmesi için momentum akı oranı önemlidir. Deneylerde ana akışın özellikleri ile enjekte edilen jetin hızı sabit tutularak, sadece enjekte edilen havanın sıcaklığı değiştirilerek farklı momentum akıları elde edilmiştir. Momentum akı oranı [25] 5.2 eşitliği ile verilmiştir.

$$I = \rho_j V_j^2 / \rho_\infty V_\infty^2 \quad (5.2)$$

Bu eşitlikte I momentum akı oranı, ρ_j ve V_j enjekte edilen akışkan yoğunluk ve hızı, ρ_∞ ve V_∞ ana akış yoğunluk ve hızıdır.

Deneylerde 5.1 eşitliğinden η değeri, T_∞ , T_j ve $T_{adyabatik}$ sıcaklıklarının ölçülmesi ile ve 5.2 eşitliğinden I değeri, V_j ve V_∞ hızlarının ölçülmesi ile hesaplanmıştır.

Hız ve türbülans şiddeti ise hız ölçüm probu, sıcak tel anemometresi ve bilgisayar kullanılarak elde edilmiştir. Türbülans şiddeti denklemi 5.3 eşitliğinde verilmiştir.

$$Tu = \frac{u'}{\bar{V}} \quad (5.3)$$

$$u' = \sqrt{u^2} \quad (5.3a)$$

Bu eşitlikte Tu türbülans şiddeti, $\bar{V}$ ortalama hız ve u ortalama hız değerinden sapmadır [86]

6. DENEY SONUÇLARI

6.1 Sıcaklık Ölçüm Deneylerinin Sonuçları

6.1.1 Silindirik delikler

Farklı enjeksiyon sıcaklıklarında yapılan deneyler üfleme oranlarına göre karşılaştırılmış ve $Z/D_1 = 0$ için, $Z/D_1 = 0.5$ için ve $Z/D_1 = -1$ ($Z/D_1 = 1$, simetrik) için ana akış yönünde film soğutma etkenliği sonuçları elde edilmiştir (EK-B’de Şekil B1,B2,B3).

Düşük üfleme oranlarında etkenlik değerleri daha iyidir. En iyi üfleme oranı 0.50 şartlarında olmaktadır. Bazı konumlarda film soğutma etkenliği değerlerinde dalgalanmalar görülmektedir. Bu durum jetin yüzeylere çarpmasının bir sonucu olarak değerlendirilmektedir.

Sabit üfleme oranlarında momentum akı oranlarının ana akış doğrultusunda film soğutma etkenliğine etkileri (EK-B’de Şekil B.4) gösterilmiştir. Karşılaştırmalarda maksimum ve minimum momentum akı oranları alınmıştır. Şekil B.4 de 1’in altındaki momentum akı oranları gözönüne alındığında daha küçük akı oranlarında film soğutma etkenliği daha iyi sonuç verir (üfleme oranları 0.5 ve 0.75). 1’in üzerindeki momentum akı oranlarında, 1.5 üfleme oranı hariç diğer üfleme oranlarında daha büyük momentum akı oranı daha iyi etkenliğe sahiptir. Karşılaştırmalar içinde film soğutma etkenliği için en iyi 0.5 üfleme oranı ve 0.288 momentum akı oranıdır.

Üfleme oranlarını sabit tutarak yüzey üzerinde $Z/D_1 = 0$, $Z/D_1 = 0.5$ ve $Z/D_1 = -1$ konumlarına göre karşılaştırmalar yapılmıştır. 325, 330, 335, 340, 345, 350 K enjeksiyon sıcaklığı değerleri için sırasıyla EK-B de Şekil B.5, Şekil B.6, Şekil B.7, Şekil B.8, Şekil B.9 ve Şekil B.10 ’daki sonuçlar elde edilmiştir. Şekiller incelendiğinde jetin izlediği yola göre etkenlik değeri değişmektedir. Delik kenarlarında etkenlik düşük, delik merkezlerinde etkenlik değerleri büyüktür. Ana akış sıcaklığı ile enjekte edilen akışkan sıcaklıkları arasındaki fark artırıldığında yüksek üfleme oranlarında çok küçük miktarda etkenliklerde artma görülür. Örneğin

$Z/D_1 = 0$ da, $M=1.75$ üfleme oranında ve $X/D_1=14$ de enjeksiyon sıcaklığı 325 K için etkenlik değeri % 10 değerinin altında iken (Şekil B.5) aynı konum ve şartlarda 350 K enjeksiyon sıcaklığı için % 10'nun üzerindedir (Şekil B.10).

6.1.2 Tek sıralı dikdörtgen delikler

Tek sıralı dikdörtgen deliklerde yapılan deneylerin sonucunda elde edilen film soğutma etkenliklerini, üfleme oranlarına göre ana akış doğrultusunda karşılaştırdığımızda elde edilen sonuçlar EK-B 'de Şekil B.11 ile verilmiştir. Şekiller incelendiğinde düşük üfleme oranlarında etkenlikler daha yüksek değerlerdedir. Mevcut üfleme oranları içinde en iyi üfleme oranı 0.5 ' dir. Ana akış sıcaklığı ile enjeksiyon sıcaklığı arasındaki fark artırıldığında aynı üfleme oranları için ana akış doğrultusunda etkenliğin artışı görülür. Örneğin Şekil B.11 de etkenlik değeri, $X/D_3 = 3$ ve üfleme oranı 2 de % 7.19 değerindeyken ana akış sıcaklığı ile enjeksiyon sıcaklığı arasındaki farkın artırılması ile aynı konum ve üfleme oranı için % 21.11 değerindedir.

Momentum akı oranları değişiminin film soğutma etkenliğine etkileri EK-B'de Şekil B.12 ile verilmiştir. 1'in altındaki momentum akı oranlarında küçük momentum akı oranının etkenliği daha iyidir. 1'in üzerindeki momentum akı oranlarında ise daha büyük momentum akı oranının etkenliği daha iyidir.

Ana akışa yüzeyde dik yönde (Z yönü), $X/D_2=1$ de film soğutma etkenliği incelendiğinde (EK-B de Şekil B.13) düşük üfleme oranlarında film soğutma etkenliği daha büyüktür. Ana akış sıcaklığı ile enjeksiyon sıcaklığı arasındaki fark artırıldığında aynı üfleme oranları için X yönü gibi Z yönünde etkenliğin artışı görülür. Özellikle bu durum Şekil B.13 'de gösterildiği gibi yüksek üfleme oranlarında görülmektedir. Örneğin enjeksiyon sıcaklığı 330 K 'de üfleme oranı 2.0 için maksimum etkenlik değeri % 25 dolaylarında iken enjeksiyon sıcaklığı 340 K 'de etkenlik değeri % 35 mertebelerindedir.

Ana akışa yüzeyde dik yönde momentum akı oranları karşılaştırılması EK-B'de Şekil B.14 ile verilmiştir. Elde edilen sonuçlar momentum akı oranlarının etkisinin ana akış yönündeki etkileri ile aynı olduğunu göstermektedir.

6.1.3 İki sıralı dikdörtgen delikler

İki sıralı dikdörtgensel deliklede yapılan deneylerin sonucunda elde edilen film soğutma etkenliklerini, üfleme oranlarına göre ana akış doğrultusunda birinci sıra delikler için karşılaştırdığımızda (EK-B 'de Şekil B.15) düşük üfleme oranlarında etkenlikler daha yüksek değerlerdedir. Mevcut üfleme oranları arasında en iyi üfleme oranı 0.5 dir. Aynı konum ve üfleme oranı için ana akış ile enjekte edilen hava arasındaki sıcaklık farkının artırılması ile ana akış yönünde etkenlikte iyileşme gözlenmektedir. Örneğin Şekil B.15 'de, enjeksiyon sıcaklığı 330 K 'de, $X/D_3 = 3$ ve $M=2$ 'de etkenlik % 25.80 iken sıcaklık farkı artırılarak Şekil B.15 'de aynı konum ve üfleme oranında etkenlik değeri % 38,54 değerindedir.

Sabit üfleme oranlarında momentum akı oranlarının film soğutma etkenliğine etkileri, ana akış yönünde birinci sıra delikler için EK-B'de Şekil B.16 da ikinci sıra delikler için Şekil B.20 de, ana akışa yatayda dik doğrultuda ise birinci sıra delikler için Şekil B.18 'de ikinci sıra delikler için Şekil B.25 'de verilmiştir.

Birinci sıra için ana akışa yüzeyde dik yönde (Z yönünde), $X/D_3=1$ 'de film soğutma etkenliği incelendiğinde (EK-B 'de Şekil B.17) düşük üfleme oranlarında film soğutma etkenliği daha büyüktür. Enjeksiyon sıcaklıkları arasında sıcaklık farkı artırıldığında ana akış yönüne benzer şekilde yatay yönde de yüksek üfleme oranları için etkenlik değerlerinde artma görülür. Örneğin enjeksiyon sıcaklığı 330 K 'de üfleme oranı 2 için etkenlik değeri % 45 dolaylarında oysa 350 K 'de % 50 nin üzerinde değerlerdedir.

İkinci sıradaki delikler için ana akış yönünde $Z/D_3=0$ da üfleme oranlarının film soğutma etkenliğine etkileri incelendiğinde (EK-B 'de Şekil B.19) $X/D_3 = 1$ den sonra film soğutma etkenliğinde küçük artmalar gözlemlenir. Tek sırada olduğu gibi ikinci sıra deliklerde de düşük üfleme oranlarında etkenlik değerleri daha iyidir. Mevcut üfleme oranları içinde en iyi 0.5 üfleme oranıdır. Ana akış ile enjeksiyon sıcaklıkları arasındaki fark artırıldığında önceki deneylerde olduğu gibi film soğutma etkenliklerinde iyileşmeler görülmektedir. Örneğin enjeksiyon sıcaklığı 330 K 'de, 2.0 üfleme oranında, $X/D_3=3$ konumunda film soğutma etkenliği % 25 dolaylarında iken enjeksiyon sıcaklığı 350 K 'e çıktığında aynı üfleme ve konumunda film soğutma etkenliği % 35 'in üzerinde değerlerdedir.

İkinci sıra delikler için $Z/D_3=0.5$ ve $Z/D_3 = -1$ konumlarında ana akış doğrultusunda film soğutma etkenlikleri karşılaştırmaları sırasıyla EK-B 'de Şekil B.21 ve Şekil B.22 de verilmiştir.

Ana akışa yatayda dik yönde (Z yönü) film soğutma etkenliğinin değişimi $X/D_3 = 1$ ve $X/D_3=2$ konumlarında incelenmiştir. $X/D_3 = 1$ için (EK-B 'de Şekil B.23), $X/D_3 = 2$ için (EK-B 'de Şekil B.24) yine küçük üfleme oranlarında daha iyi film soğutma etkenlikleri elde edildiği görülür. Ana akış ile jet enjeksiyon sıcaklık aralığı artırıldığında ise yüksek üfleme oranlarında iyileşmeler görülmektedir.

6.2 Hız ve Türbülans Ölçüm Deneyleri Sonuçları

6.2.1 Silindirik delikler

Silindirik deliklerde ana akış yönünde yapılan hız ölçümleri ile elde edilen hız profilleri değişik konumlar için EK-B 'de Şekil B.26 ile verilmiştir. Şekiller incelendiğinde ana akış doğrultusunda ilerledikçe hız azalmakta ve hızın maksimum olduğu Y konumu artmaktadır. Örneğin $z^*=0$, $X/D_1=0$ ve $Y=3$ mm konumunda hız maksimumdur ve değeri 27,68 m/s dir. $z^*=0$, $X/D_1=4$ ve $Y=17$ mm konumunda ise maksimum hız değeri 17,70 m/s değerindedir. Şekillerde ana akış hızının 10 m/s 'nin biraz üzerinde olduğu ve duvara yaklaşıldıkça hızın ana akış hızının altına düştüğü görülür.

Silindirik deliklerde Y yönünde yapılan hız ölçümleri ile elde edilen hız profilleri değişik konumlar için EK-B 'de Şekil B.27 ile verilmiştir. Y doğrultusundaki hızların maksimum değerleri ana akış doğrultusunda ilerledikçe azalmakta ve hızın maksimum olduğu Y konumu artmaktadır. Örneğin $z^*=0$, $X/D_1=0$ ve $Y= 4.5$ mm konumunda Y yönündeki maksimum hız değeri 12.67 m/s iken $z^*=0$, $X/D_1=4$ ve $Y= 14.5$ mm konumunda Y yönündeki maksimum hız değeri 6.65 m/s dir.

Silindirik deliklerde ana akış yönünde çeşitli konumlarda yapılan türbülans ölçümleri EK-B 'de Şekil B.28 ile verilmiştir. Şekiller incelendiğinde $z^*=0$ için maksimum türbülans % 30, $z^*=0.5$ için maksimum türbülans % 25 ve $z^*=-1$ için maksimum türbülans % 10 'dur. Ana akışın karışım bölgesi dışında ana akış doğrultusundaki türbülans şiddeti % 1.10 ile % 1.75 aralığında değişir.

Silindirik deliklerde Y yönünde çeşitli konumlarda yapılan türbülans ölçümleri EK-B 'de Şekil B.29 ile verilmiştir. Şekiller incelendiğinde $z^*=0$ için maksimum türbülans

% 39.74, $z^*=0.5$ için maksimum türbülans % 36.98 ve $z^*=-1$ için maksimum türbülans % 29.30 'dur. Ana akışın karışım bölgesi dışında Y doğrultusundaki türbülans şiddeti % 4.9 ile % 5.7 aralığında değişir.

Ana akış ile Y yönündeki maksimum türbülans şiddetleri dikkate alındığında silindirik delik ile yapılan deneylerde Y yönünde daha büyük türbülans değerleri oluşmuştur.

6.2.2 Tek sıralı dikdörtgen delikler

Tek sıra dikdörtgensel deliklerde ana akış yönünde çeşitli konumlarda yapılan hız ölçümleri incelendiğinde (EK-B 'de Şekil B.30) silindirik deliklerde olduğu gibi ana akış doğrultusunda ilerledikçe hız azalmakta ve hızın maksimum olduğu Y konumu artmaktadır. Şekillerde ana akış hızının 9.8 m/s değerine yakın olduğu ve duvara yaklaşıldıkça hızın ana akış hızının altına düştüğü görülmüştür.

Tek sıra dikdörtgensel deliklerde ana akış yönünde çeşitli konumlarda yapılan türbülans ölçümleri incelendiğinde (EK-B 'de Şekil B.31) $z^*=0$ için maksimum türbülans % 22.70 ve $z^*=0.5$ için maksimum türbülans % 19.77 'dir. Ana akışın karışım bölgesi dışında ana akış doğrultusundaki türbülans şiddeti % 2.97 ile % 3.13 aralığında değişmiştir.

6.2.3 İki sıralı dikdörtgen delikler

İki sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde yapılan hız ölçümleri ile elde edilen hız profilleri değişik konumlar için birinci sıra delik için EK-B'de Şekil B.32 ' de ikinci sıra delikler için Şekil B.33 'de verilmiştir. Şekiller incelendiğinde silindirik ve tek sıra dikdörtgen deliklerde olduğu gibi ana akış doğrultusunda ilerledikçe hız azalmakta ve hızın maksimum olduğu Y konumu artmaktadır. Örneğin birinci sıra deliklerde $z^*=0$, $X/D_1=0$ ve $Y= 1.5$ mm konumunda ana akış yönündeki maksimum hız değeri 22.18 m/s iken $z^*=0$, $X/D_1=3$ ve $Y= 7$ mm konumunda ana akış yönündeki maksimum hız değeri 15,75 m/s dir. Şekillerde ana akış hızının 8 m/s değerine yakın olduğu, silindirik ve tek sıra dikdörtgen deliklerde olduğu gibi duvara yaklaşıldıkça hızın ana akış hızının altına düştüğü görülmüştür.

İki sıralı dikdörtgen deliklerde ana akışa dik y yönünde yapılan hız ölçümleri ile elde edilen hız profilleri değişik konumlar için birinci sıra delik için EK-B'de Şekil B.34 ' de ikinci sıra için Şekil B.35 de verilmiştir. Silindirik ve tek sıra dikdörtgen

deliklerde olduğu gibi iki sıralı delikler içinde Y doğrultusundaki hızların maksimum değerleri ana akış doğrultusunda ilerledikçe azalmakta ve hızın maksimum olduğu Y konumu artmaktadır.

Ana akış doğrultusunda birinci sıra delikte elde edilen türbülans değerleri EK-B'de Şekil B.36' da ikinci sıra delikte elde edilen türbülans değeri Şekil B.37 'de verilmiştir. Şekiller incelendiğinde birinci sırada $z^*=0$ için maksimum türbülans %25.40, $z^*=0.5$ için maksimum türbülans % 21.50 ve $z^* = -1$ için % 20.27, ikinci sırada $z^*=0$ için maksimum türbülans % 28.13, $z^*=0.5$ için maksimum türbülans %22.46 , $z^*=-0.5$ için % 23.34 ve $z^* = -1$ için % 20.88 dir. Bu sonuçlar ana akış yönünde birinci ve ikinci sıralarda maksimum türbülans şiddetlerinde benzerliklerin olduğunu gösterir. Ana akışın karışım bölgesi dışında ana akış doğrultusundaki türbülans şiddeti % 3.32 ile % 3.87 aralığında değişir.

Y doğrultusunda birinci sıra delikte elde edilen türbülans değerleri EK-B'de Şekil B.38 ' de ikinci sıra delikte elde edilen türbülans değerleri Şekil B.39 'da verilmiştir. Şekiller incelendiğinde birinci sırada $z^*=0$ için maksimum türbülans % 48.86, $z^*=0.5$ için maksimum türbülans % 41.4 ve $z^* = -1$ için % 34.62, ikinci sırada $z^*=0$ için maksimum türbülans % 41.96, $z^*=0.5$ için maksimum türbülans % 39.89 , $z^*=-0.5$ için % 36.23 ve $z^* = -1$ için % 35.80 dir. Bu sonuçlar ana akış yönünde birinci ve ikinci sıralarda maksimum türbülans şiddetlerinde benzerliklerin olduğunu göstermiştir.

Ana akış yönü ile Y yönündeki maksimum türbülans şiddetleri dikkate alındığında, silindirik deliklerde olduğu gibi dikdörtgensel deliklerde de Y yönünde daha büyük türbülans değerleri oluşur. Ana akışın karışım bölgesi dışında Y doğrultusundaki türbülans şiddeti % 5.79 ile % 6.84 aralığında değişir.

Birinci sıra delikler ile ikinci sıra deliklerin hem ana akış hemde Y doğrultularındaki türbülans şiddetlerinin Y mesafesindeki değişimleri karşılaştırıldığında ikinci sıra deliklerdeki türbülans değişim aralığı daha büyüktür. Örneğin birinci sıra delikler için Şekil B.38 'de $X/D_3=3$ ve $Y=22$ mm de ana akışın karışım bölgesi dışındaki türbülans şiddetine(% 6.20) ulaşırken, ikinci sıra delikler için Şekil B.39 da aynı konumlar için ana akışın karışım bölgesi dışındaki türbülans şiddetinden daha yüksek değerlerdedir (% 10.35). Bu durum, ikinci sıra delikler enjekte edilen jetlerin Y doğrultusunda ana akışa giriminin çok küçükte olsa fazla olduğunu

göstermektedir. Bu etkinin birinci sıra deliklerin sınır tabaka kalınlığını bozmasından kaynaklandığı şeklinde değerlendirilebilir.

6.3 Sıvı Kristal ile Film Soğutma Etkenliği Ölçüm Sonuçları

Silindirik deliklerde farklı üfleme oranlarında sıvı kristal fotoğraflarının analizi sonucu elde edilen sıcaklık veya film soğutma etkenliği eğrileri 330 K enjeksiyon sıcaklığı için EK-C ' de Şekil C.1' de 335 K için Şekil C.2 ' de verilmiştir.

İki sıralı dikdörtgen deliklerde farklı üfleme oranlarında sıvı kristal fotoğraflarının analizi sonucu elde edilen sıcaklık veya film soğutma etkenliği eğrileri 330 K enjeksiyon sıcaklıkları için EK-C 'de Şekil C.3 'de verilmiştir.

Sıvı kristal ile yapılan sıcaklık ölçümleri önceki deneylerde olduğu gibi düşük üfleme oranlarında film soğutma etkenliğinin daha iyi olduğunu göstermektedir.

7. SAYISAL ÇALIŞMALAR VE SONUÇLAR

Sayısal çalışmada film soğutmayı incelemek için yapılan sıcaklık ölçüm deneyleri sayısal olarak modellenerek çözdürülmüştür. Ayrıca değişik delik geometrilerinde ve dikdörtgen delik kesiti için değişik yüzey eğriliklerinde film soğutma etkenlikleri sayısal olarak incelenmiştir.

Sayısal çalışmalarda karşılaştırmalar seçilen üfleme oranlarına göre yapılmıştır. Ana akış hava hızı ve enjekte edilen soğutucu hava hızı üfleme oranına göre tanımlanmıştır. Yapılan deneyleri sayısal olarak modellemek için yapılan sayısal çalışmalarda kullanılan üfleme oranları, hızlar, yoğunluk ve sıcaklık değerleri EK-A 'da Tablo A.1-3 de verilmiştir. Değişik geometriler ve değişik eğrisel yüzeyler için sıcaklık ve hız değerleri Tablo 7.1 de verilmiştir.

Tablo 7.1: Değişik geometriler ve değişik eğrisel yüzeyler için kullanılan veriler

Enjekte edilen hava		Ana akış		Üfleme oranı
T_j (K)	V_j (m/s)	T_∞ (K)	V_∞ (m/s)	M
328	8.540	288	15	0.5
328	12,810	288	15	0.75
328	17.084	288	15	1.0
328	25.626	288	15	1.5
328	34.168	288	15	2.0

Tüm sayısal çalışmalar Gambit [87,88] kullanılarak üç boyutlu olarak modellenmiş, Fluent [89,90] ile üç boyutlu çözdürülmüştür. Sayısal çalışmalarda film soğutma etkenliği, çözüm sonucu elde edilen sıcaklık değerlerinin Bölüm 5 de (5.1) eşitliği ile verilen soğutma etkenliği ifadesi ile hesaplanmıştır.

Rüzgar tüneli ve delikler sırasıyla hexahedral ve tetrahedral elemanlar kullanılarak ağ yapısı oluşturulmuştur. Enjeksiyon delik kesitlerinde ve jetler ile ana akışın karıştığı bölgelerde diğer bölgelere göre daha sık ağ aralığı kullanılmıştır. Modellerimizde k-ε türbülans modeli, enerji denklemi, ana akış ve soğutucu akışkan olarak hava ve duvarlar için standart duvar fonksiyonları seçilmiştir. Ayrıca sistemin kararlı, duvarlardan ısı kaybının olmadığı ve havanın ideal gaz olduğu kabulleri yapılmıştır.

Sayısal çalışmalarda ağ aralığının etkisi önemlidir. Sayısal çalışmalarda ağ aralığı incelenmelidir ve optimum düğüm noktası sayısının bulunması gerekmektedir. Ağ aralığı ölçüm yapılan yüzeylerde belirli oranlarda artırılarak ölçülen sıcaklık değerlerine etkisi dikkate alınmıştır. Bütün sayısal incelemelerde optimum ağ aralığı kullanılmıştır.

Optimum ağ aralığı yanı sıra yüzey ile ilk mesh arasında mesafede sayısal çalışmalarda dikkate alınmıştır. Bu amaçla boyutsuz sayılar tanımlanmıştır [91].

$$y^+ = \frac{Y \cdot u^*}{\nu} \quad (7.1)$$

$$u^* = \frac{U}{u^+} \quad (7.1a)$$

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \ln E \cdot y^+ \quad (7.1b)$$

7.1 denklemlerinde y^+ boyutsuz uzunluk, u^* sürtünme hızı, u^+ boyutsuz hız, U akış hızı, κ von Karman sabitidir. Burada $\kappa = 0.41$, $E = 9$ alınmıştır [91].

$y^+ < 10$ değerleri laminar bölgeyi ifade eder ve burada türbülans modelleri geçerli değildir. Genelde önerilen $y^+ = 20-50$ aralığıdır [91]. Sayısal çalışmalarda bu belirtilen aralıklarda y^+ değerlerinden artık sıcaklık değişimine etkinin yok denecek kadar az olanı seçilerek, yüzey ile ilk mesh aralığı belirlenmiştir. Genelde $y^+ 30-40$ aralığında kullanılmıştır.

7.1 Standart k-ε Türbülans Modeli Transport Denklemleri

Sayısal çalışmalarda standart k-ε türbülans modeli kullanılmıştır. Standart k-ε türbülans modeli transport denklemlerle oluşturulan yarı deneysel bir modeldir [92]. k-ε türbülans modelinin çıkartılmasında akış tamamen türbülanslı kabul edilmiş ve moleküler viskozitenin etkileri ihmal edilmiştir. k-ε türbülans modeli bu nedenle sadece türbülanslı bölgede geçerlidir. Türbülans kinetik enerji k ve

onun dağılma (dissipation) oranı ε aşağıdaki transport denklemlerinden elde edilir:

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \quad (7.1)$$

ve

$$\rho \frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (7.2)$$

7.1 ve 7.2 denklemlerinde G_k ortalama hız gradyanlarından G_b kaldırma kuvvetinden (buoyancy) dolayı türbülans kinetik enerji üretimidir.

$$G_k = -\rho \overline{u_i' u_j'} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (7.3)$$

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (7.4)$$

7.4 denkleminde Pr_t türbülans Prandtl sayısıdır. Standart k- ε türbülans modelinde $Pr_t=0.85$ olarak alınmıştır. Isıl genleşme katsayısı β aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\beta = -\frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_p \quad (7.5)$$

Y_M 7.1 denkleminde tüm dağılma oranı için sıkıştırılabilir türbülans sapmaya katıda bulunmayı ifade eder. k- ε türbülans modelinde türbülansa sıkıştırılabilirliğin etkileri C_1 , C_2 ve C_3 sabitleri ile gösterilir. σ_k ve σ_ε sayıları sırasıyla k ve ε için türbülans Prandtl sayılarıdır. Eddy veya türbülans viskozitesi μ_t aşağıdaki gibi k ve ε kombinasyonundan hesaplanır.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (7.6)$$

Burada C_μ sabittir. Sayısal çalışmada model sabitleri $C_{1\varepsilon} = 1.44$, $C_{2\varepsilon} = 1.92$, $C_\mu = 0.09$, $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$ olarak alınmıştır [92].

7.2 Deney Modellerinin Sayısal İncelenmesi

Film soğutmayı sayısal olarak incelemek için yapılan deneyler dikkate alınmıştır. Dördüncü bölümde belirtilen deney şartları kullanılarak düz plaka ve rüzgar tüneli 3 boyutlu modellenmiş ve bu modeller 3 boyutlu olarak çözdürülmüştür.

7.2.1 Sayısal incelemelerde elde edilen sonuçlar

Silindirik ve iki sıralı dikdörtgen deliklerde sayısal incelemeler için 330 ve 350 K, tek sıralı dikdörtgen deliklerde 330 ve 340 K enjeksiyon sıcaklıkları dikkate alınmıştır. Sonuçlar silindirik deliklerde altıncı delik için, tek ve iki sıralı deliklerde ikinci delikler için elde edilmiştir.

Silindirik delikler için ana akış ve ana akışa dik yönlerde, film soğutma etkinliğinin üfleme oranlarına göre değişimi EK-D' de Şekil D.1a ve Şekil D.1b de verilmiştir. Benzer karşılaştırmalar tek ve iki sıralı dikdörtgen delikler için EK-D ' de Şekil D.2a , Şekil D.2b, Şekil D.3a ve Şekil D.3b ' de verilmiştir.

Sonuçlar incelendiğinde deneysel çalışmalarda olduğu gibi sayısal çalışmalarda da üfleme oranı artırıldığında hem ana akış hemde ana akışa dik doğrultuda etkinlik azaltılmıştır. Düşük üfleme oranlarında yüksek, yüksek üfleme oranlarında düşük film soğutma etkinliği değerleri elde edilmiştir. Mevcut üfleme oranları arasında en iyi üfleme oranı 0.5 görülmektedir.

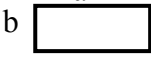
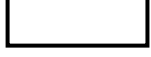
7.3 Düz Bir Plaka Üzerinde Değişik Delik Geometrileri İçin Film Soğutmanın Sayısal İncelenmesi

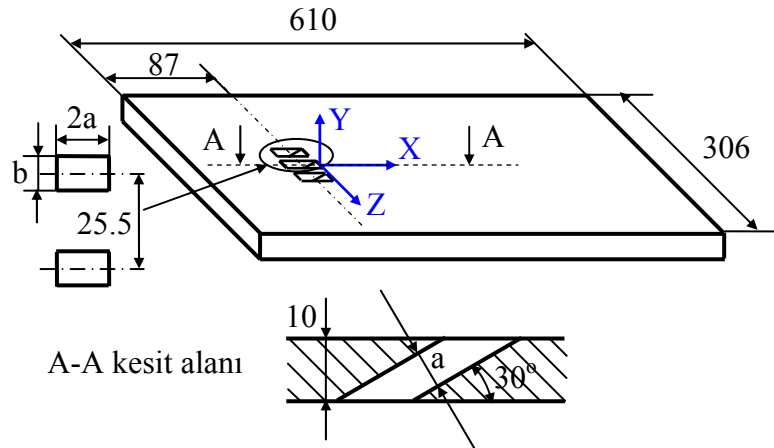
7.3.1 Model geometrileri ve enjeksiyon delikleri

Film soğutma incelemesi için düz bir plaka üzerine 3 enjeksiyon deliği açılmıştır. Enjeksiyon açıları ana akış doğrultusu ile 30° açı yapacak şekildedir. Modellerde aynı kesit alanına sahip 6 farklı delik geometrisi kullanılmıştır. Enjeksiyon delik geometrileri Tablo 7.2 'de verilmiştir.

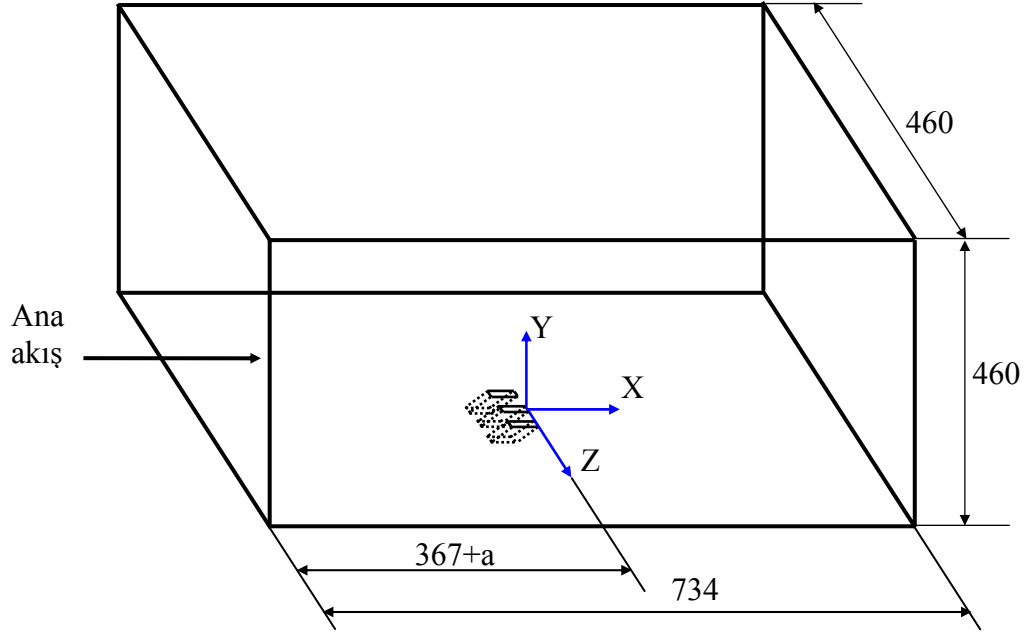
Enjeksiyon delikleri düz bir plaka üzerine yerleştirilmiştir. Gözönüne alınan yüzey üzerindeki enjeksiyon delikleri modeli Şekil 7.1 'de gösterilmiştir. Ayrıca rüzgar tüneli modelinin şematik görünümü Şekil 7.2 'de verilmiştir. Düz plaka ve rüzgar tüneli 3 boyutlu modellenerek FLUENT yazılımı ile çözdürülmüştür.

Tablo 7.2: Akışa dik yöndeki enjeksiyon delik geometrileri ve boyutları

Geometri	Delik kesiti	a	b	Alan (mm ²)
A		8.50	6.68	56.80
B		7.54	7.54	56.80
C		12	4.73	56.80
D		12	6	56.80
E		7.54	7.54	56.80
F		8.50	8.50	56.80



Şekil 7.1: Düz bir plaka üzerinde enjeksiyon delikleri



Şekil 7.2: Rüzgar tüneli modelinin şematik görünümü

7.3.2 Ağ aralığı (Düğüm noktası sayısının belirlenmesi)

Ağ aralığı ölçüm yapılan yüzeylerde belirli oranlarda azaltılarak ölçülen sıcaklık değerlerine etkisi dikkate alınmıştır. 0.5 üfleme oranı için düğüm noktası sayısının artırılmasının sayısal sonuçlar üzerine etkisi Tablo 7.3 'de verilmiştir. Tabloya göre düğüm noktası sayısı artırılması durumunda yüzey üzerindeki sıcaklık değerlerinde çok çok küçük değişimler olmuştur.

Tablo 7.3: 0.5 üfleme oranı için düğüm noktası sayısı artırılmasının sayısal sonuçlar üzerine etkisi

Geometri	Düğüm sayısı	Sıcaklık değişimi			
		Ana akış yönü		Z yönü	
		Min(%)	Max(%)	Min(%)	Max(%)
A	144000	0.0003	0.0173	0.0003	0.0076
B	134000	0.0050	0.0270	0.0031	0.0683
C	153600	0.0075	0.0988	0.0006	0.0086
D	204000	0.0010	0.0500	0.0006	0.0500
E	144000	0.0053	0.0274	0.0000	0.0572
F	172800	0.0006	0.1445	0.0006	0.1292

7.3.3 Reynolds sayısı

Delik geometrilerinden enjekte edilen akışkan Reynolds sayısı ile karakterize edilebilir. Reynolds sayısının artması jet enjeksiyon hızının ve üfleme oranının artmasının bir göstergesidir. Reynolds sayısı dördüncü bölümde 4.3 eşitliğinde verilmiştir.

Jet hızının artımı hem üfleme hem de Re sayısının artımının bir göstergesidir. Geometrilerin Re sayıları 0.5 üfleme oranı için Tablo 7.4 'de verilmiştir.

Tablo 7.4: Değişik geometriler ve değişik eğrisel yüzeyler için kullanılan veriler

Geometri	Hidrolik Çap(mm)	Re
A	7.48	3378
B	7.54	3405
C	6.79	3066
D	6.03	2723
E	7.54	3405
F	8.51	3843

7.3.4 Düz bir plaka üzerindeki değişik delik geometrileri için sayısal sonuçlar

Altı farklı geometrinin ve üfleme oranlarının film soğutma etkenliğine etkileri sayısal olarak incelenerek aşağıdaki sonuçlar bulunmuştur.

Tablo 7.2 deki geometriler için, sayısal çalışmalardan, E geometrisinin film soğutma etkenliği ana akış yönünde, 0.5 üfleme oranında ve $X^*=1$ de % 59 seviyesindedir (EK-E 'de Şekil E.1). Bu değer bu konumda diğer geometrilere göre en yüksek film soğutma etkenliği değeridir. Aynı şartlar altında A geometrisi % 47, B geometrisi % 46 film soğutma etkenliğine sahiptir. Burada $X^*=X/L$ karakteristik uzunluktur (L bu çalışmada , silindirik delik çapı uzunluğu, $L=D=8.5$ mm, olarak alınmıştır).

Üfleme oranı artırıldığında, geometrilerin film soğutma etkenliği değişir. Örneğin 0.75 üfleme oranında ve $X^*=1$ de B, C ve E geometrileri en yüksek etkenlik olarak sırasıyla % 37, % 36 ve % 30 değerlerindedir (EK-E 'de Şekil E.1).

$X^*=1$ konumunda, üfleme oranı 1 (EK-E 'de Şekil E.1) için en iyi geometriler sırasıyla C, B, E (sırasıyla etkenlikler % 39, % 35, % 23) iken aynı konumda üfleme oranı 2.0 (EK-E 'de Şekil E.1) için sırasıyla C, B, F (sırasıyla etkenlikler % 48, % 42, % 31) geometrileridir. Üfleme oranı 1.0-2.0 aralığında görüldüğü gibi C geometrisi ana akış yönünde en iyi film soğutma etkenliğine sahip geometridir. Ayrıca düşük film soğutma etkenlikleri jetlerin yüzeyden ayrıldığını göstermektedir.

Ana akış doğrultusundaki sonuçlar özetlenirse, film soğutma etkenliği için üfleme oranları ve geometriler karşılaştırıldığında, ana akış yönünde en iyi geometri E, en iyi üfleme oranı 0.5 dir. Yüksek üfleme oranlarında C geometrisi seçilmelidir. Dikdörtgensel ve dairesel delik geometrileri birbiriyle karşılaştırıldığında dikdörtgensel deliklerin film soğutma etkenlikleri bütün üfleme oranlarında daha iyidir.

Z yönündeki film soğutma etkenlik değerleri $X^*=1$ de elde edilmiştir. Z yönü Z^* ile gösterilmiştir. Burada $Z^*= Z/L$ karakteristik uzunluktur (L bu çalışmada dairesel çap uzunluğu, $L= 8.5$ mm, olarak alınmıştır).

Z yönünde sonuç olarak, $X^*=1$ de geometriler karşılaştırıldığında E geometrisi 0.5 üfleme oranında en iyi film soğutma etkenliğine sahip geometridir (EK-E 'de Şekil E.2). C geometrisi ise 0.75 üfleme oranı hariç diğer üfleme oranlarında en iyi performansa sahip geometridir (EK-E 'de Şekil E.2).

Genel olarak tüm doğrultularda yüksek üfleme oranlarında ($M=1.0-2.0$) en iyi geometri C, tüm üfleme oranları içinde en iyi geometri ise 0.5 üfleme oranında E bulunmuştur (EK-E 'de Şekil E.1). Geometrilere ana akış Re sayısına göre bir karşılaştırma yapıldığında Re sayısının en küçük ve büyük değerlerini veren geometrilerde, film soğutma etkenliği düşüktür (Tablo 7.3).

7.4 Eğrisel Yüzeyler Üzerinde Film Soğutmanın Sayısal İncelenmesi

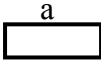
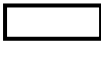
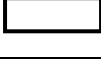
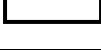
7.4.1 Model geometrileri ve enjeksiyon delikleri

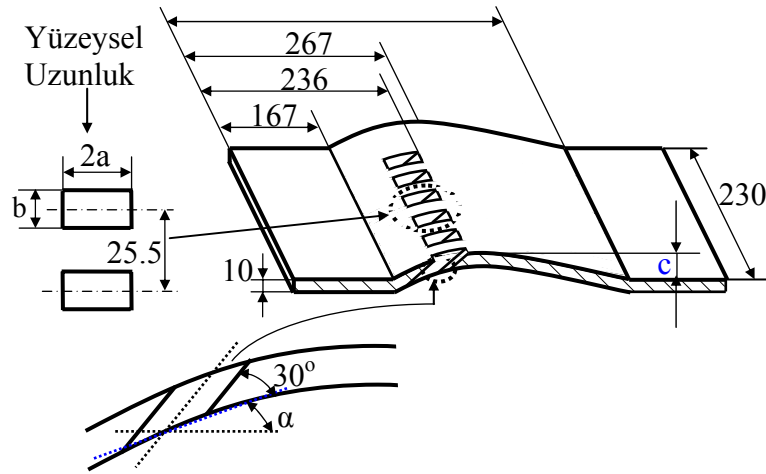
Film soğutmasına yüzey eğriliğinin etkisini sayısal olarak incelemek üzere dört farklı yüzey durumu dikkate alınmıştır. Herbir yüzeyde tek sıra halinde 11

enjeksiyon deliği vardır. Enjeksiyon açıları yüzeye 30° dir. Tüm modellerde delik geometrileri dikdörtgendir ve aynı kesit alanına sahiptirler. Yüzeyler ve akışa dik yöndeki enjeksiyon delik boyutları Tablo 7.5 de verilmiştir.

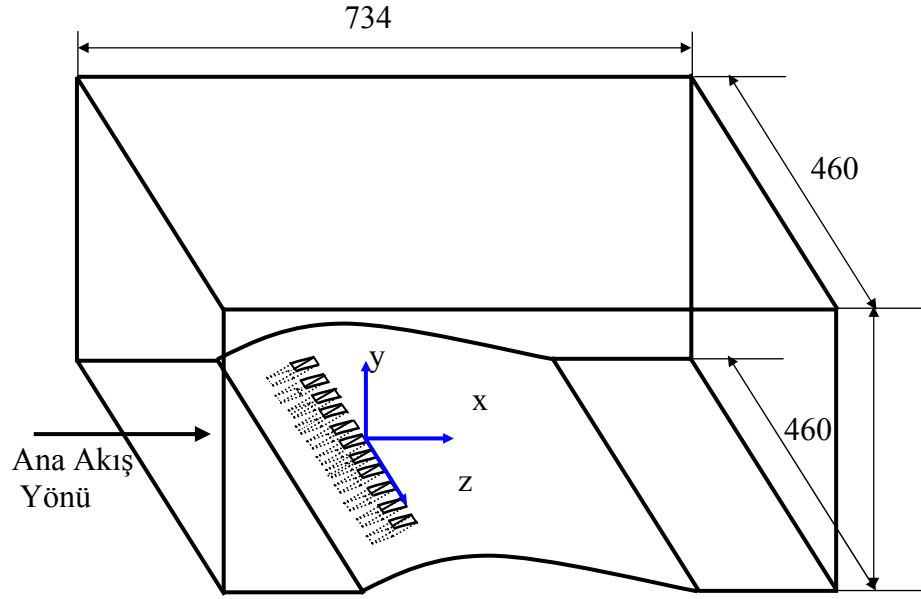
Mevcut çalışmada gözönüne alınan eğrisel yüzey üzerinde enjeksiyon delikleri modeli Şekil 7.3 'de gösterilmiştir. Ayrıca rüzgar tüneli modelinin şematik görünümü Şekil 7.4 'de verilmiştir.

Tablo 7.5: Yüzeyler ve akışa dik yöndeki delik geometrisi boyutları

Yüzey	Delik kesiti	a	b	Alan (mm ²)	c
A		10	5.68	56.80	0
B		10	5.68	56.80	5
C		10	5.68	56.80	8
D		10	5.68	56.80	10



Şekil 7.3: Eğrisel yüzey üzerinde enjeksiyon delikleri



Şekil 7.4: Rüzgar tüneli modelinin şematik görünümü

Ele alınan eğrisel yüzeylerin yüzey profilleri 7.7 eşitliğinden elde edilmiştir.

$$y = a_3x^3 + a_2x^2 + a_1x + a_0 \quad (7.7)$$

Bulunan a_3 , a_2 , a_1 , a_0 katsayıları Tablo 7.5 deki B, C, D yüzeyleri için Tablo 7.6 da verilmiştir.

Tablo 7.6: Yüzey profil denklemleri katsayıları

Katsayılar	Yüzey		
	B	C	D
a_3	$5.15 \cdot 10^{-7}$	$7.75 \cdot 10^{-7}$	$9.68 \cdot 10^{-7}$
a_2	$-6.8 \cdot 10^{-4}$	$-1.04 \cdot 10^{-3}$	$-1.29 \cdot 10^{-3}$
a_1	0.27	0.42	0.52
a_0	-28.26	-44.37	-54.84

Eğri denklemlerinden hesaplanan c eğrilik yükseklikleri, maksimum eğrilğin yataydan olan mesafesi 267 mm için verilmiştir, Şekil 7.3, Tablo 7.5. Tüm geometrilerde c yüksekliği akış doğrultusundan 267 mm olacak şekilde alınmıştır.

Eğrilik yarı çapı [93] nolu kaynakta aşağıdaki eşitlikle tariflenmiştir.

$$\frac{1}{r} = \frac{\left(\frac{dy}{dx} \right)}{\left[1 + \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 \right]^{3/2}} \quad (7.8)$$

Koç ve diğ. [94] çalışmasında belirttiği gibi yapılan sayısal çalışmada optimum ağ aralığı kullanılmıştır. 0.5 üfleme oranı için düğüm noktası sayısının 223200'den 242400'e çıkarılmasının sayısal sonuçlar üzerine etkisi Tablo 7.7 'de verilmiştir. Tabloya göre düğüm noktası sayısı 223200 den 242400 'e çıkarılması durumunda sıcaklık değerlerinde çok çok küçük değişimler olmuştur. Tüm yüzeylerde 242400 düğüm sayısı kullanılmıştır.

Tablo 7.7: 0.5 üfleme oranı için düğüm noktası sayısının 223200'den 242400'e çıkarılmasının sayısal sonuçlar üzerine etkisi

Yüzey	Sıcaklık değişimi			
	Ana akış yönü		Z yönünde	
	Min(%)	Max(%)	Min(%)	Max(%)
A	0.0017	0.0432	0.0003	0.0842
B	0.0010	0.1324	0.0000	0.0426
C	0.0007	0.0502	0.0000	0.0617
D	0.0010	0.0500	0.0006	0.0500

Farklı eğrilikte yüzeyler ve üfleme oranları için yüzeylerdeki sıcaklık değerleri bulunmuş, bulunan sıcaklık değerleri kullanılarak, adyabatik film soğutma etkenliği değerleri hesaplanmıştır.

7.4.2 Eğrisel yüzey ve dikdörtgen delik için sayısal sonuçlar

Aşağıdaki sonuçlar, 6. delik sonu koordinat ekseninin başlangıç noktası alınarak, film soğutma etkenliğine ana akış ve Z yönünde üfleme oranları ve eğri yüzeylerin etkileri için bulunmuştur.

0.5 üfleme oranında C yüzeyi en yüksek film soğutma etkenliğine sahiptir. $X^*=1$ de 0.5 üfleme oranında C % 60.5 lik film soğutma etkenliğine sahiptir. Burada $X^* = X/L$ karakteristik uzunluktur (L bu çalışmada 8.5 mm alınmıştır). Aynı şartlarda D yüzeyi % 60, B yüzeyi % 56 film soğutma etkenliğine sahiptir (EK-F 'de Şekil F.1).

Üfleme oranı 0.5 'den 1.0 ' e kadar artırıldığında, film soğutma etkenliği azalır, oysa 1.0 ile 2.0 üfleme oranları arasında etkenlik artar. Örneğin 0.75 üfleme oranında $X^* = 1$ de C ve D yüzeyleri sırasıyla % 46 ve % 44 en yüksek üfleme oranlarındadır. Üfleme oranı 2.0 da $X^* = 1$ de C ve B yüzeylerinde sırasıyla % 52

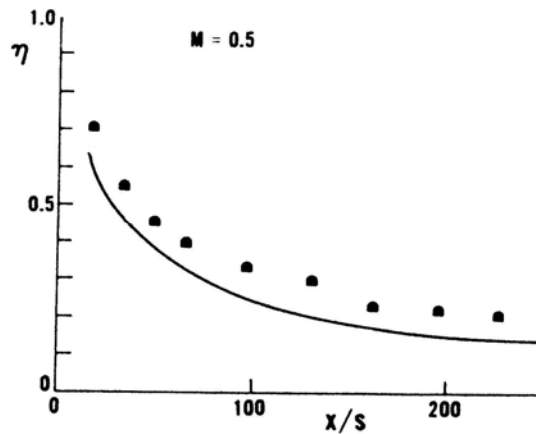
ve % 47 film soğutma etkenliği gerçekleşir. 0.5 ile 1.0 üfleme oranları arasında ikinci en iyi yüzey B dir. C, 1.0 üfleme oranı hariç tüm üfleme oranlarında, $X^* = 1$ de film soğutma etkenliği için en iyi yüzeydir (EK-F 'de Şekil F.1).

Film soğutma etkenliği için yüzey ve üfleme oranları karşılaştırıldığında, ana akış yönünde en iyi yüzey C, en iyi üfleme oranı 0.5 dir. Yüzey eğriliği çok fazla artırıldığında veya azaltıldığında film soğutma etkenliği azalır. Bu nedenle iyi bir etkenik değeri için optimum bir yüzey eğriliği seçilmelidir. Ayrıca yüzey eğriliğini çok miktarda artırdığımızda yüzeyden ayrılmalar oluşmaktadır (EK-F 'de Şekil F.1).

Z yönünde film soğutma etkenlik değerleri $X^* = 1$ de elde edilmiştir. Z yönü Z^* ile gösterilmiştir. Burada $Z^* = Z/L$ karakteristik uzunluktur(Bu çalışmada $L=8.5\text{mm}$ alındı). z yönünde küçük üfleme oranlarında ($M=0.5$) yüksek, orta üfleme oranlarında($M=1.0$) düşük ve yüksek üfleme oranlarında ($M=2.0$) yüksek film soğutma etkenliği görülür. z yönünde üfleme oranları karşılaştırıldığında en iyi üfleme oranı 0.5 dir. Yüzeyler karşılaştırıldığında ise en iyi yüzey C dir (EK-F 'de Şekil F.2).

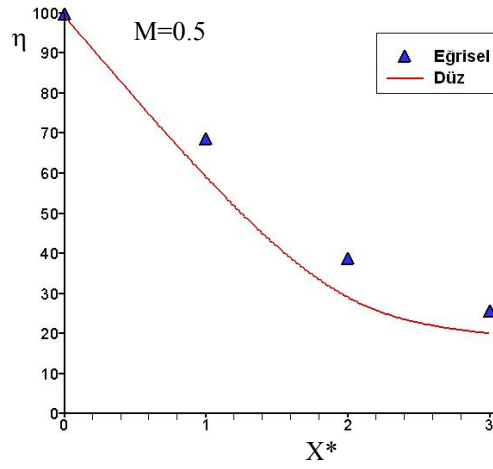
7.4.3 Eğrisel yüzey çalışmasının literatürdeki bir deneysel çalışma ile karşılaştırılması

Mayle ve diğ. [47] yarık geometrisi kullanarak eğrisel yüzeylerde film soğutma etkenliğini incelemişlerdir. Şekil 7.5 ile düz ve eğrisel yüzeyde yapılan deneylerin film soğutma etkenliği için karşılaştırmasını vermişlerdir.



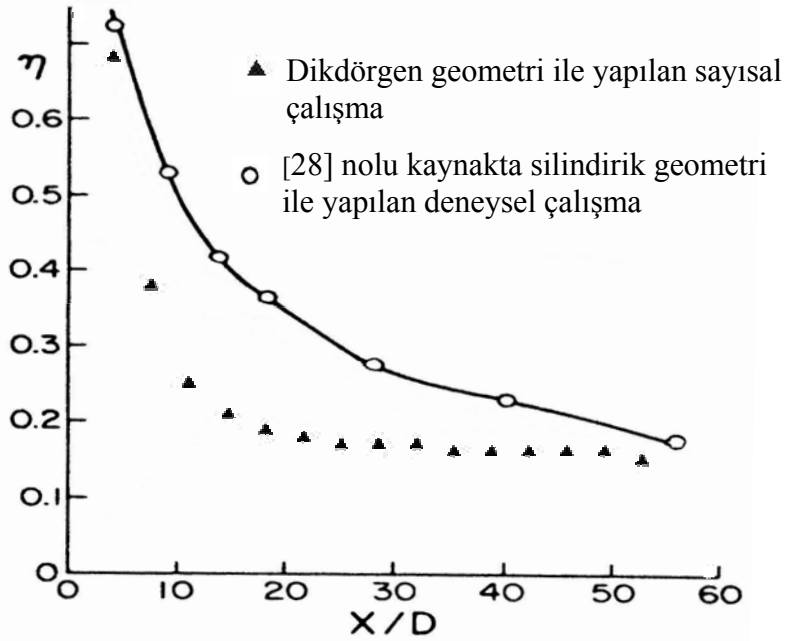
Şekil 7.5: Eğrisel ve düz yüzey film soğutma etkenliklerinin karşılaştırılması[47]

Mevcut çalışmada dikdörge delik geometrisi ile yapılan eğrisel ve düz yüzey film soğutma etkenlikleri karşılaştırması Şekil 7.6 da verilmiştir.



Şekil 7.6: Eğrisel ve düz yüzey film soğutma etkenliklerinin karşılaştırılması

Eğrisel yüzeylerde yapılan sayısal çalışma, literatürdeki deneysel olarak yapılan bir çalışma ile ana akış doğrultusuna göre film soğutma etkenliği değişiminin benzer olduğu görülmektedir. (Şekil 7.7).

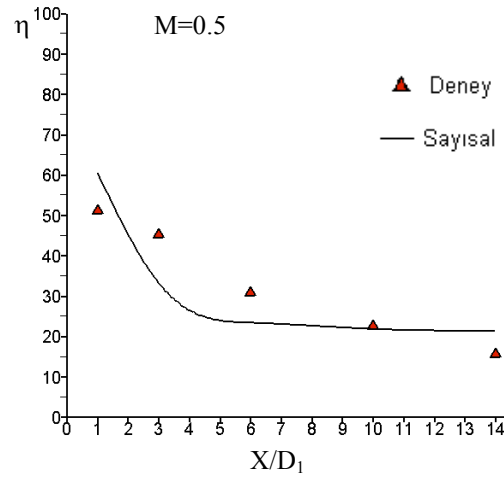


Şekil 7.7: Eğrisel yüzeyde film soğutma etkenliğinin deneysel ve sayısal karşılaştırması

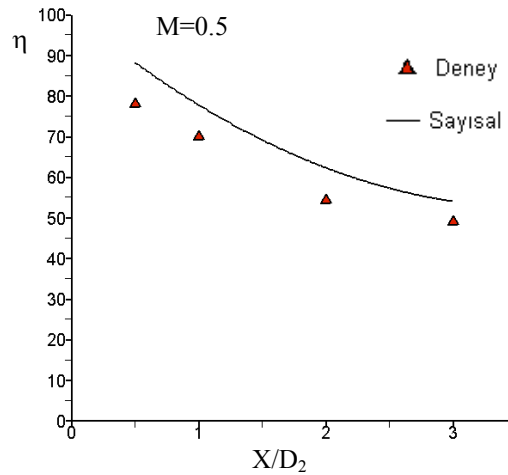
Burada $D=2.38$ mm alınmıştır.

8. SAYISAL VE DENEYSEL ÇALIŞMALARIN KARŞILAŞTIRILMASI

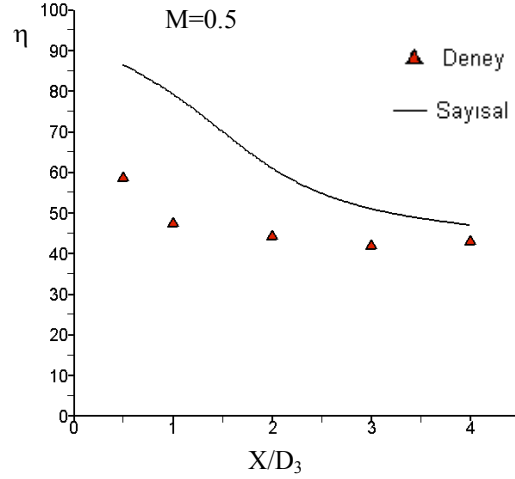
Deneysel ve sayısal çalışmalarda elde edilen sonuçların karşılaştırılmasında 330 K enjeksiyon sıcaklığı dikkate alınmıştır. Silindirik, tek ve iki sıralı dikdörtgen deliklerde sayısal ve deneysel karşılaştırmalar ayrı ayrı tüm üfleme oranları için yapılmıştır (EK-G’ de Şekil G.1-5). Örnek olarak $M=0.5$ üfleme oranında film soğutma etkenliği için sayısal ve deneysel sonuçlar Şekil 8.1-3 de görülmektedir.



Şekil 8.1: Silindirik deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



Şekil 8.2: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



Şekil 8.3: İki sıralı, 2.sıra dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması

Yapılan incelemelerden, deneysel ve sayısal çalışmaların sonuçlarının uyumlu olduğu anlaşılmaktadır.

Sapmalar deneylerde ölçüm hatalarından, sayısal çalışmalarda ise kullanılan türbülans modelininden, duvar fonksiyonlarından ve yapılan kabullerden kaynaklanmaktadır.

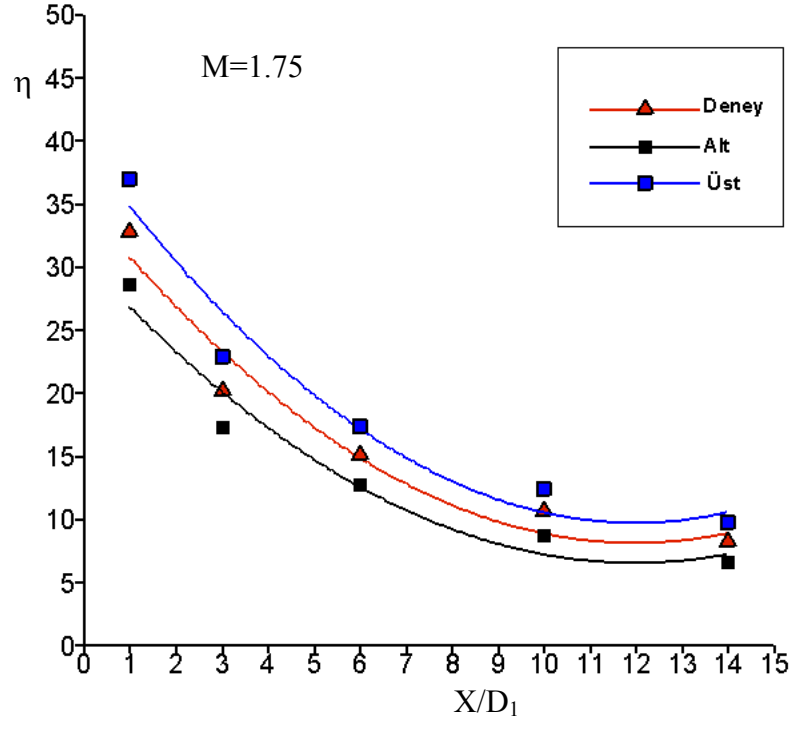
Deneysel çalışmalarda sıcaklık ölçümlerinden kaynaklanan film soğutma etkenliği ölçüm hataları 8.1 kullanılarak hesaplanmıştır. Sıcaklık ölçümlerinden kaynaklanan hata, silindirikte % 3.47, tek sıralıda %2.87, iki sıralıda %2.56 dır.

$$w_{\eta} = \left[\left(\frac{\partial \eta}{\partial T_{ad}} w_{T_{ad}} \right)^2 + \left(\frac{\partial \eta}{\partial T_{\infty}} w_{T_{\infty}} \right)^2 + \left(\frac{\partial \eta}{\partial T_j} w_{T_j} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (8.1)$$

Üfleme oranı ölçüm hataları 8.2 kullanılarak hesaplanmıştır.

$$w_M = \left[\left(\frac{V_j}{\rho_{\infty} V_{\infty}} w_{\rho_j} \right)^2 + \left(\frac{\rho_j}{\rho_{\infty} V_{\infty}} w_{V_j} \right)^2 + \left(- \frac{V_{\infty} \rho_{\infty} V_j}{\rho_{\infty}^2 V_{\infty}^2} w_{\rho_{\infty}} \right)^2 + \left(- \frac{\rho_j V_j}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2} w_{V_{\infty}} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (8.2)$$

Üfleme oranı değişimlerinin de film soğutmasına etkisi göz önüne alındığında deneylerde yapılan film soğutma etkenliği hata ortalaması silindirik deliklerde % 24, tek sıra dikdörtgen deliklerde % 25 ve iki sıra dikdörtgen deliklerde % 26 olmaktadır. Deney neticelerinin belirlenmesinde hata hesabı EK-H da detaylı olarak verilmiştir. 330 K enjeksiyon sıcaklığı ve 1.75 üfleme oranı için ana akış doğrultusunda hata değerleri dikkate alınarak film soğutma etkenliği değişimi Şekil 8.4 de gösterilmiştir.



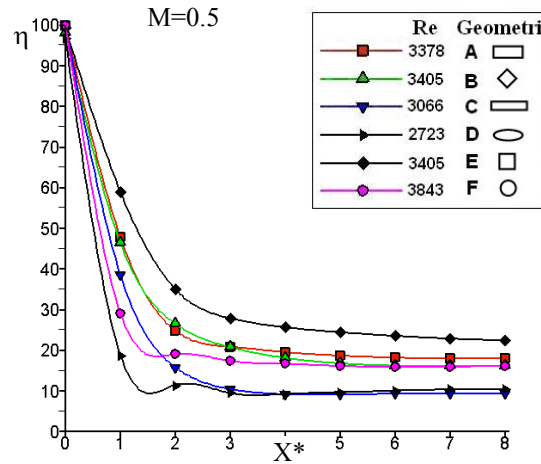
Şekil 8.4: 330 K enjeksiyon sıcaklığı için ana akış doğrultusunda hata değerleri dikkate alınarak film soğutma etkinliği değişimi

9. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada bulunan soğutma etkenliğine etki eden değişkenler aşağıda sıralanmıştır.

1. Delik geometrisi

Deneysel ve sayısal çalışmalar sonucunda, film soğutma üzerine delik geometrisinin önemli etkisinin olduğu bulunmuştur. Tablo 7.2 de verilen dikdörtgen ve silindirik geometrileri karşılaştırıldığında tüm üfleme oranlarında dikdörtgen geometrilerin en iyi film soğutma etkenliğine sahip olduğu (Şekil 9.1), silindirik delikli halde soğutma jeti ana akış doğrultusu yönünde yüzeyde dağılmadığı, bu nedenle silindirik deliklerin film soğutma etkenliği dikdörtgensel deliklerden düşük olduğu görülmektedir. Buna göre dikdörtgensel deliklerin dairesel deliklere göre film soğutma etkenliğinin daha iyi olduğu bulunmuştur.



Şekil 9.1: Delik geometrisi ve jet Reynolds sayılarının film soğutma etkenliğine etkileri

2. Re sayısı

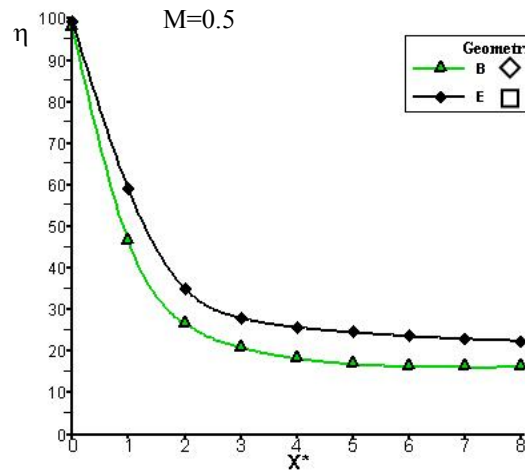
Reynolds sayısının en düşük ve yüksek değerlerini veren geometrilerde, film soğutma etkenliği için düşük değerler elde edilmiştir. Örneğin sayısal çalışmada, Tablo 7.2 de verilen farklı geometriler için enjekte edilen jet akışında en büyük Reynolds sayısı 3843, F geometrisi ve en küçük Reynolds sayısı 2723 olarak D

geometrisi hesaplanmıştır (Tablo 7.4). Şekil 9.1 de gösterildiği gibi en küçük ve en büyük Reynolds sayılarında daha küçük etkenlik değerleri bulunmuştur.

3. Yerleştirme şekli

Delik geometrilerinin yüzeye yerleştirme konumları da film soğutmasını doğrudan etkiler. Bu, aynı boyut ve kesit alanına sahip iki delik geometrisinin yüzeye iki farklı şekilde yerleştirilmesi ile elde edilen sonuçlarla görülmektedir. Tablo 7.2 deki aynı kesit alanına sahip, farklı konumlarda yerleştirilmiş kare B ve E geometrilerinin karşılaştırması 0.5 üfleme oranı için Şekil 9.2 de verilmiştir.

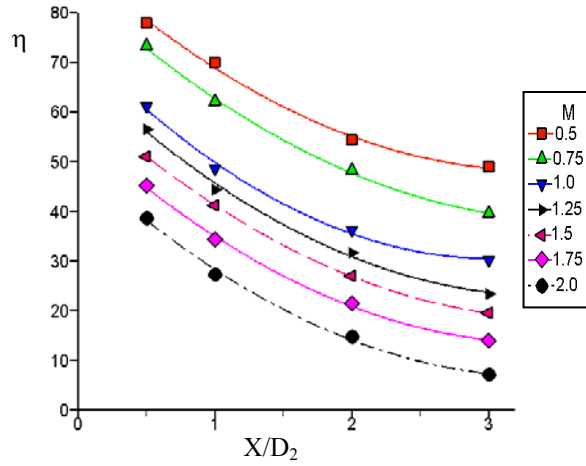
Dikdörtgensel deliklerde, ana akış yönünde daha uzun kenara sahip deliklerin film soğutma etkenliğinin daha iyi olduğu bulunmuştur.



Şekil 9.2: Aynı delik geometrisinin yüzeye farklı yerleştirilmesinin film soğutma etkenliğine etkileri

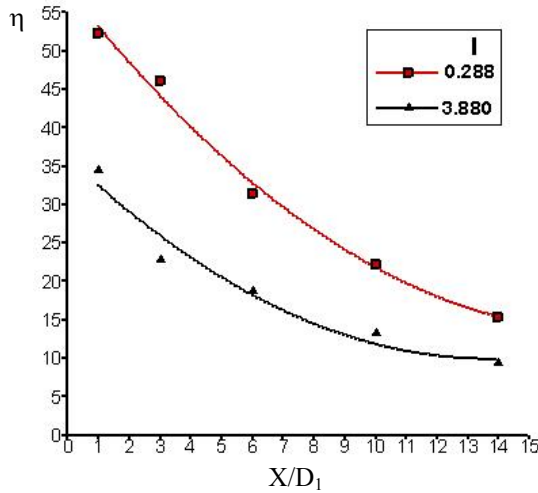
4. Üfleme oranı, jet yayını ve şekli, momentum akı oranı

Diğer önemli bir sonuç üfleme oranının, film soğutma etkenliğine önemli etkisi olmasıdır. Duvar sıcaklıkları üfleme oranı ile değişir. Üfleme oranındaki değişimler karışım bölgesindeki sıcaklık ve hız profillerini değiştirir. İyi bir soğutma için uygun üfleme oranı seçilmelidir. Deneysel ve sayısal çalışmalar da göz önüne alınan üfleme oranları arasında en iyi üfleme oranı 0.5 önceki çalışmalara benzer olarak bulunmuştur. Örneğin deneysel çalışmada tek sıra dikdörgen delikler ile $Z/D_2=0$ için elde edilen sonuçlar Şekil 9.3 de verilmiştir.



Şekil 9.3: Tek sıra dikdörtgen deliklerde, üfleme oranlarının film soğutma etkinliğine etkileri

Düşük üfleme oranlarında ana akış, jeti daha kolay bükebilmekte ve böylece jet yüzey üzerine yapışabilmektedir. Yüksek üfleme oranlarında (jetin momentumunun ana akışın momentumundan daha iyi olduğunda) jetin ana akış içine girinimi daha iyi olmaktadır. Böyle durumda yüzeyden ayrılmalar olmaktadır. Jetin yüzeye yapışabilmesi etkinliği artırır. Jetin yüzeyden ayrılması ise etkinliği azaltır. Örneğin deneysel çalışmada silindirik delikler için maksimum ve minimum momentum değerlerinde bulunan film soğutma etkinlik değerleri Şekil 9.4 de verilmiştir.

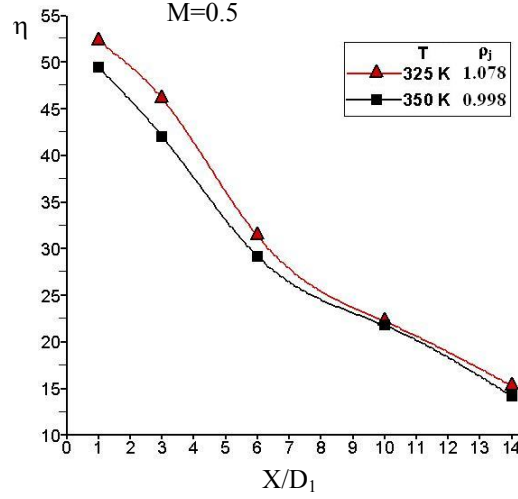


Şekil 9.4: Silindirik deliklerde, momentum akı oranlarının film soğutma etkinliğine etkileri

Sonuç olarak soğutma etkinliği, üfleme oranına (M) bağlı olarak ana akış ve jet arasındaki enerji transferine ve enjekte edilen jetin yayınımına, ayrılmasına ve tekrar yapışmasına (I) bağlıdır.

5. Yoğunluk oranı

Enjekte edilen akışkanın yoğunluğunun değişmesi veya ana akış, jet akışı yoğunluk oranının değişmesi film soğutma etkinliğini etkiler ve gaz türbinleri film soğutmasında dikkate alınmalıdır (Şekil 9.5).

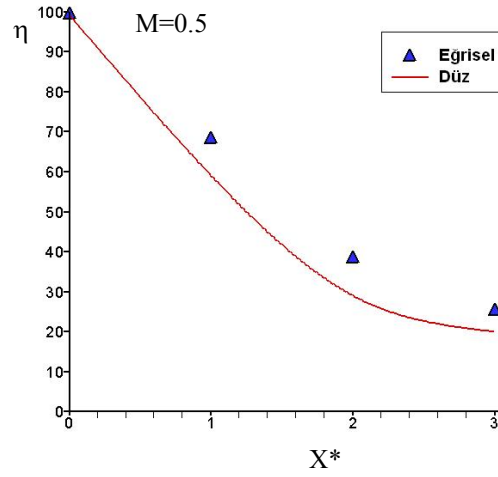


Şekil 9.5: Silindirik deliklerde, yoğunluk oranlarının film soğutma etkinliğine etkileri

6. Yüzey eğriliği

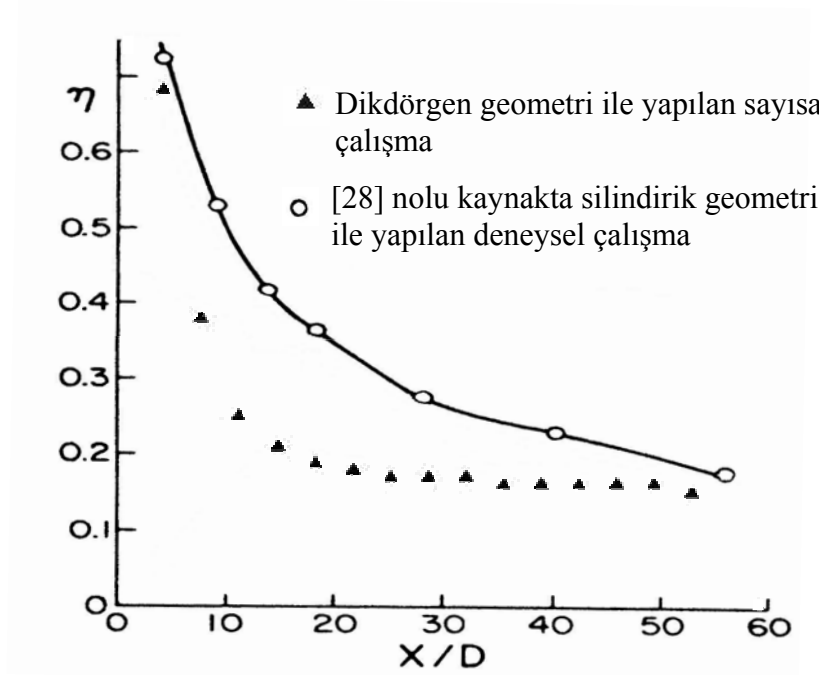
Film soğutmasını etkileyen diğer önemli özellik yüzey eğriliğidir. İyi bir film soğutma için delik geometrisine ve üfleme oranına göre optimum yüzey eğriliği seçilmeli veya gaz türbini kanat eğriliğine uygun enjeksiyon delik geometrisi ve üfleme oranı seçilmelidir.

Film soğutma etkinliği düşük üfleme oranlarında, dış bükey yüzeyde düz yüzeye göre daha yüksek olmaktadır. Şekil 9.6 de eğrisel ve düz yüzey film soğutma etkinliği karşılaştırması 0.5 üfleme oranı için verilmiştir.



Şekil 9.6: Eğrisel ve düz yüzeyde film soğutma etkinliği karşılaştırması

Eğrisel yüzeylerde yapılan sayısal çalışma, literatürdeki deneysel olarak yapılan bir çalışma ile ana akış doğrultusuna göre film soğutma etkinliği değişiminin benzer olduğu bulunmuştur (Şekil 9.7).



Şekil 9.7: Eğrisel yüzeyde film soğutma etkinliğinin deneysel ve sayısal karşılaştırması

7. İki sıralılık

Deney ve sayısal çalışma sonucunda, iki sıralı ve tek sıralı deliklerde maksimum etkinlik, jet akış doğrultusunda ve enjeksiyon deliklerine yakın bölgede meydana geldiği gözlenmiştir.

Birinci sıra etkisinden dolayı ikinci sıranın film soğutma etkinliği sıralar arasındaki uzaklığa bağlı olarak artar. Çalışmada sıralar arası aralık $3.7D_3$ (28mm) alınmıştır.

Sınır tabaka kalınlığının artması, ana akış içine jet girinimini artırmakta, etkinliği azaltmaktadır.

8. Serbest akış türbülansı

Serbest akış türbülansı hemen hemen homojendir. Silindirik delikler ile yapılan deneylerde ana akış türbülans şiddeti 5.3 denkleminde verilen eşitlik ile ana akış yönünde (x yönü) %1.6, ana akışa dik yönde (y yönü) %5 bulunmuştur. İki sıralı deliklerde ise ana akış türbülansı ana akış yönünde %4, ana akışa dik yönde %6 bulunmuştur. Sayısal çalışmada bu değerler esas alınmıştır.

Sayısal çözümde duvar fonksiyonlu standart k- ϵ türbülans modeli alınmıştır ve akışın birçok karmaşık özelliğinin çoğunu yakalayabildiği ve deneysel sonuçlar ile uyum sağladığı görülmüştür. Sayısal çalışmalarda türbülans modeli, ağ yapısı, ağ sıklığı ve yüzey üzerindeki ağ sayısı sıkılaştırılmasının önemli olduğu bulunmuştur.

İleride,

- Eğrisel yüzeyde film soğutmanın deneysel incelenmesi
- Düz ve eğrisel yüzeylerde ısı taşınım katsayısının bulunması
- Ana akışa karışan jet akışları için daha uygun türbülans modellerinin geliştirilmesi
- Film soğutma uygulama koşulları araştırılmalıdır.

KAYNAKLAR

- [1] **Pena, F.L.**, 1992. Aerodynamic Aspects of Film Cooling, von Karman Institute For Fluid Dynamics, Rhode Saint Genese, Belgium.
- [2] **Öztürk, E.**, 1997. Türbin Motorların Aerotermodinamiği ve Mekaniki, Birsan Yayınevi, İstanbul.
- [3] **Suo, M.**, 1990. Turbine cooling, Aerothermodynamics of Aircraft engine Components, AIAA Education Series.
- [4] **Metzger, D.E., Carper, H.J. and Swank, L.R.**, 1968. Heat transfer with Film Cooling Near Nontangential Injection Slots, *Journal of Engineering for Power*, **90**, 2.
- [5] **Metzger, D.E. and Fletcher, D.D.**, 1971. evolution of Heat Transfer for Film-Cooled Turbine Components, *Journal of Aircraft*, **8**, 1.
- [6] **Choe, H., Kays, W.M. and Moffat, R.J.**, 1974. The Superposition Approach to Film Cooling, ASME Paper 74/WA/HR-27.
- [7] **Goldstein, R.J.**, 1971. Film Cooling, Advances in Heat Transfer, **7**, Academic Press, New York.
- [8] **Hay, N., Lampard, D. and Saluja, C.L.**, 1985. Effects of Cooling Films on the Heat Transfer Coefficient on a Flat Plate With Zero Mainstream Pressure Gradient, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, **107**, 105-110.
- [9] **Durando, N.A.**, 1971. Vortices Induced in a Jet by a subsonic cross Flow, *AIAA Journal*, **9**, 2, 325-327.
- [10] **Fearn, R. and Weston, R.P.**, 1974. Vorticity Associated with a Jet in a Cross Flow, *AIAA Journal*, **12**, 12, 1666-1667.
- [11] **Le Grives, E.**, 1978. Mixing Process Induced by the Vorticity associated with the Penetration of a jet Into a Cross Flow, *Journal of Engineering for Power*, **100**, 465-475, July.
- [12] **Higuera, F.J. and Martinez Sanchez, M.**, 1992. Incompressible Jet in A weak Cross Flow, *Journal of Fluid Mechanics*.
- [13] **Keffer, J.F. and Baines, W.D.**, 1963. The Round Turbulent Jet in a Cross Wind, *Journal of Fluid Mechanics*, **15**, 4, 481-496.

- [14] **Kamotani, Y. and Greber, I.**, 1972. Experiments on a Turbulent Jet in a Cross Flow, *AIAA Journal*, **10**, 11, 1425-1429.
- [15] **Andreopoulos, J.**, 1985. On the Structure of Jets in a Cross Flow, *Journal of Fluid Mechanics*, **157**, 163-197.
- [16] **Yoshida, T. and Goldstein, R.J.**, 1984. On the Nature of Jets Issuing From a Row of Holes Into a Low Reynolds Number Mainstream Flow, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, **106**.
- [17] **Kadotani, K. and Goldstein, R.J.**, 1979. On the Nature of Jets Entering a Turbulent Flow, *Journal of Engineering for Power*, **101**.
- [18] **Jubran, B. and Brown, A.**, 1985. Film Cooling from Two Rows of Holes Inclined in the Streamwise and Spanwise Directions, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, **107**, 84-91.
- [19] **Pietrzyk, J.R., Bogard, D.G. and Crawford, M.E.**, 1988. Hydrodynamic Measurements of Jets in Cross Flow for Gas Turbine Film Cooling Application, ASME Paper 88-GT-174.
- [20] **Bergeles, G., Gosman, A.D and Launder, B.E.**, 1976. The Near-Field Character of a Jet Discharged Normal to a Main Stream, *Journal of Heat Transfer*, **98**, 373-378.
- [21] **Andreopoulos, J. and Rodi, W.**, 1984. Experimental investigation of Jets in a Cross Flow, *Journal of Fluid Mechanics*, **138**.
- [22] **Bergeles, G., Gosman, A.D and Launder, B.E.**, 1977. The Near-Field Character of a Jet Discharged Through a wall at 30° to a Main Stream, *AIAA Journal*, **15**, 4.
- [23] **Kruse, H.**, 1985. Effects of Hole Geometry, Wall Curvature and Pressure Gradient on a Film Cooling Downstream of a Single Row, *AGARD Conference Proceedings* **390**.
- [24] **Takahashi, H., Nuntadusit, C., Kimoto, H., Ishioe, H., Ukai, T., and Takeishi, K.**, 2001. Characteristics of Various Film Cooling Jets Injected in Conduit, *Annals of the New York Academy of Sciences, Heat Transfer in Gas Turbine Systems*, **934**, 345-352.
- [25] **Goldstein, R.J., Eckert, E.G.R. and Burggraf, F.**, 1974. Effects of Hole Geometry and Density on Three- Dimensional Film Cooling, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **17**, 595-607.
- [26] **Pedersen, D.R., Eckert, E.G.R. and Goldstein, R.J.**, 1977. Film Cooling with Large Density Differences Between the Mainstream and the Secondary Fluid Measured by the Heat-Mass Transfer Analogy, *Journal of Heat Transfer*, **99**, 4, 620-627.
- [27] **Forth, C.J.P., Loftus, P.J. and Jones, T.V.**, 1985. The Effect of Density Ratio on the Film Cooling of a Flat Plate, *AGARD CP-390*.

- [28] **Ito, S., Goldstein, R.J. and Eckert, E.G.R.,** 1978. Film Cooling of a Gas turbine Blade, *Journal of Engineering for Power*, **100**, 476-481.
- [29] **Teekaram, A.J.H., Forth, C.J.P. and Jones, T.V.,** 1990. Film Cooling in the Presence of Mainstream Pressure Gradients, ASME Paper 90-GT-8.
- [30] **Pietrzyk, J.R., Bogard, D.G. and Crawford, M.E.,** 1989. Effects of Density Ratio on the Hydrodynamics of Film Cooling, ASME Paper 89-GT-175.
- [31] **Sinha, A.K., Bogard, D.G. and Crawford, M.E.,** 1991. Film Cooling Effectiveness Downstream of a Single Row of Holes with Variable Density Ratio, *Journal of Turbomachinery*, **113**, 442-449.
- [32] **Blair, M.F.,** 1982. Influence of Free-Stream Turbulence on Boundary Layer Transition in Favourable Pressure Gradients, *Journal of Engineering for Power*, **104**, 743-750.
- [33] **Blair, M.F.,** 1983. Influence of Free-Stream Turbulence on Turbulent Boundary Layer Heat Transfer and Mean Profile Development, *Journal of Heat Transfer*, **105**, 33-47.
- [34] **Blair, M.F., Dring, R.P. and Joslyn, H.D.,** 1983. The Effects of Turbulence and Stator/Rotor Interactions on Turbine Heat Transfer: Part I-Design Operating Conditions, *Journal of Turbomachinery*, **111**, pp.87-96.
- [35] **Lauder, B.E. and York, J.,** 1974. Discrete-Hole Cooling in the Presence of Free Stream Turbulence and Strong Favourable Pressure Gradient, *Journal of Heat and Mass Transfer*, **17**, 1403-1409.
- [36] **Goldstein, R.J. and Yoshida, T.,** 1982. The Infulence of a Laminar Boundary Layer and Laminar Injection on Film Cooling Performance, *Journal of Heat Transfer*, **104**, 2, .
- [37] **Mehendale, A.B. and Han, J.C.,** 1990. Infulence of High Mainstream Turbulence on Leading Edge Film Cooling Heat Transfer, ASME Paper 90-GT-9.
- [38] **Kaszeta, R.W.,** 1998. Measurements in Film Cooling Flows with Lateral Injection, *Master of Science Thesis*, Minnesota University, USA.
- [39] **Ericson, V.L.,** 1971. Film Cooling Effectiveness and Heat Transfer with Ejection Through Holes, NASA CR-72991, August.
- [40] **Foster, N.W. and Lampard, D.,** 1980. The Flow and Film Cooling Effectiveness Following Injection Through a Row of Holes, *Journal of Engineering for Power*, **102**, 584-588.
- [41] **Charbonier, J.M. and Leblanc, R.M.,** 1990. Preliminary Investigation in the Exit Region of a Jet in Cross Flow, *Proceedings of the Fist International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows*, Beijing, China, July.

- [42] **Afejuku, W.O., Hay, N. and Lampard, D.,** 1980. The Film Cooling Effectiveness of Double rows of Holes, *Journal of Engineering for Power*, **102**, 601-606.
- [43] **Sinha, A.K., Bogard, D.G. and Crawford, M.E.,** 1990. Gas Turbine Film Cooling Flowfield Due to a Second Row of Holes, ASME Paper 90-GT-44.
- [44] **Noitrault, P., Faucault, E., Bousgarbics, J.L., and Dorignag, E.,** 2001. Film Cooling: case of Double Rows of staggered Jets, Annals of the New York Academy of Sciences, Heat Transfer in Gas Turbine Systems, **934**, 337-344.
- [45] **Nicolas, J. and Le Meur, A.,** 1974. Curvature Effects on a Turbine Blade Film Cooling, ASME Paper 74-GT-156.
- [46] **Folayan, C.O. and Whitelaw, J.H.,** 1976. The effectiveness of Two-Dimensional Film- Cooling Over Curved Surfaces, ASME Paper 76-HT-31.
- [47] **Mayle, R.E., Kopper, F.C., Blair, M.F. and Balley, D.A.,** 1977. Effect of Streamline Curvature on Film Cooling, *Journal of Engineering for Power*, **99**, 77-82.
- [48] **Goldstein, R.J., Eckert, E.G.R. and Ito, S.,** 1987. Film Cooling in a Plane Turbine Cascade, Presented at the First International Symposium on Transport Phenomena, April 28-May 3, in Honolulu, Hawaii.
- [49] **Schwarz, S.G. and Goldstein, R.J.,** 1989. The Two Dimensional behavior of Film Cooling Jets on Concave Surfaces, *Journal of Turbomachinery*, **111**, 124-129.
- [50] **Schwarz, S.G., Goldstein, R.J. and Eckert, E.G.R.,** 1991. The Influence of Curvature on Film Cooling Performance, *Journal of Turbomachinery*, **113**, 472-478.
- [51] **Goldstein R.J. and Stone L.D.,** 1982. Row-of-Holes Film Cooling of Curved Walls at Low Injection Angles, *Journal of Turbomachinery*, **20**, 4-5, 193-200.
- [52] **Jung, K. and Hennecke, D.K.,** 2001. Curvature Effects on Film Cooling with Injection Through Two Rows of Holes. Proc.RTO/AVT Symp. On Advanced Flow Management-Part B: Heat Transfer and Cooling in Propulsion and Power Systems, Loen, Norway, RTO-MP-69.
- [53] **Chen, P-H., Hung, M-S. and Ding, P-P.,** 2001. Film Cooling Performance on Curved Walls With Compound Angle Hole Configuration, Annals of the New York Academy of Sciences, Heat Transfer in Gas Turbine Systems, **934**, 353-360.

- [54] **Lakehal D., Theodoris, G.S. and Rodi, W.,** 2001. Three-Dimensional Flow and Heat Transfer Calculations of Film Cooling at the Leading Edge of a Symmetrical Turbine Blade Model, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **22**, 113-122.
- [55] **Lutum, E., von Wolfersdorf, J., Semmler, K., Naik S. and Weigand, B.,** 2001. Film cooling on a Concave Surface: Influence of external Pressure Gradient on Film Cooling Performance, RTO Applied Vehicle Technology Panel(AVT) Meeting Week, Norway, 7-11 May , Symposium on Advanced Flow Management, Part B- Heat Transfer and Cooling in Propulsion and Power Systems.
- [56] **Sargison, J.E., Guo, S.M., Olfield, M.L.G. and Rawlinson, A.J.,** 2001. The Variation of Heat Transfer Coefficient, Adiabatic Effectiveness and Aerodynamic Loss With Film Cooling Hole Shape, Heat Transfer In Gas Turbine Systems, Annals of The New York Academy Of Sciences **934**, 361-369.
- [57] **Sargison, J.E., Guo, S.M., Olfield, M.L.G., Lock, G.D. and Rawlinson, A.J.,** 2002. A Converging Slot-Hole Film –Cooling Geometry-Part2: Transonic Nozzle Guide Vane Heat transfer and Loss, *Journal of Turbomachinery*, **124**, 461-471.
- [58] **Ahn, J., Jung, I.S. and Lee, J.S.,** 2003. Film Cooling from Two Rows of Holes With Opposite Orientation Angles: Injectant Behavior and Adiabatic Film Cooling Effectiveness, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **24**, 91-99.
- [59] **Mayhew, J.E., Baughn, J.W. and Byerley, A.R.,** 2003. The Effect of Freestream Turbulence on Film Cooling Adiabatic Effectiveness, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **24**, 669-679.
- [60] **Bergeles, G., Gosman, A.D. and Launder, B.E.,** 1976. The Prediction of Three Dimensional Discrete-Hole Processes. Part 1: Laminar Flow, *Journal of Heat Transfer*, **98**, 379-386.
- [61] **Bergeles, G., Gosman, A.D. and Launder, B.E.,** 1981. The Prediction of Three Dimensional Discrete-Hole Processes. Part 2: Turbulent Flow, *Journal of Heat Transfer*, **103**.
- [62] **Bergeles, G., Gosman, A.D. and Launder, B.E.,** 1980. Double-Row Discrete-Hole Cooling: an Experimental and Numerical Study, *Journal of Engineering for Power*, 102.
- [63] **Lakehal, D., Theodoris, G.S. and Rodi, W.,** 1998. Computation of Film Cooling of a Flat Plate by Lateral Injection from a Row of Holes, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **19**, 418-430.
- [64] **Hyams, D.G. and Leylek, J.H.,** 2000. A Detail Analysis of Film Cooling Physics: Part III- Streamwise Injection With Shaped Hole, *Journal of Turbomachinery*, **122**, 122-132.

- [65] **Gartshore, I., Salcudean, M. and Hassan, I.,** 2001. Film Cooling Injection Hole Geometry: Hole Shape Comparison for Compound Cooling Orientation, *AIJA Journal* , **39**, 8, 1493-1499.
- [66] **Mathelin, L., Bataille, F. and Lallemand, A.,** 2001. Comparison Between Two Models of Cooling Surfaces Using Blowing, Heat Transfer In Gas Turbine Systems, *Annals of The New York Academy Of Sciences* **934**, 385-393.
- [67] **Brauckmann, D., Lipowsky, H. and von Wolfersdorf, J.,** 2005. Film Cooling Experiments Using Steady State and Transient Infrared Thermography, *6th Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics*, Lille, France, March 7-11.
- [68] **İşman, M.K., Pulat, E., Etemoğlu, A.B ve Can, M.,** 2005. Çarpan Dikdörtgen Hava Jetlerinde Akış ve Isı Transferi Karakteristiklerinin Sayısal Analizi, *Isı Bilimi ve Tekniğı Dergisi*, **25**, 17-24.
- [69] **Miao, Jr-M. and Ching, H-K.,** 2006. Numerical Simulation of Film-Cooling Concave Plate as Coolant Jet Passes Through Two Rows of Holes With Various Orientations of Coolant Flow, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **49**, 557-574.
- [70] **TS-1423,** 1975. Akışkan Verdisinin Orifis Plakalar ve Lüleler(Nozul) ile Ölçülmesi, *Türk Standartları Enstitüsü*, Ankara.
- [71] **Eren, H. ve Çelik, N.,** 2002. Sıvı Kristal Tekniğinin Isı Transferi Uygulamalarında Kullanılması, *Mühendis ve Makina*, Sayı 512.
- [72] **de Wolf, W. B., Woldendorp, S. and Tinga, T.,** 2001 Analysis of Combined Convective and Film Cooling on an Existing Turbine Blade, *RTO-AVT Symposium Heat Transfer and Cooling in Propulsion and Power Systems*, Loen, Norway.
- [73] **Treager, I.E.,** 1995. Aircraft Gas Turbine Engine Technology, *GLENCDE Aviation Technollogy Series*, Mc Garaw-Hill, United States of America.
- [74] **İnternet:** www.menet.umn.edu/-hsakamot/articles/chap6.pdf, Heat Conduction in Gas Turbine Airfoil.
- [75] **Lin, H.T. and Ferber, M.K.,** 2002. Mechanical Reliability Evaluation Of Silicon Nitride Ceramic Components After Exposure in Industrial Gas Turbines, *Journal of the European Ceramic Society*, **22** , 2789–2797
- [76] **Takeishi, K., Aoki, S.,** 2001. Contribution of Heat Transfer to Turbine Blades and Vanes for High Temperature Industrial Gas Turbines, Part 1: Film Cooling, *Annals of the New York Academy of Sciences*, Heat Transfer in Gas Turbine Systems, **934**, 305-312.

- [77] **Younossi, O., Arena, M. V., Moore, R. M., Lorell, M., Mason, J. and Graser, J. C.,** 2002. Military Jet Engine Acquisition: Technology Basics and Cost-Estimating Methodology, RAND, Pittsburgh, United States of America.
- [78] **Nowak, G. and Chmielniak, T.,** 2005. Cooling Structure Optimisation of A Turbine Blade , *6th Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics*, Lille, France, March 7-11.
- [79] **Camcı, C. ,** 2001. Kişisel görüşme.
- [80] **Arts, T.,** 1990. Introduction to Heat Transfer Phenomena in Gas Turbines, Course Note 127, von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode Saint Genese, Belgium.
- [81] **Marques, C.,** 2003. Manufacturing and Analysis of a Liga Heat Exchanger for The Surface of a Tube: A Cooling Simulation of The Leading Edge Region of a Turbine Blade, *PhD Thesis*, Lousiana State University, USA..
- [82] **Homoier, L. and Haselbach, F.,** 2005. Impact of Suction Side Cooling on The Losse of A Highly Loaded High Pressure Turbine Blade, *6th Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics*, Lille, France, March 7-11.
- [83] **Thorpe, S.J., Yoshino, S., Thomas, G.A., Ainsworth, R.W. and Harvey, N.W.,** 2005. Blade-Tip Heat Transfer in A Transonic Turbine”, *6th Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics*, Lille, France, March 7-11.
- [84] **Chana, K. S. and Singh, U. S.,** 2005. A Programme to Investigate The Effects of Film Cooling in A High-Pressure Aeroengine Turbine Stage, *6th Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics*, Lille, France, March 7-11.
- [85] **Weigand, B.,** 2000. Similarity and Analogy Considerations in Gas Turbine Blade Heat Transfer Design. Invited Lecture. Proc. of the 3rd Int. Workshop on Similarity Methods, Stuttgart, Germany.
- [86] **Kunda, P.K. and Cohen, I.M.,** 2002. Fluid Mechanics, Academic Press, SanDiego, California, United States of America.
- [87] **Fluent Incorporated.,** 1998. Gambit: tutorial guide.
- [88] **Fluent Incorporated.,** 1998. Gambit : user’s guide.
- [89] **Fluent Incorporated.,** 1998. FLUENT 5 user's guide.
- [90] **Fluent Incorporated.,** 1998. FLUENT tutorial guide.
- [91] **Chen, C-J. and Jaw, S-Y.,** 1998. Fundamentals of Turbulence Modeling, Taylor&Francis , Washington, United States of America.

- [92] **Launder, B. E. and Spalding, D. B.**, 1972. Lectures in Mathematical Models of Turbulence, Academic Press, London, England.
- [93] **Wilson, D. G. and Korakianitis, T.**, 1998. The Design of High-Efficiency Turbomachinery and Gas Turbines, Prentice-Hall, Upper Saddle River, New Jersey, United States of America.
- [94] **Koc, I., Parmaksizoglu, C. and Cakan, M.**, 2006. Numerical Investigation of film Cooling Effectiveness on the Curved Surface , *Energy Conversion and Management* , **47**, 9-10, 1231-1246.
- [95] **Genceli, O. F.**, 2000. Ölçme Tekniği, Birsen Yayınevi, Cağaloğlu, İstanbul.

EK-A

Tablo A.1: Silindirik delik geometrisi deneylerinde debi ve hız hesabı için kullanılan ve hesaplanan değerler

Enjekte edilen hava										Ana akış			
T_j (K)	v_j (m ² /s)	ρ_j (kg/m ³)	Re_D -	A -	B -	α -	Δh (mm)	m (kg/s)	V_j (m/s)	T_∞ (K)	V_∞ (m/s)	ρ_∞ (kg/m ³)	M -
325	$18.225 \cdot 10^{-6}$	1.0782	16460.90	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.632	8.00	0.0145	21.34	296.5	10.82	1.1939	1.75
							5.87	0.0123	18.28	298.9		1.1826	1.50
							4.01	0.0101	15.23	297.4		1.1896	1.25
							2.60	0.0083	12.18	297.9		1.1873	1.00
							1.47	0.0062	9.14	295.7		1.1976	0.75
							0.65	0.0041	6.09	298.2		1.1859	0.50
330	$18.908 \cdot 10^{-6}$	1.0516	15866.30	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.632	8.00	0.0143	21.60	296.9	10.70	1.1920	1.75
							5.87	0.0123	18.51	298.9		1.1826	1.50
							4.08	0.0102	15.43	297.3		1.1901	1.25
							2.61	0.0082	12.341	298.5		1.1845	1.00
							1.47	0.0061	9.26	296.4		1.1943	0.75
							0.65	0.0041	6.17	298.5		1.1845	0.50
335	$19.411 \cdot 10^{-6}$	1.0450	15455.15	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.632	8.00	0.0142	21.80	297.2	10.63	1.1906	1.75
							5.88	0.0122	18.69	298.8		1.1830	1.50
							4.08	0.0102	15.57	297.6		1.1887	1.25
							2.61	0.0081	12.46	298.7		1.1836	1.00
							1.47	0.0061	9.35	297.3		1.1901	0.75
							0.65	0.0041	6.23	298.5		1.1845	0.50
340	$19.914 \cdot 10^{-6}$	1.0280	15064.78	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.632	8.00	0.0141	21.99	297.5	10.54	1.1892	1.75
							5.86	0.0121	18.85	298.8		1.1830	1.50
							4.06	0.0101	15.7	298.0		1.1868	1.25
							2.60	0.0081	12.56	298.8		1.1830	1.00
							1.46	0.0060	9.42	297.6		1.1887	0.75
							0.65	0.0040	6.28	298.6		1.1840	0.50
345	$20.253 \cdot 10^{-6}$	1.0159	14812.62	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.633	8.00	0.0140	22.12	297.9	10.48	1.1873	1.75
							5.87	0.0120	18.95	298.5		1.1845	1.50
							4.08	0.0100	15.79	298.2		1.1859	1.25
							2.60	0.0080	12.63	298.8		1.1830	1.00
							1.47	0.0060	9.47	297.7		1.1883	0.75
							0.65	0.0040	6.32	298.5		1.1845	0.50
350	$20.760 \cdot 10^{-6}$	0.9980	14450.87	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.633	8.00	0.0138	22.21	298.2	10.34	1.1859	1.75
							5.88	0.0119	19.04	298.2		1.1859	1.50
							4.08	0.0099	15.86	298.2		1.1859	1.25
							2.61	0.0079	12.69	298.9		1.1826	1.00
							0.65	0.0039	6.35	298.6		1.1840	0.50

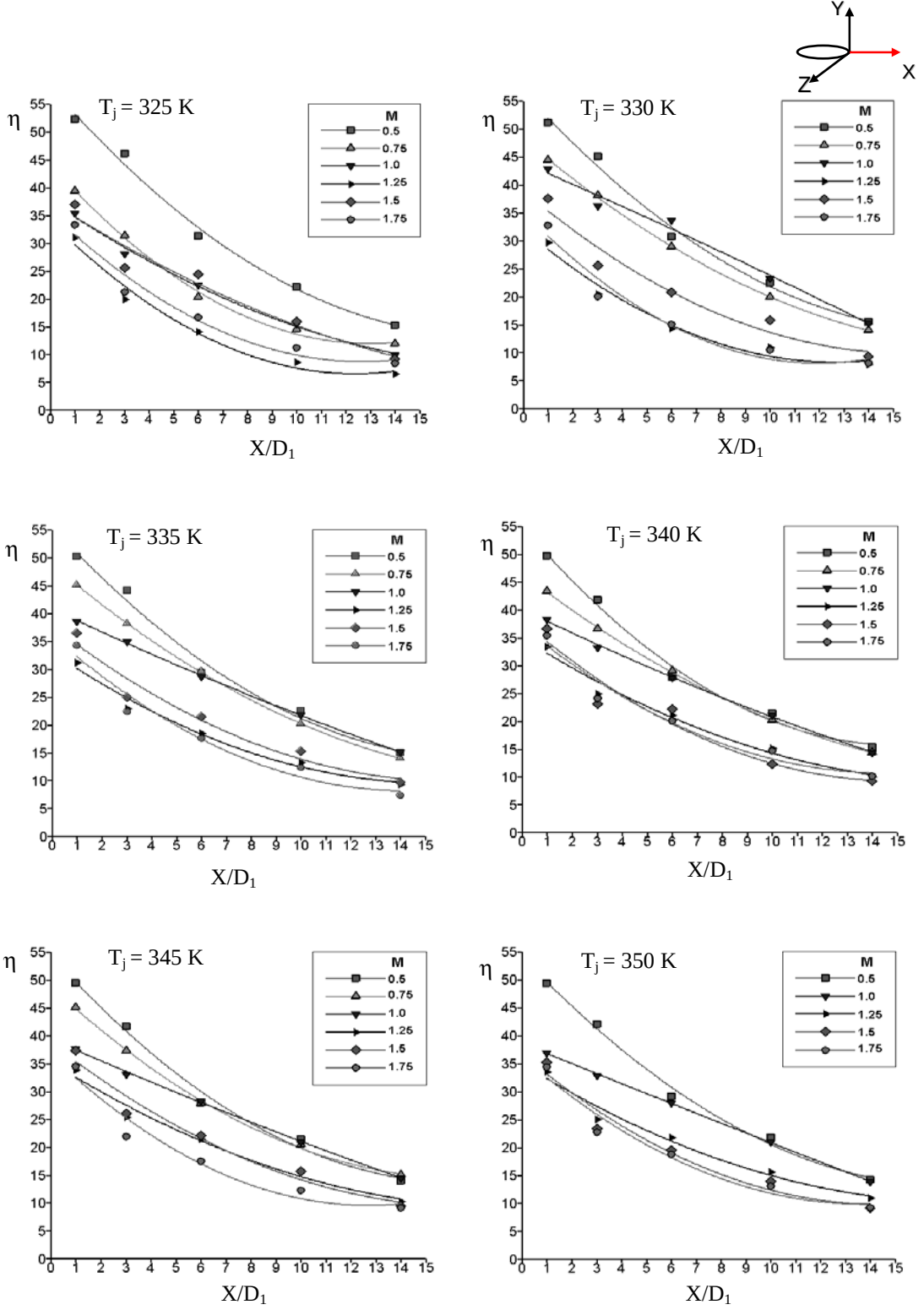
Tablo A.2: Tek sıralı dikdörtgen delik geometrisi deneylerinde debi ve hız hesabı için kullanılan ve hesaplanan değerler

Enjekte edilen hava										Ana akış			
T _j (K)	v _j (m ² /s)	ρ _j (kg/m ³)	Re _D -	A -	B -	α -	Δh (mm)	m (kg/s)	V _j (m/s)	T _∞ (K)	V _∞ (m/s)	ρ _∞ (kg/m ³)	M -
330	18.908·10 ⁻⁶	1.0516	15866.30	0.619	1.673 ·10 ⁻³	0.632	10.0	0.0160	20.78	300.8	9.50	1.1745	2.00
							7.66	0.0140	18.19	301.4		1.1723	1.75
							5.63	0.0120	15.59	301.8		1.1709	1.50
							3.9	0.0100	12.99	301.9		1.1706	1.25
							2.5	0.0080	10.39	302.2		1.1695	1.00
							1.4	0.0060	7.80	302.4		1.1688	0.75
							0.63	0.0040	5.20	302.4		1.1688	0.50
335	19.411·10 ⁻⁶	1.0450	15455.15	0.619	1.673 ·10 ⁻³	0.632	10.0	0.0159	20.98	301.0	9.44	1.1738	2.00
							7.66	0.0139	18.36	301.0		1.1738	1.75
							5.63	0.0119	15.74	301.4		1.1723	1.50
							3.91	0.0099	13.12	301.5		1.1720	1.25
							2.5	0.0080	10.498	302.0		1.1702	1.00
							1.41	0.0060	7.87	302.0		1.1702	0.75
							0.63	0.0040	5.25	301.9		1.1706	0.50
340	19.914·10 ⁻⁶	1.0280	15064.78	0.619	1.673 ·10 ⁻³	0.632	10.0	0.0158	21.19	302.0	9.38	1.1702	2.00
							7.66	0.0138	18.55	302.1		1.1698	1.75
							5.63	0.0119	15.90	302.1		1.1698	1.50
							3.91	0.0099	13.25	302.1		1.1698	1.25
							2.5	0.0079	10.60	302.2		1.1695	1.00
							1.41	0.0059	7.95	302.2		1.1695	0.75
							0.63	0.0040	5.30	302.2			1.1695

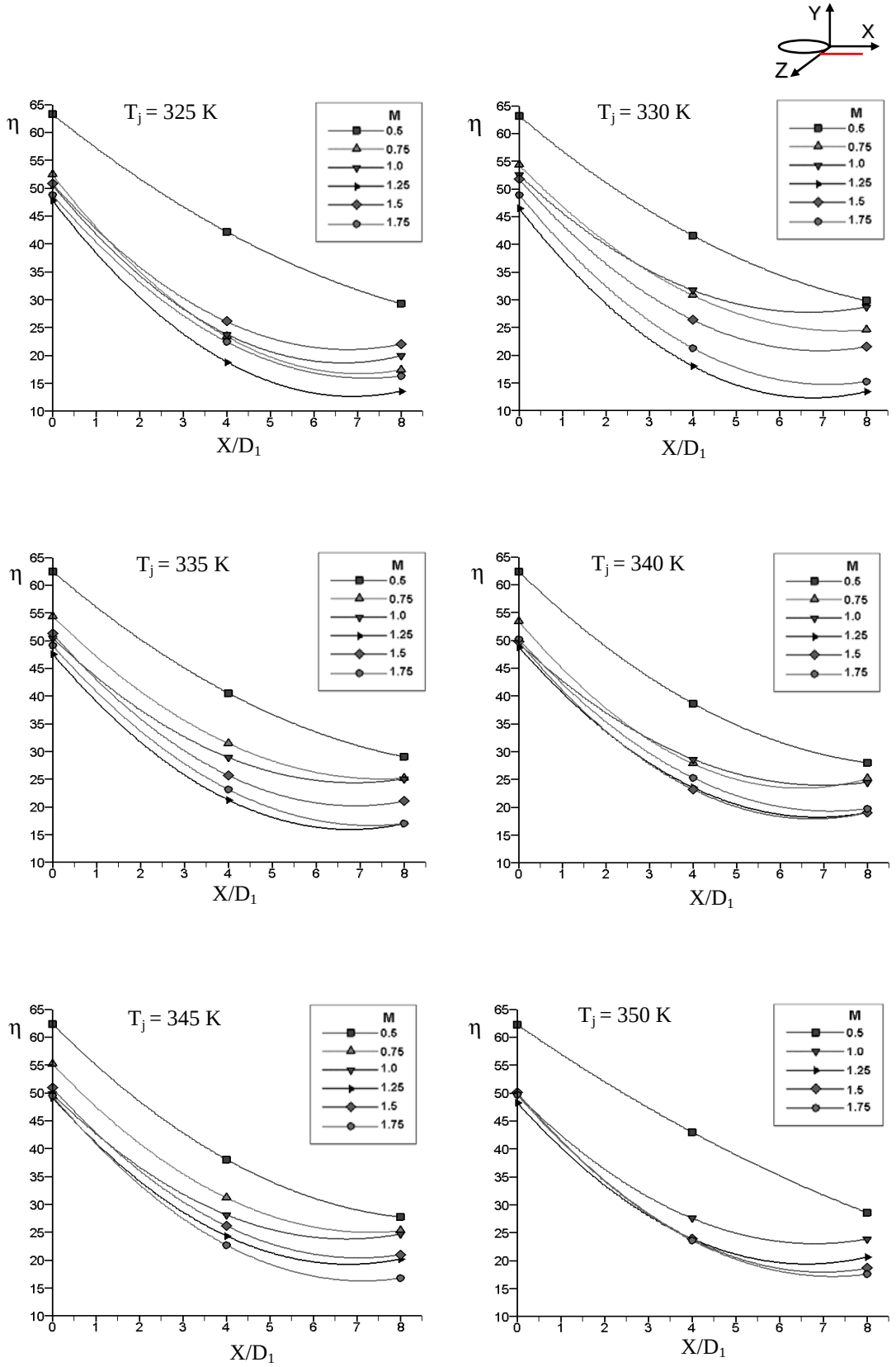
Tablo A.3: İki sıralı dikdörtgen delik geometrisi deneylerinde debi ve hız hesabı için kullanılan ve hesaplanan değerler

Enjekte edilen hava										Ana akış			
T_j (K)	v_j (m ² /s)	ρ_j (kg/m ³)	Re_D -	A -	B -	α -	Δh (mm)	m (kg/s)	V_j (m/s)	T_∞ (K)	V_∞ (m/s)	ρ_∞ (kg/m ³)	M -
330	$18.908 \cdot 10^{-6}$	1.0516	15866.30	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.632	10.0	0.0160	16.74	301.7	7.65	1.1713	2.00
							7.67	0.0140	14.65	302.0		1.1702	1.75
							5.63	0.0120	12.56	302.2		1.1695	1.50
							3.9	0.0100	10.47	302.2		1.1695	1.25
							2.5	0.0080	8.37	302.4		1.1688	1.00
							1.4	0.0060	6.28	302.5		1.1684	0.75
							0.63	0.0040	4.19	302.5		1.1684	0.50
335	$19.411 \cdot 10^{-6}$	1.0450	15455.15	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.632	10.0	0.0159	16.89	301.1	7.60	1.1734	2.00
							7.68	0.0139	14.79	301.3		1.1727	1.75
							5.68	0.0120	12.68	301.3		1.1727	1.50
							3.92	0.0100	10.56	301.3		1.1727	1.25
							2.5	0.0080	8.42	301.4		1.1723	1.00
							1.41	0.0060	6.34	301.7		1.1713	0.75
							0.63	0.0040	4.23	301.9		1.1705	0.50
340	$19.914 \cdot 10^{-6}$	1.0280	15064.78	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.632	10.0	0.0158	17.06	302.0	7.55	1.1702	2.00
							7.55	0.0137	14.93	302.6		1.1680	1.75
							5.64	0.0117	12.8	302.5		1.1684	1.50
							3.92	0.0099	10.67	302.5		1.1684	1.25
							2.5	0.0079	8.53	302.6		1.1680	1.00
							1.41	0.0059	6.40	302.6		1.1680	0.75
							0.63	0.0040	4.27	302.8		1.1673	0.50
345	$20.253 \cdot 10^{-6}$	1.0159	14812.62	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.633	10.0	0.0157	17.16	302.9	7.51	1.1669	2.00
							7.66	0.0137	15.02	302.9		1.1669	1.75
							5.64	0.0118	12.89	303.0		1.1666	1.50
							3.92	0.0098	10.74	303.2		1.1659	1.25
							2.5	0.00797	8.59	303.3		1.1655	1.00
							1.41	0.0059	6.44	303.5		1.1648	0.75
							0.63	0.0039	4.30	303.5		1.1648	0.50
350	$20.760 \cdot 10^{-6}$	0.9980	14450.87	0.619	$1.673 \cdot 10^{-3}$	0.633	10.0	0.0155	17.24	299.4	7.40	1.1802	2.00
							7.67	0.0136	15.07	299.0		1.1821	1.75
							5.63	0.0116	12.92	299.0		1.1821	1.50
							3.91	0.0097	10.76	299.0		1.1821	1.25
							2.50	0.0078	8.61	299.0		1.1821	1.00
							1.41	0.0058	6.46	299.2		1.1811	0.75
							0.63	0.0039	4.31	299.2		1.1811	0.50

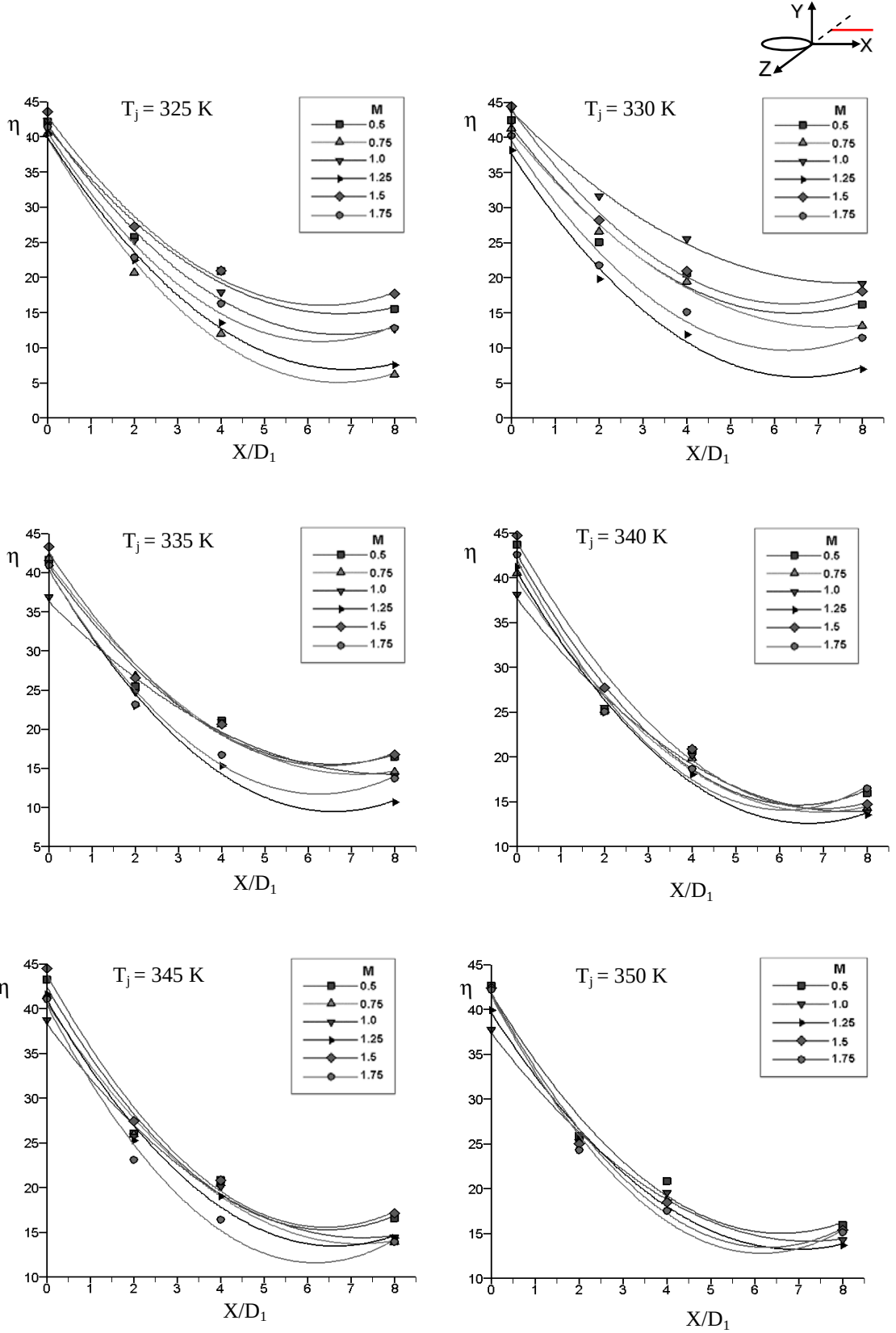
EK-B



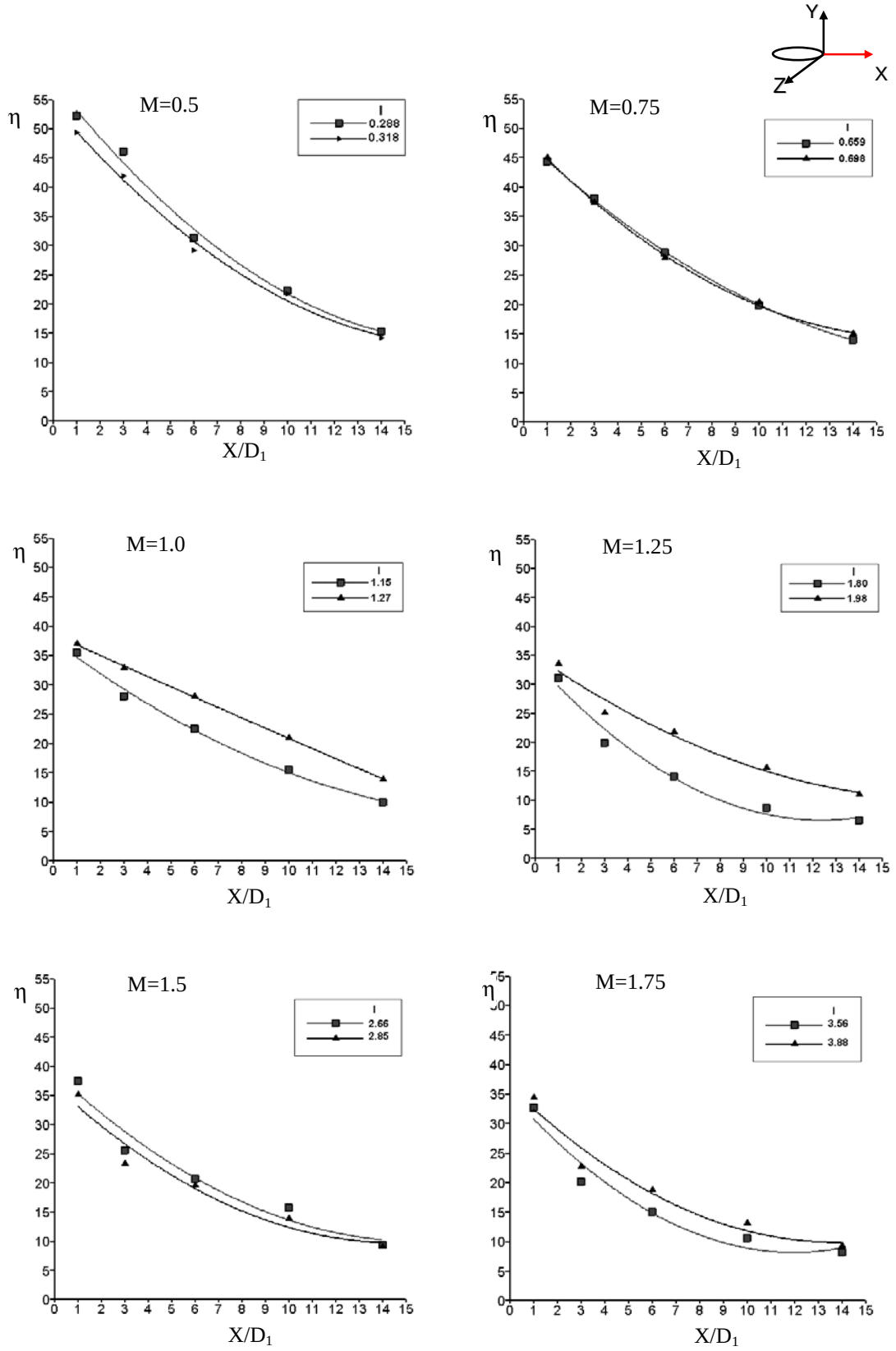
Şekil B.1: Farklı enjeksiyon sıcaklıklarında, ana akış doğrultusunda, $Z/D_1 = 0$ da üfleme oranlarına göre film soğutma etkenliklerinin değişimi



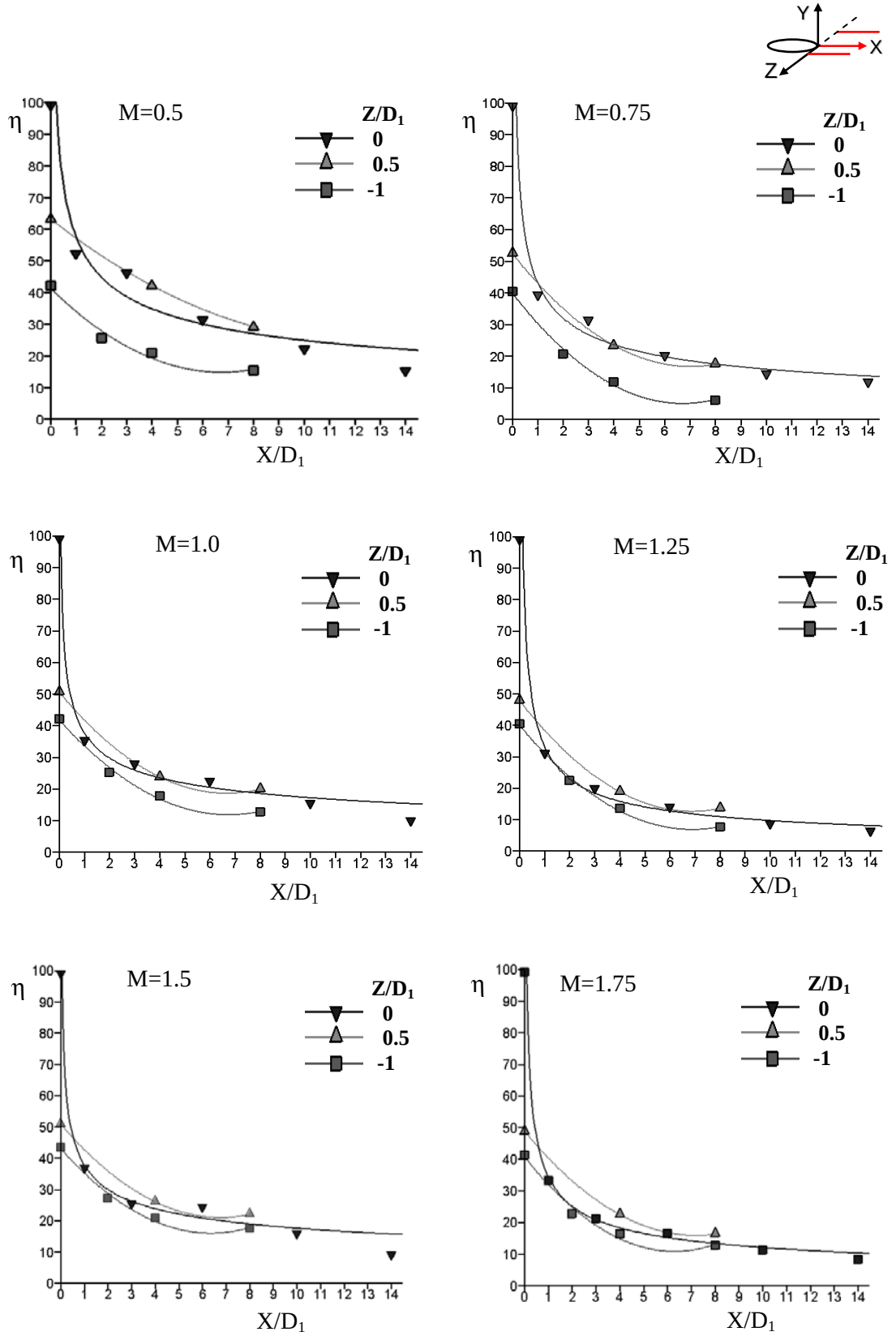
Şekil B.2: Farklı enjeksiyon sıcaklıklarında ana akış doğrultusunda, $Z/D_1 = 0.5$ de üfleme oranlarına göre film soğutma etkenliklerinin değişimi



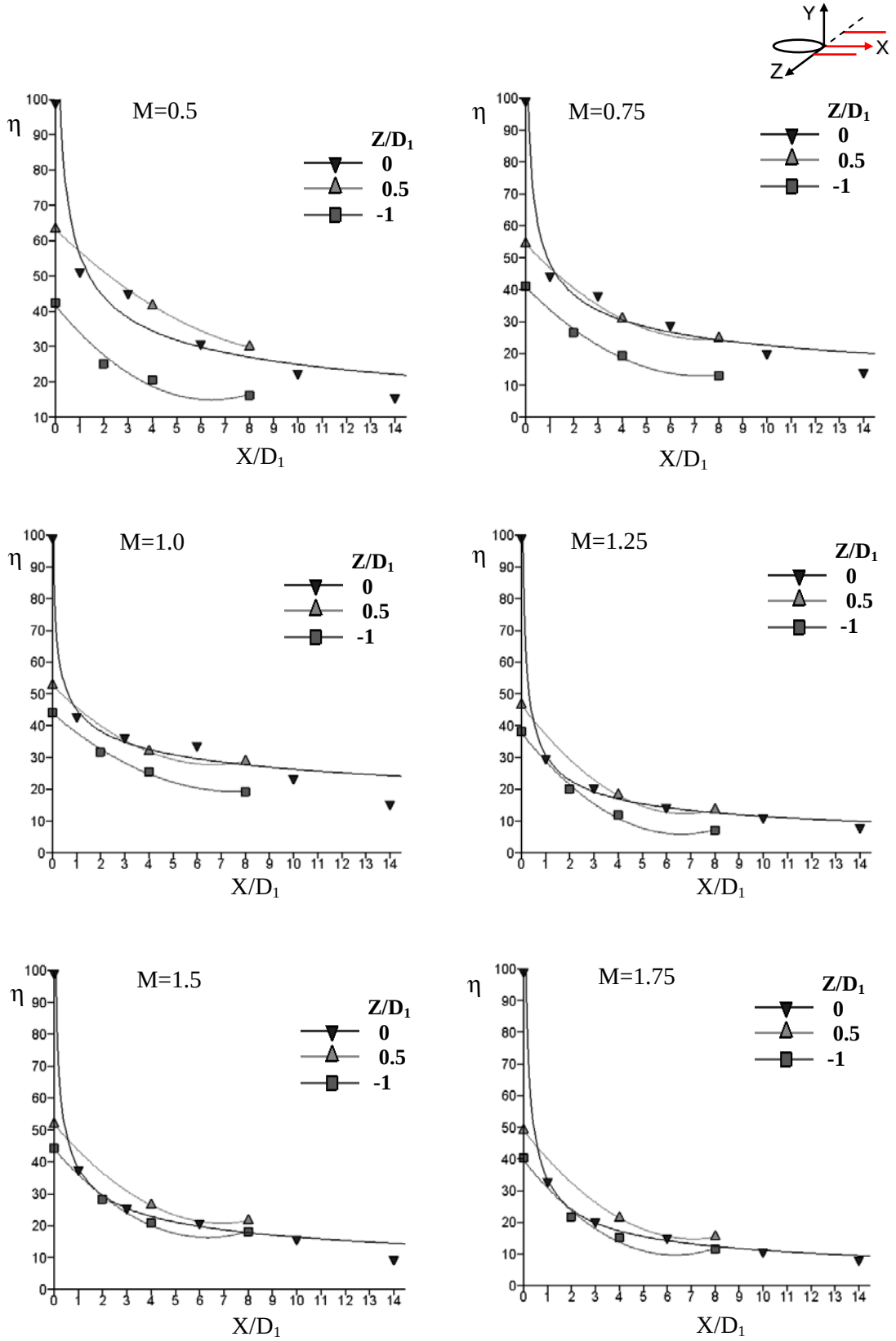
Şekil B.3: Farklı enjeksiyon sıcaklıklarında ana akış doğrultusunda, $Z/D_1 = -1$ de üfleme oranlarına göre film soğutma etkenliklerinin değişimi



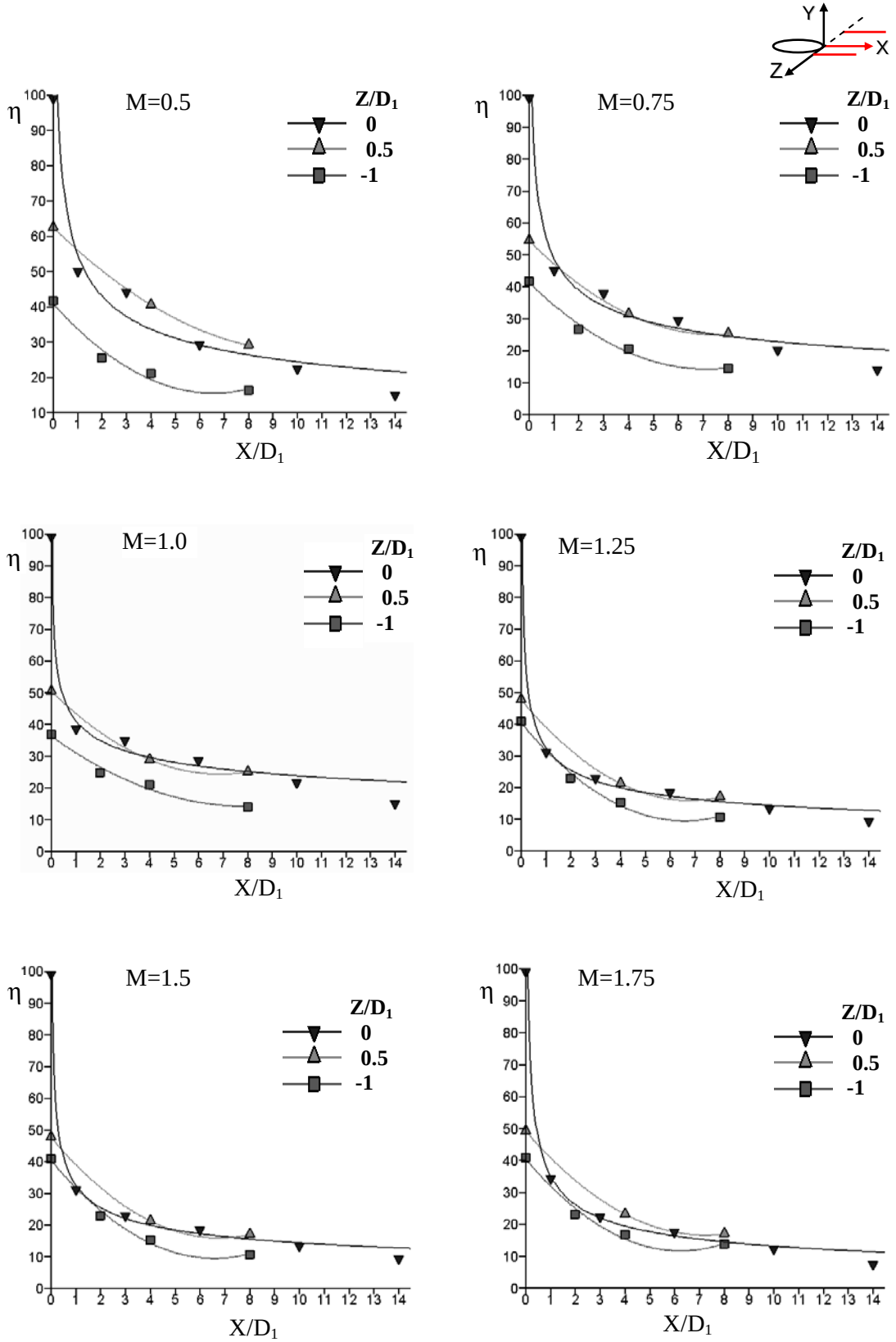
Şekil B.4: Silindirik deliklerde farklı üfleme oranları için momentum akı oranlarının film soğutma etkenliğine etkileri



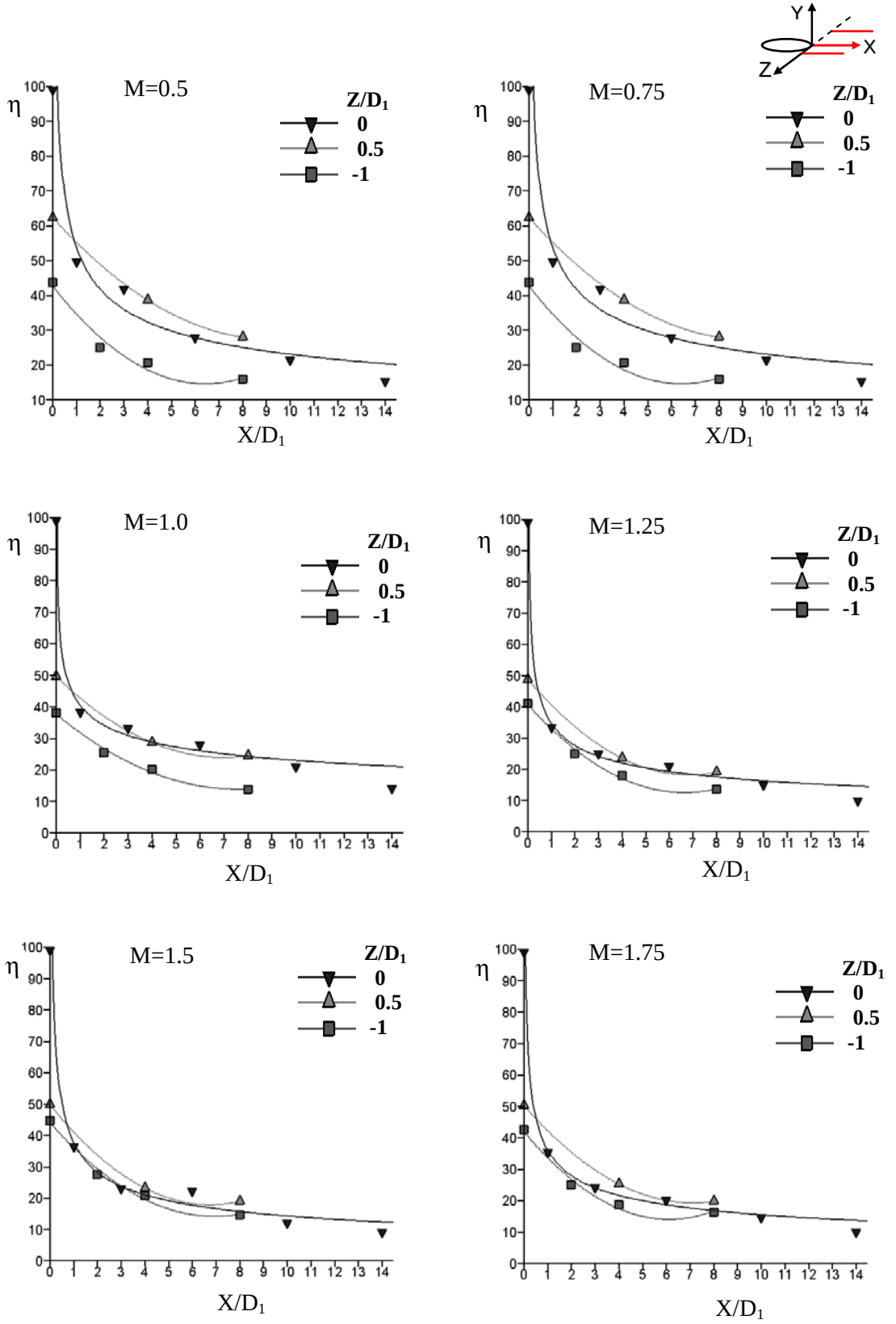
Şekil B.5: Enjeksiyon sıcaklığı 325 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma



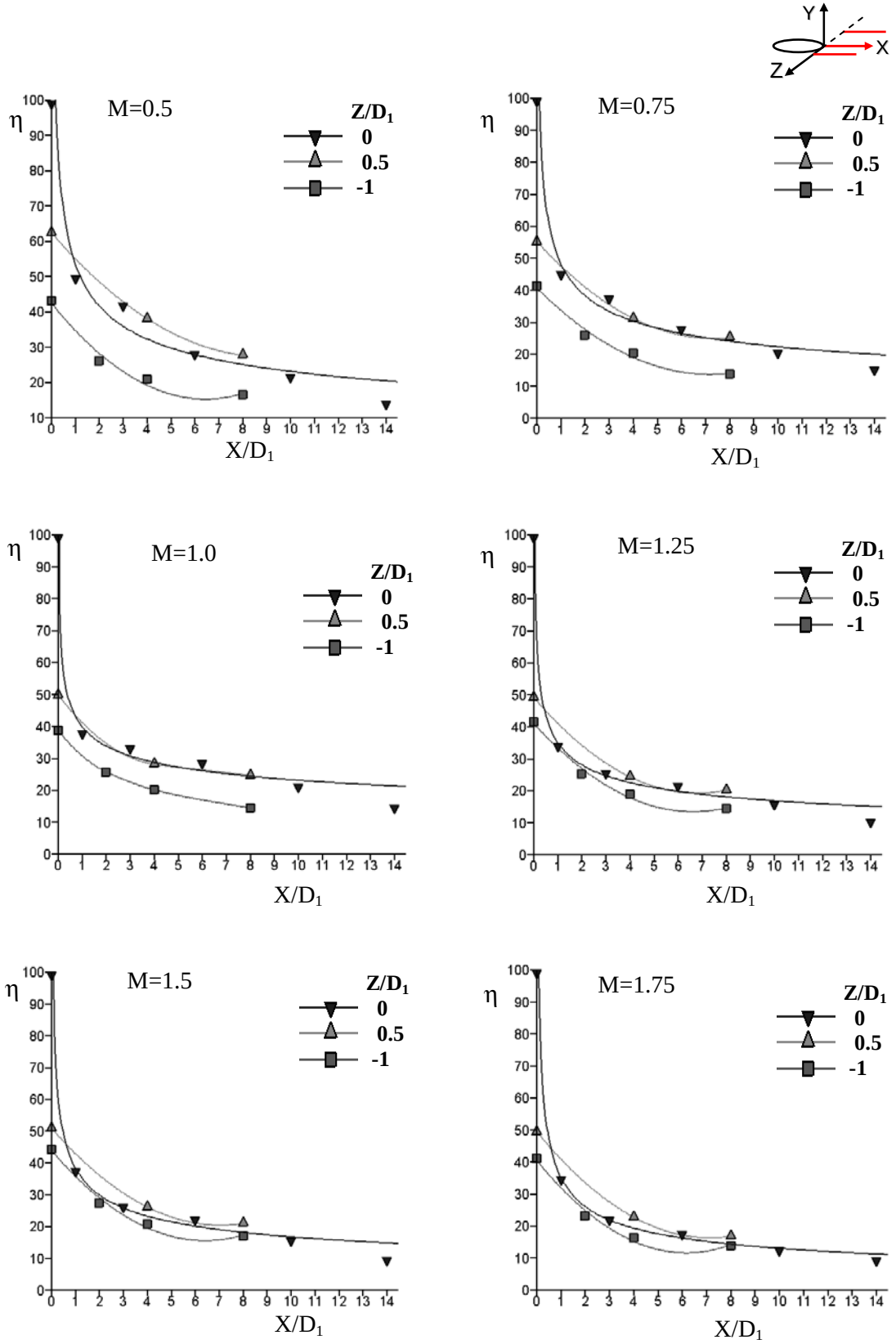
Şekil B.6: Enjeksiyon sıcaklığı 330 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma



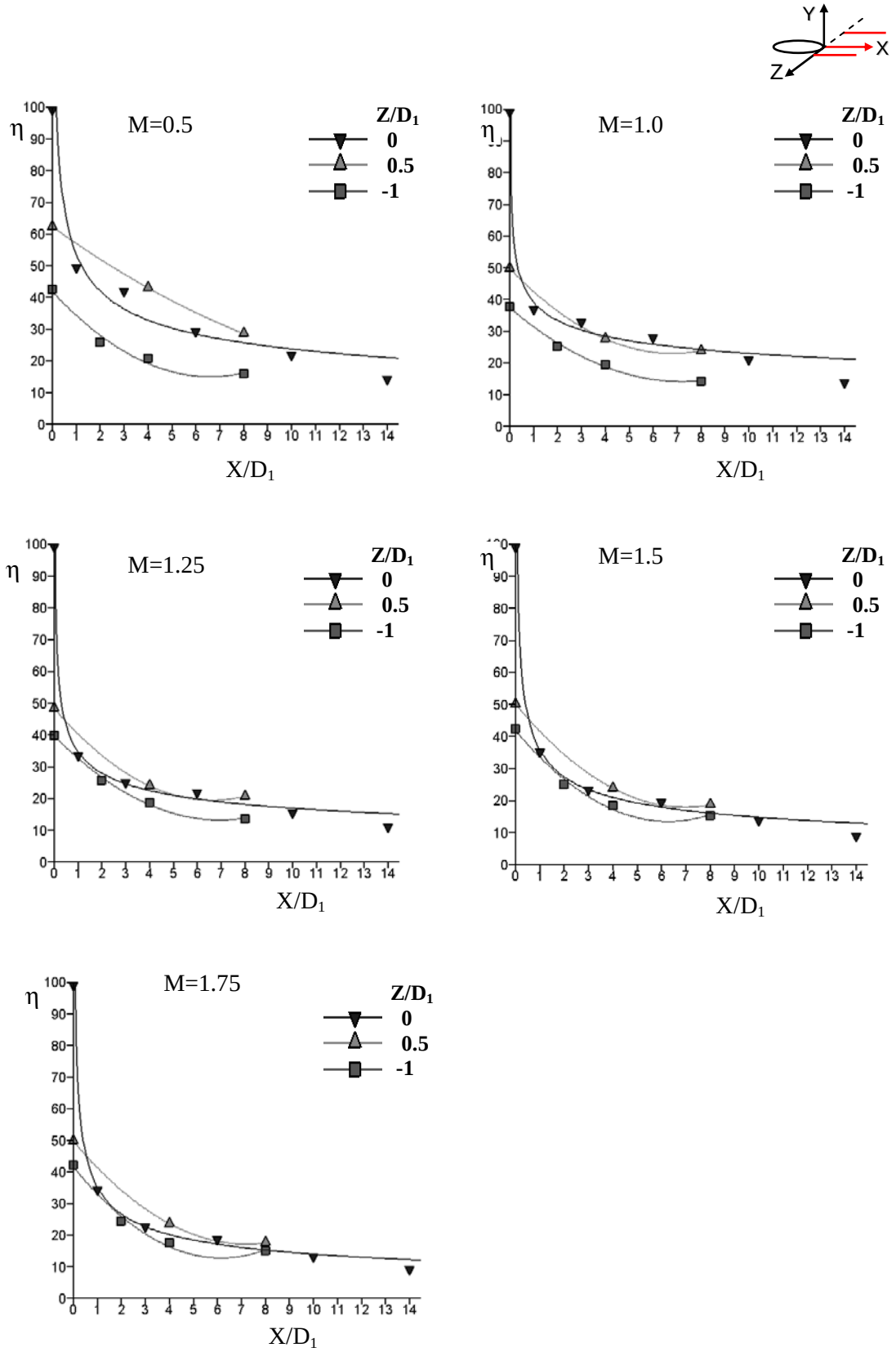
Şekil B.7: Enjeksiyon sıcaklığı 335 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma



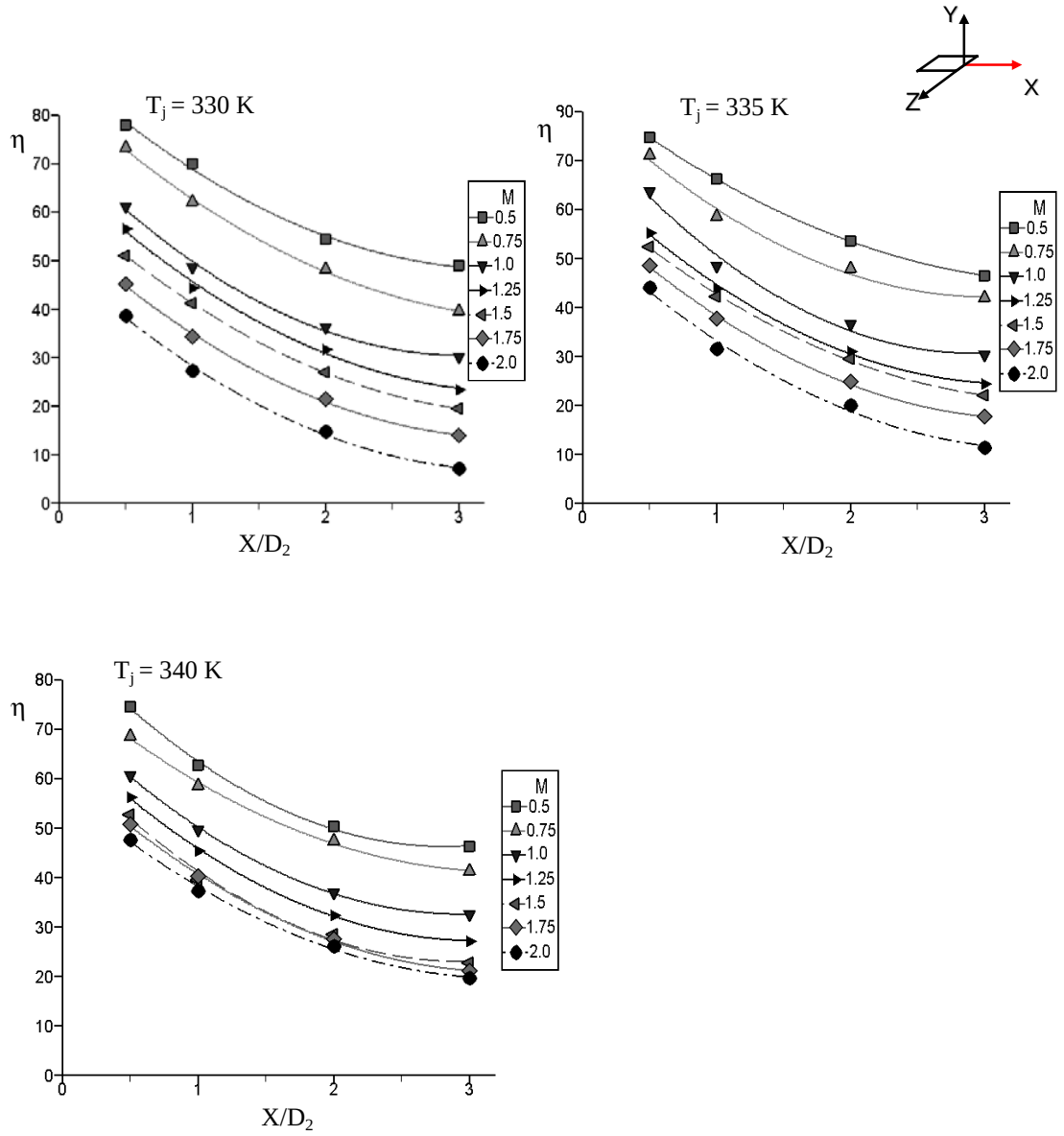
Şekil B.8: Enjeksiyon sıcaklığı 340 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma



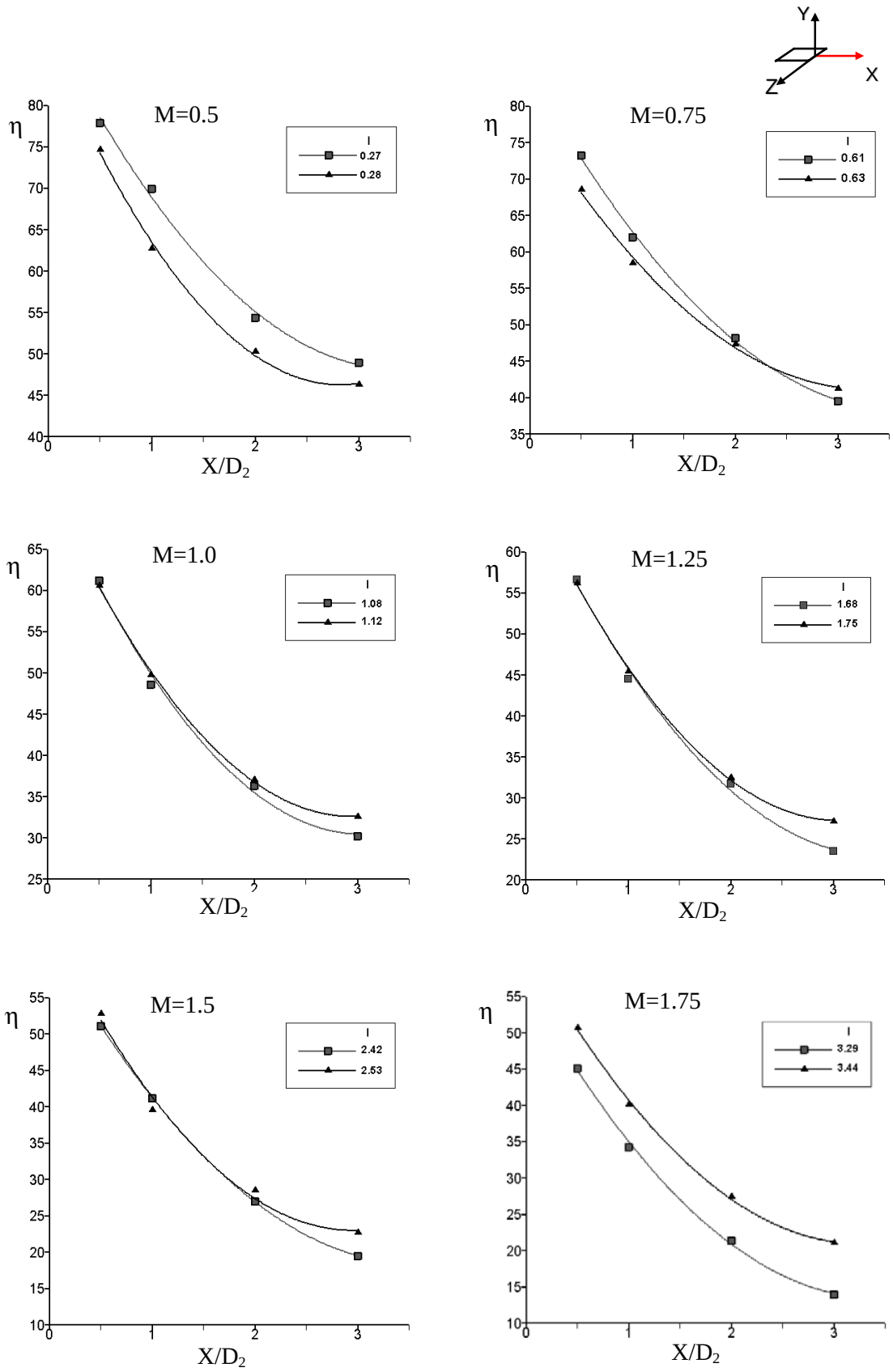
Şekil B.9: Enjeksiyon sıcaklığı 345 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma



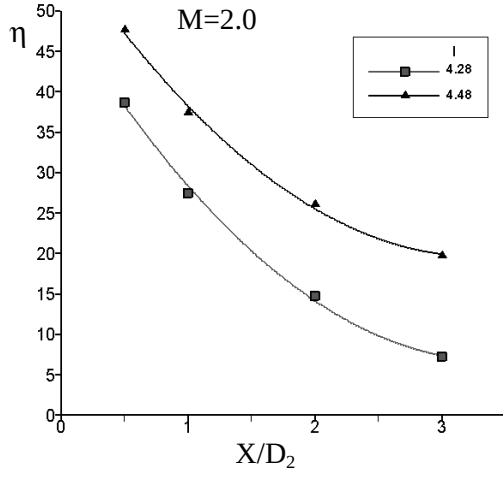
Şekil B.10: Enjeksiyon sıcaklığı 350 K 'de farklı üfleme oranları için karşılaştırma



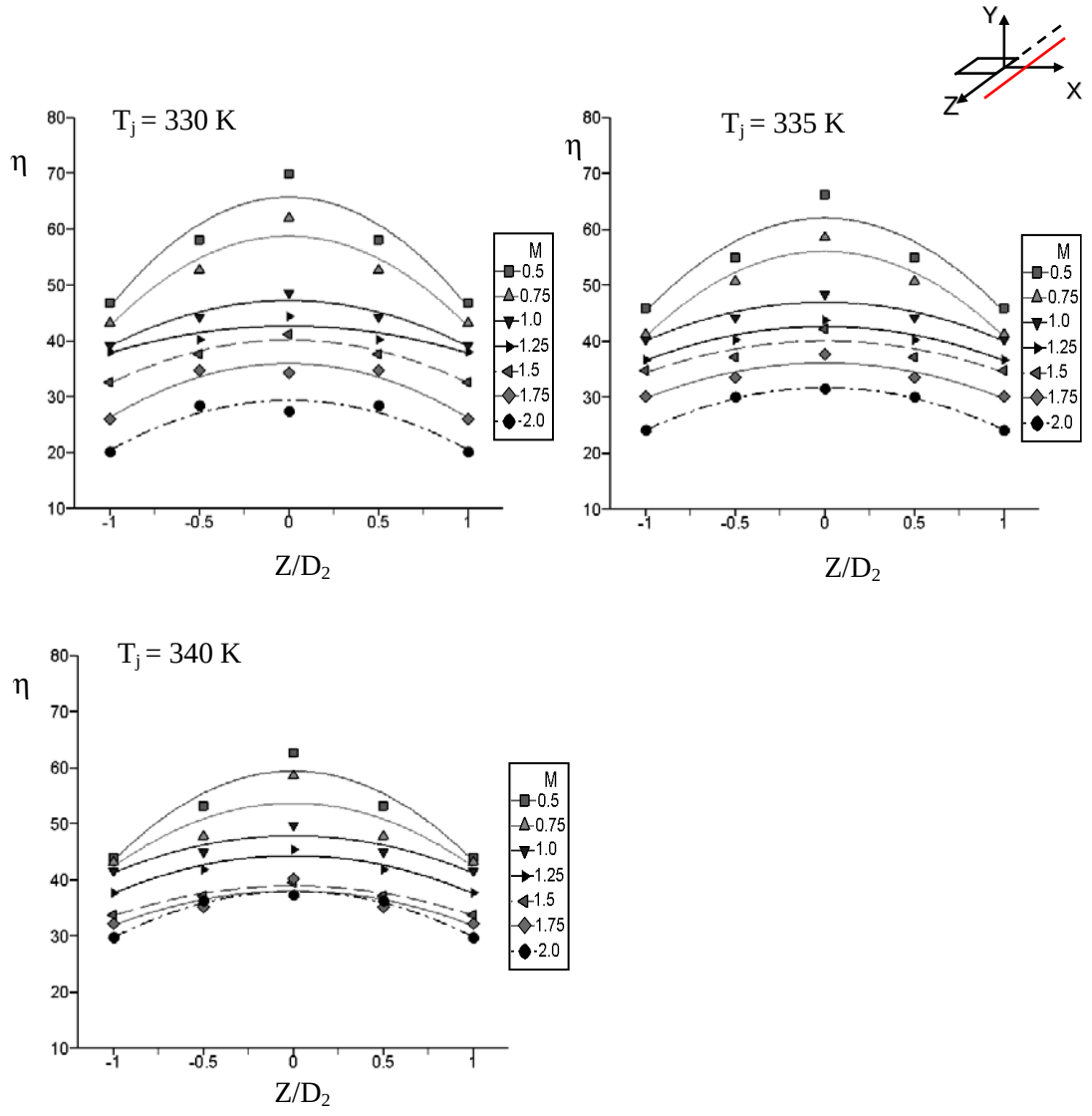
Şekil B.11: Tek sıra dikdörtgen deliklerde, farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma



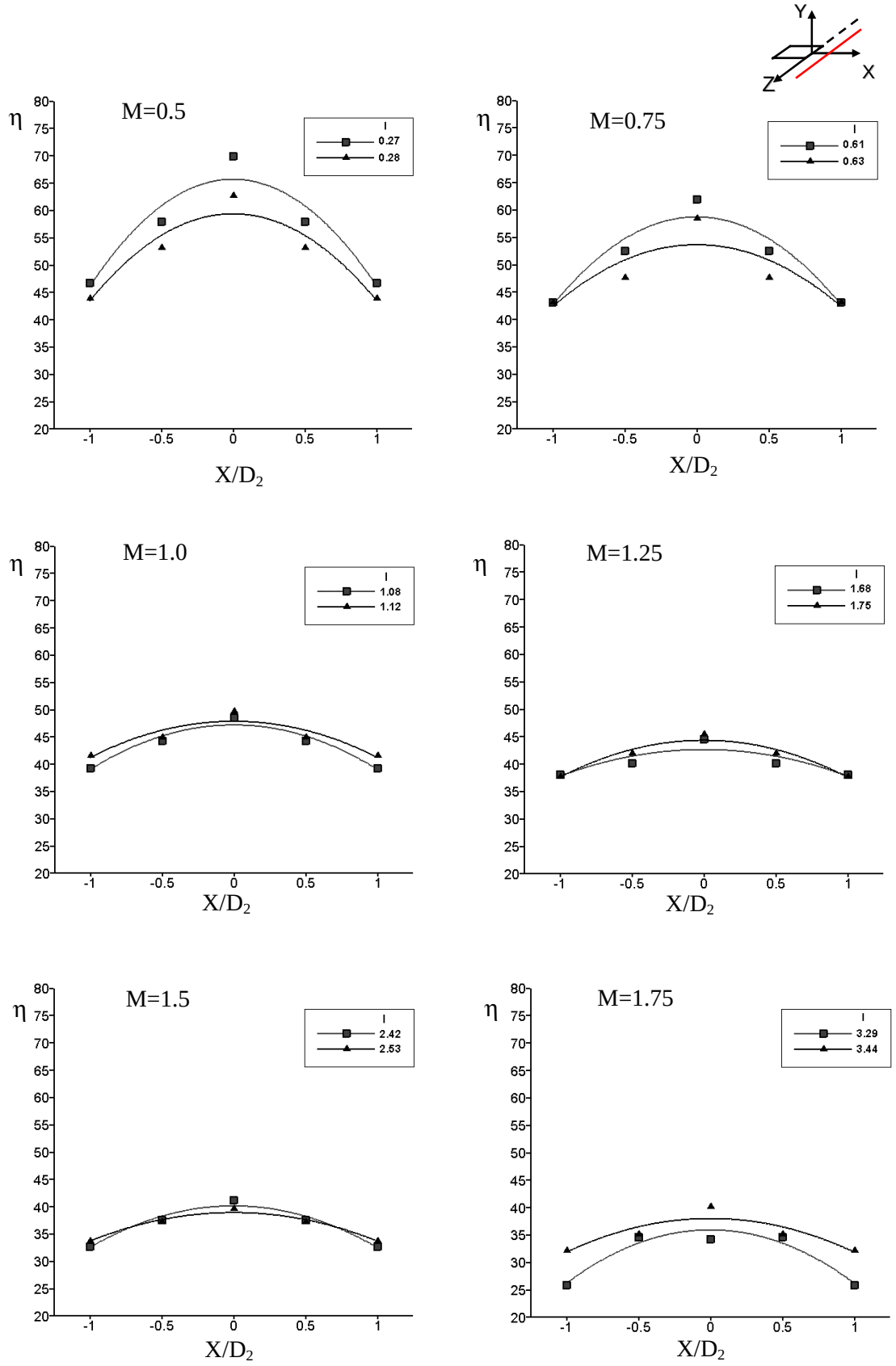
Şekil B.12: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



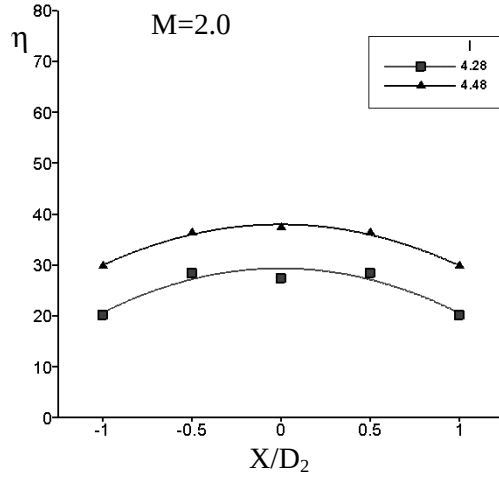
Şekil B.12: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



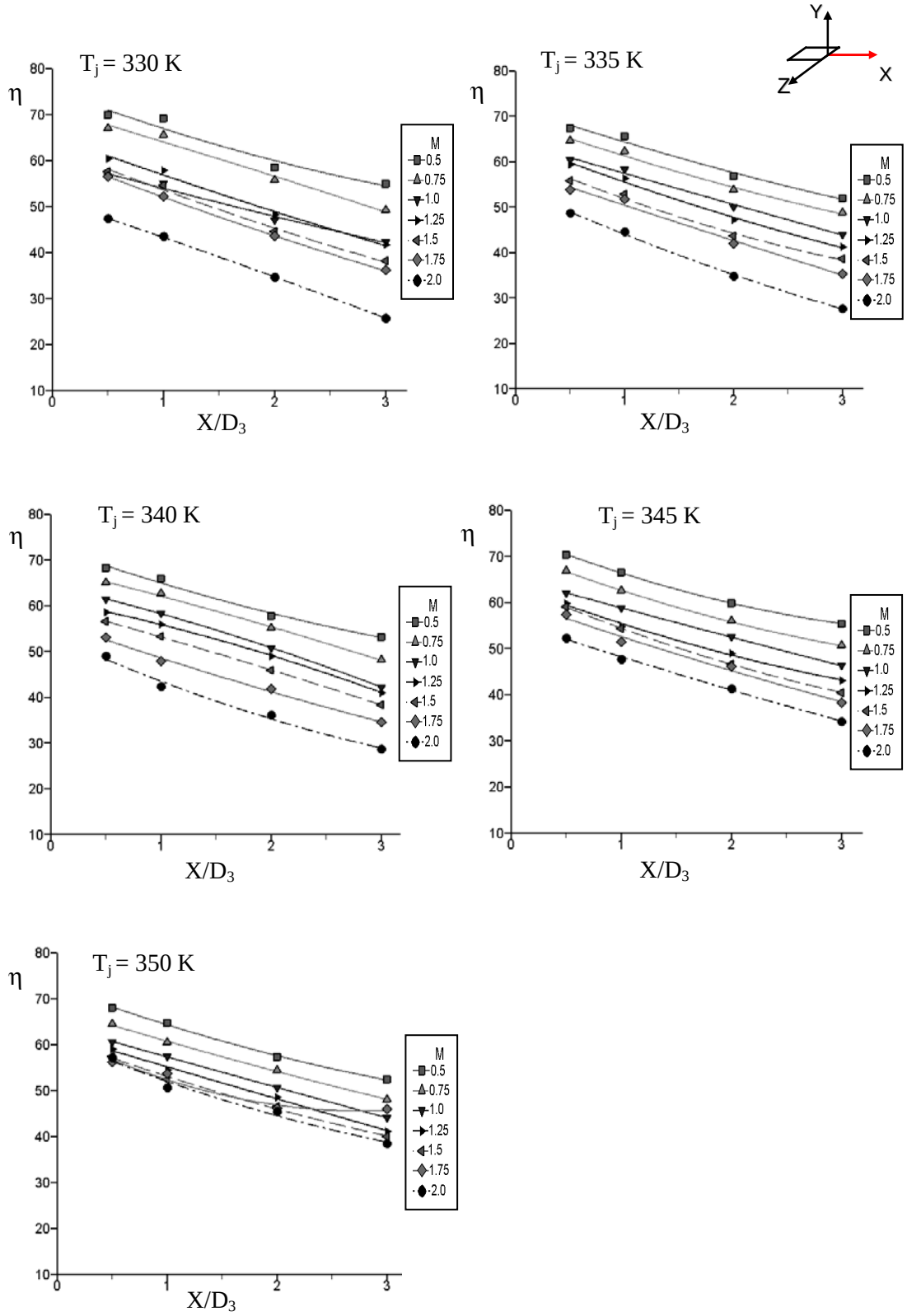
Şekil B.13: Tek sıra dikdörtgen deliklerde, farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma



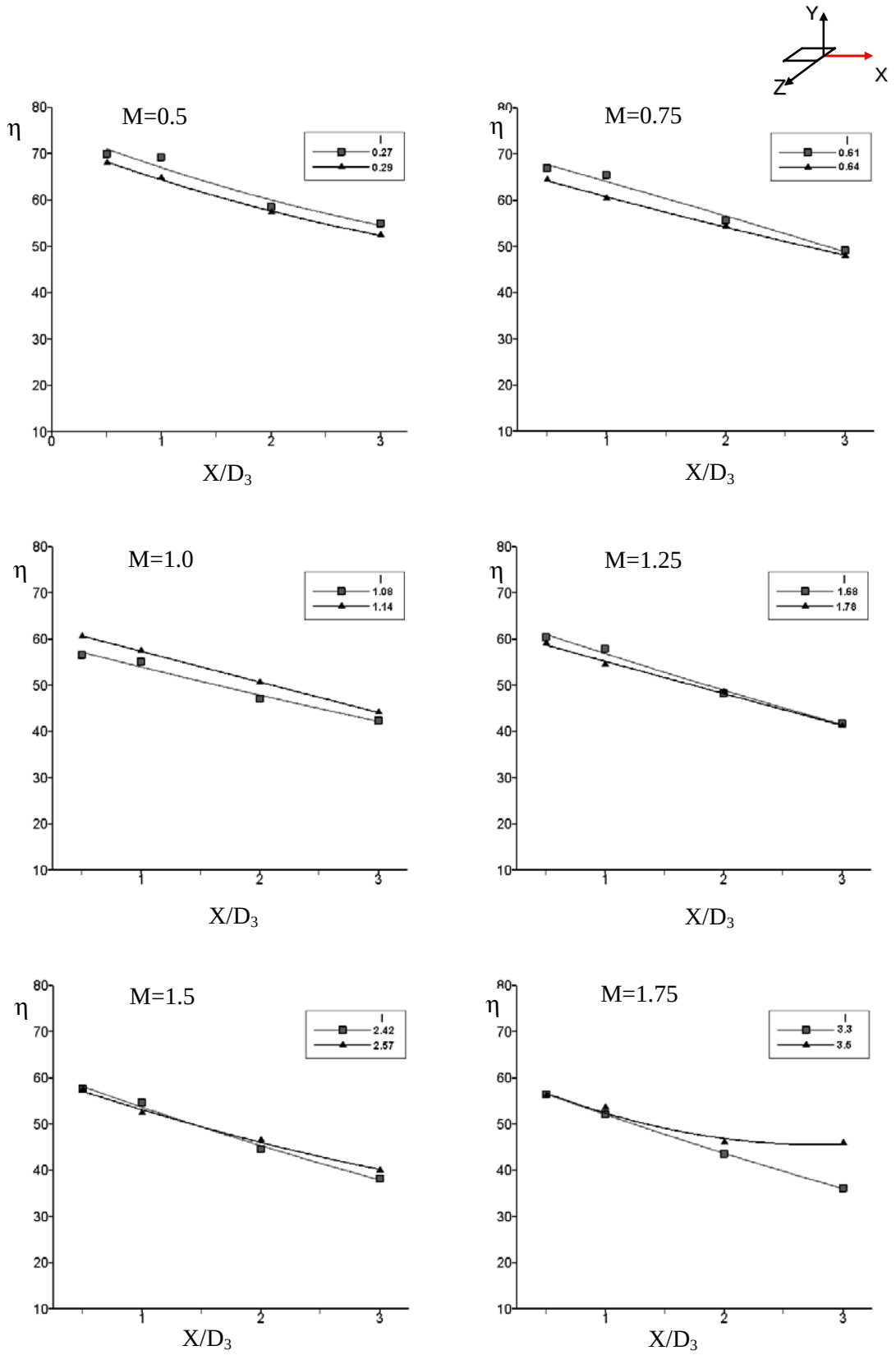
Şekil B.14: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde ana akışa yatayda dik yönde momentum akı oranları değişimine göre etkenliğin değişimi



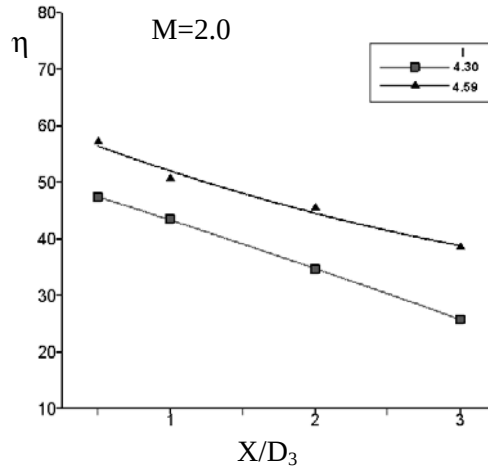
Şekil B.14: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde ana akışa yatayda dik yönde momentum akı oranları değişimine göre etkenliğin değişimi



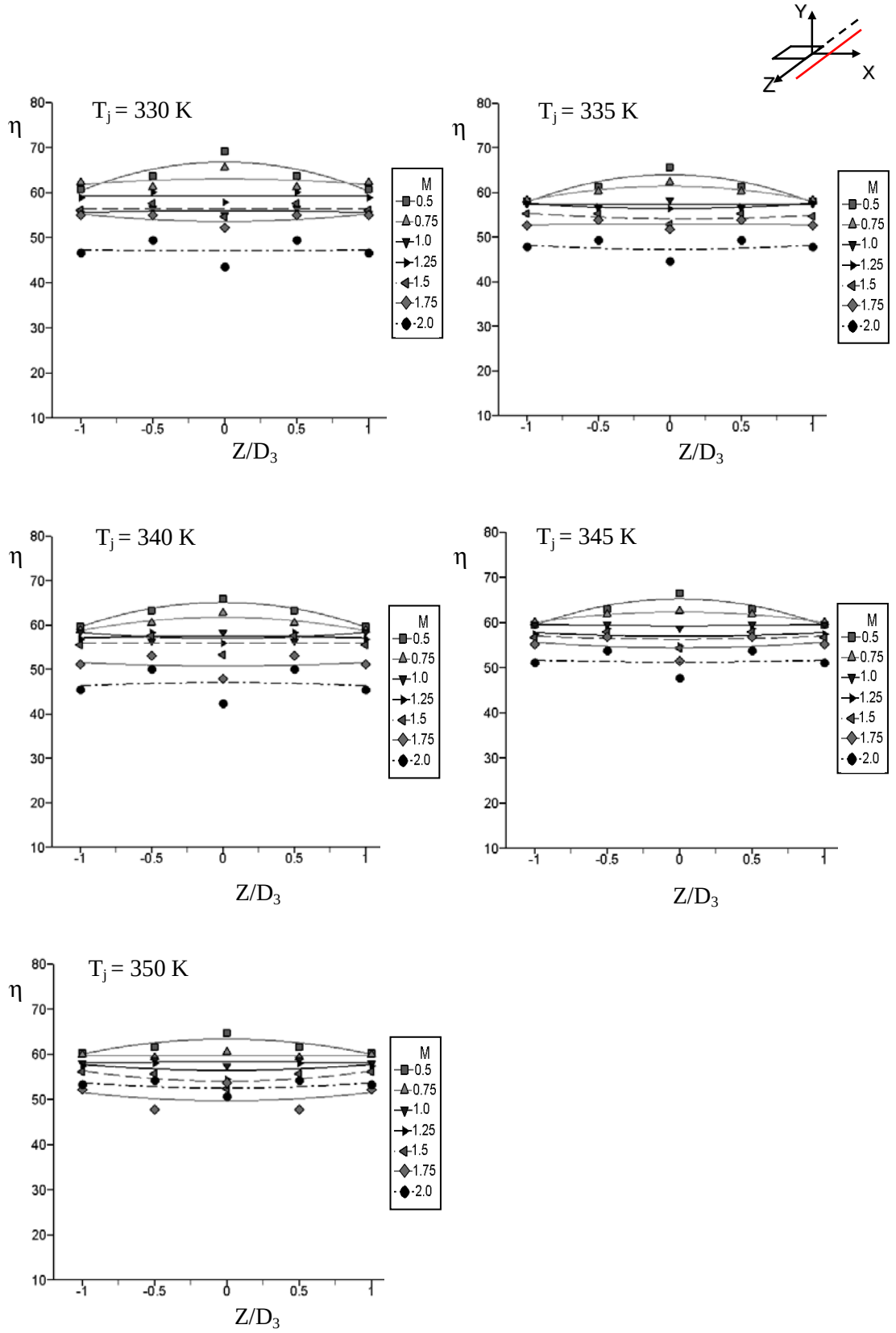
Şekil B.15: İki sıra dikdörtgen deliklerde, birinci sıra için farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma



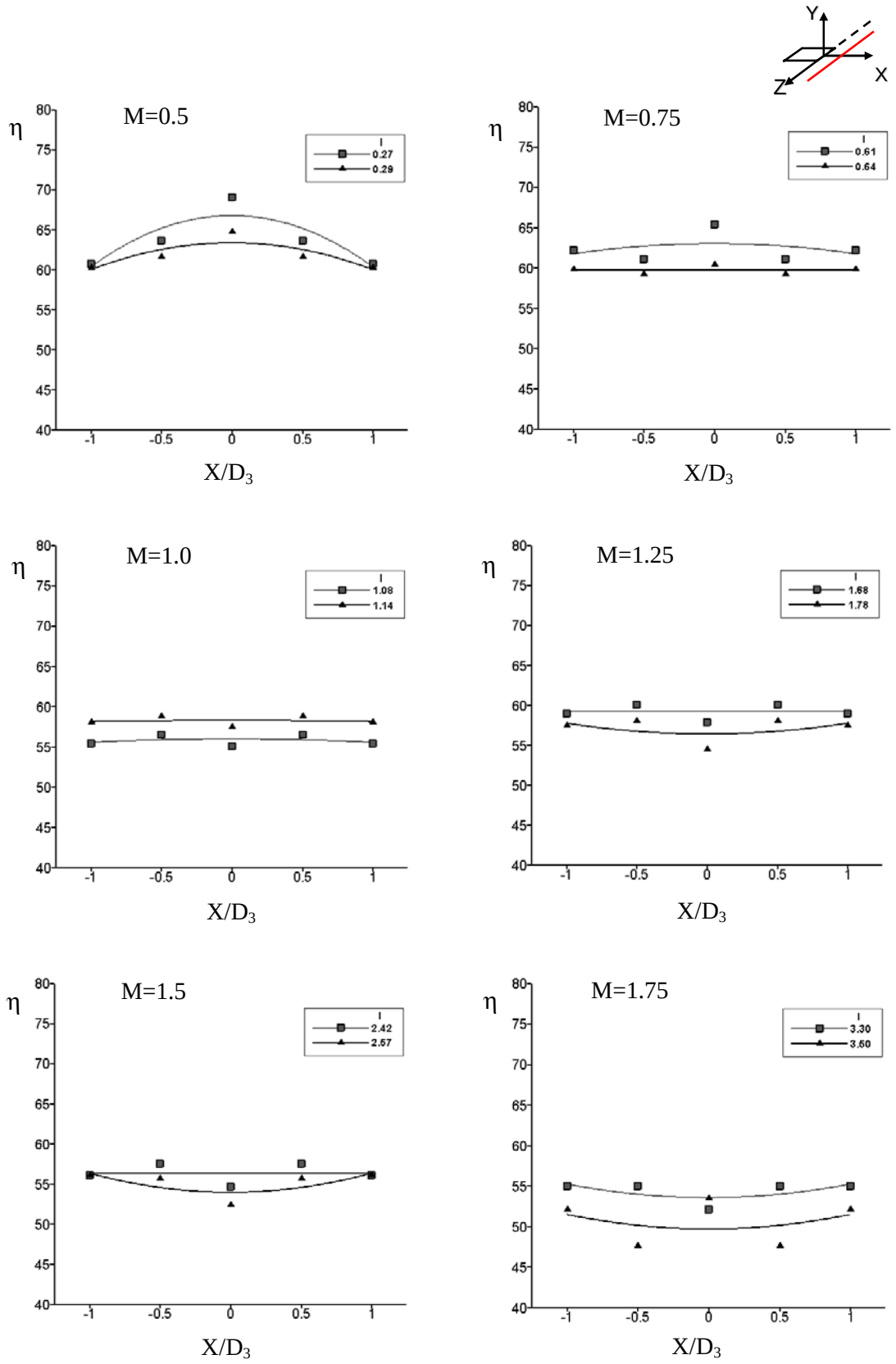
Şekil B.16: İki sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde 1. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



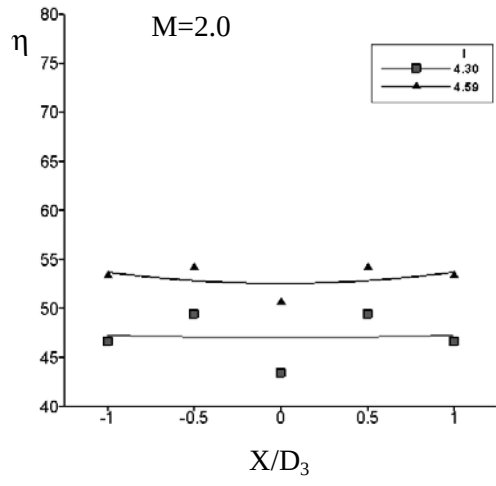
Şekil B.16: İki sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde 1. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



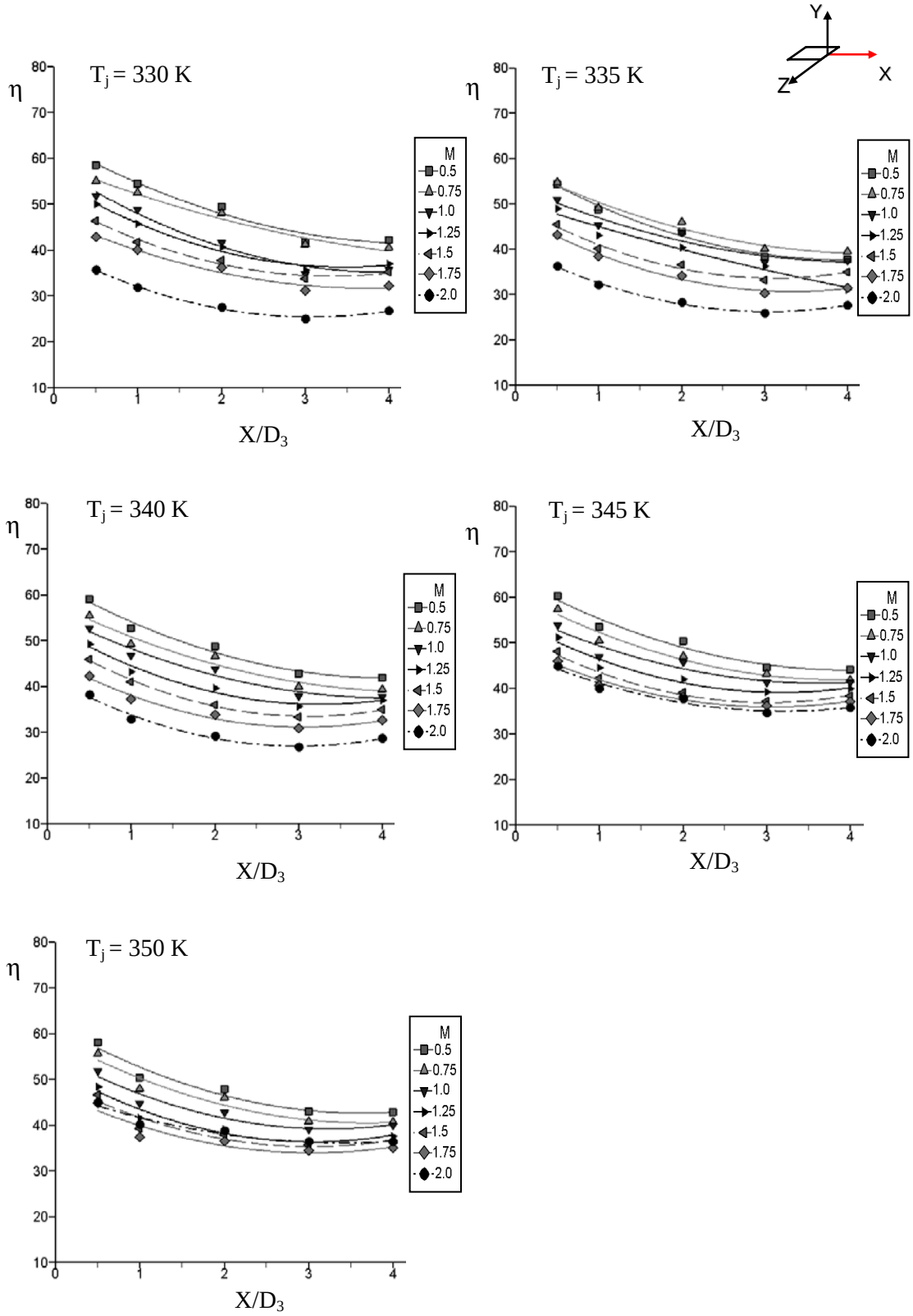
Şekil B.17: İki sıra dikdörtgen deliklerde, birinci sıra için $X/D_3=1$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma



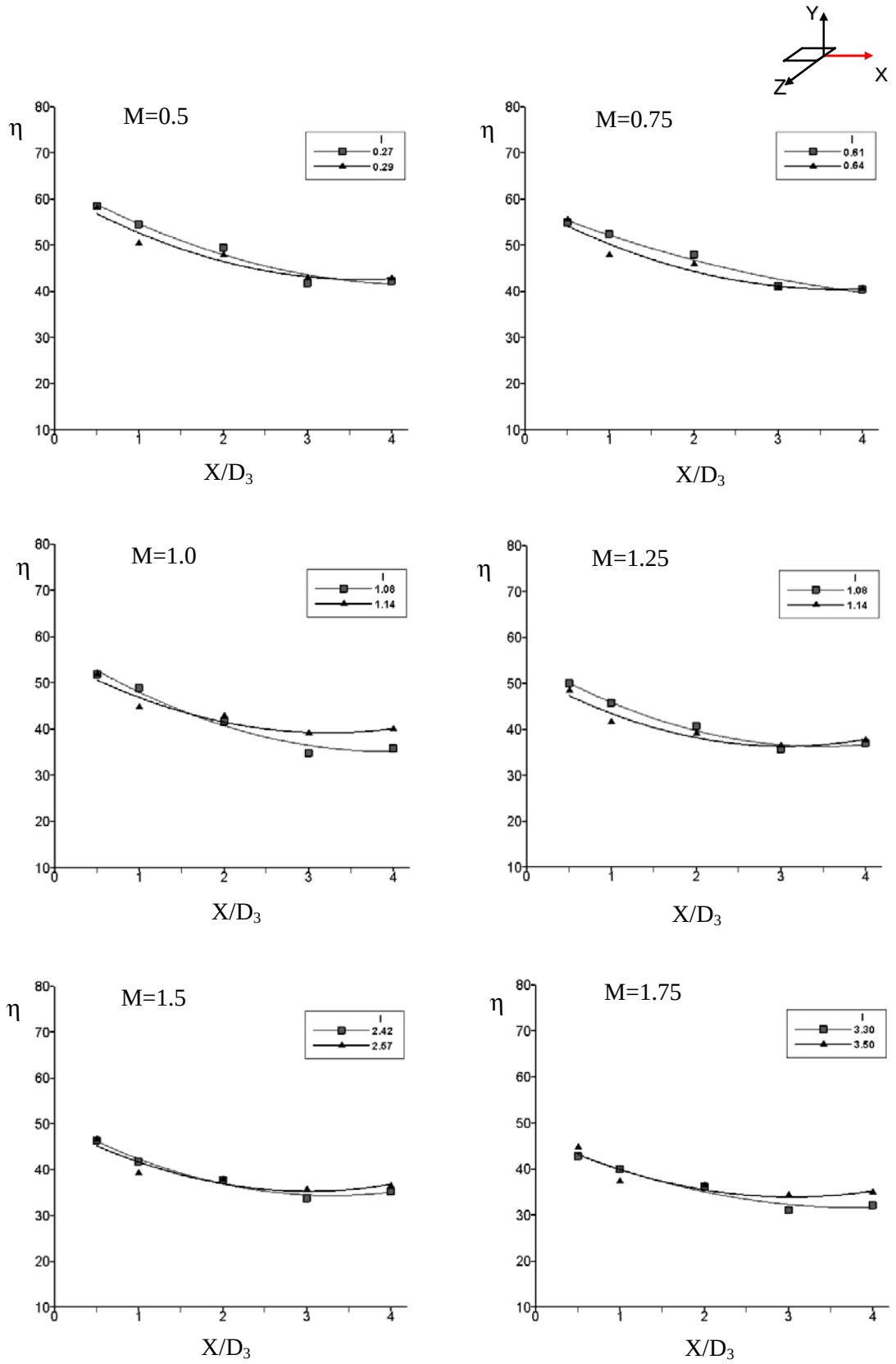
Şekil B.18: İki sıralı dikdörtgen deliklerde yatay yönde, 1. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



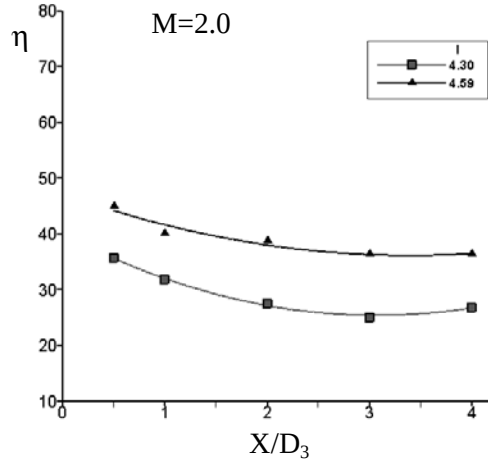
Şekil B.18: İki sıralı dikdörtgen deliklerde yatay yönde, 1. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



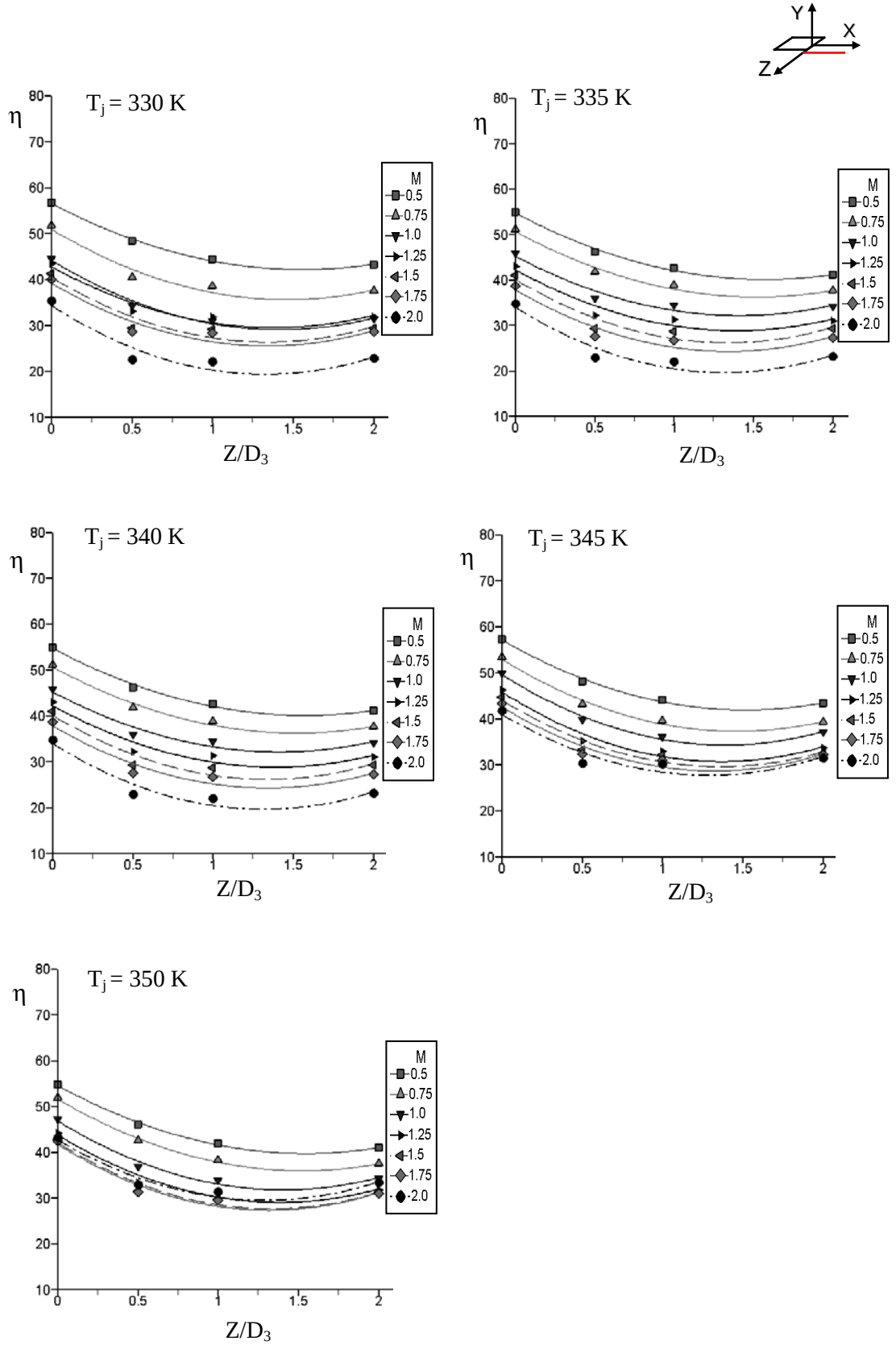
Şekil B.19: İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra $Z/D_3=0$ da farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranlarına göre karşılaştırma



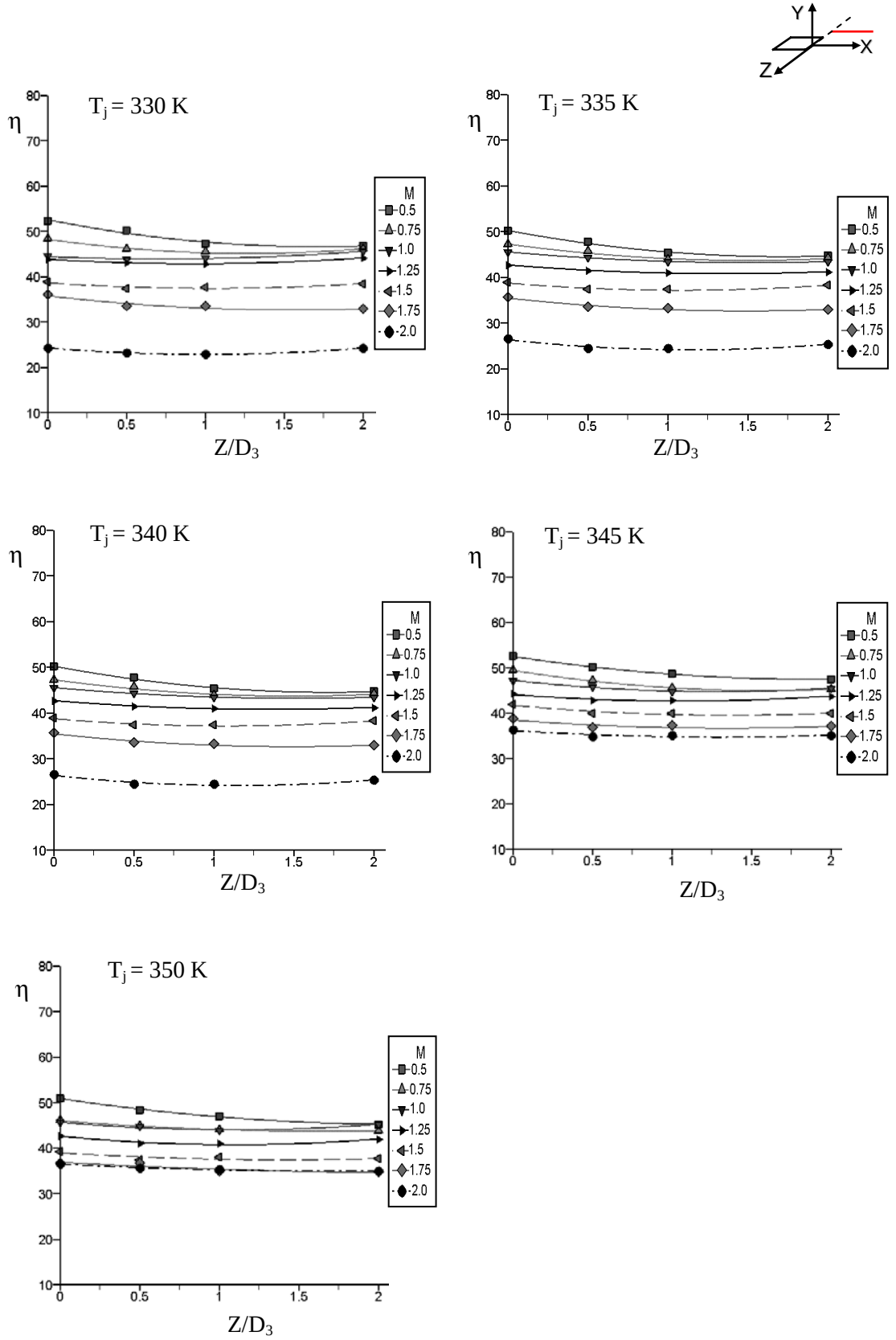
Şekil B.20: İki sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde ($Z/D_3=0$), 2. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



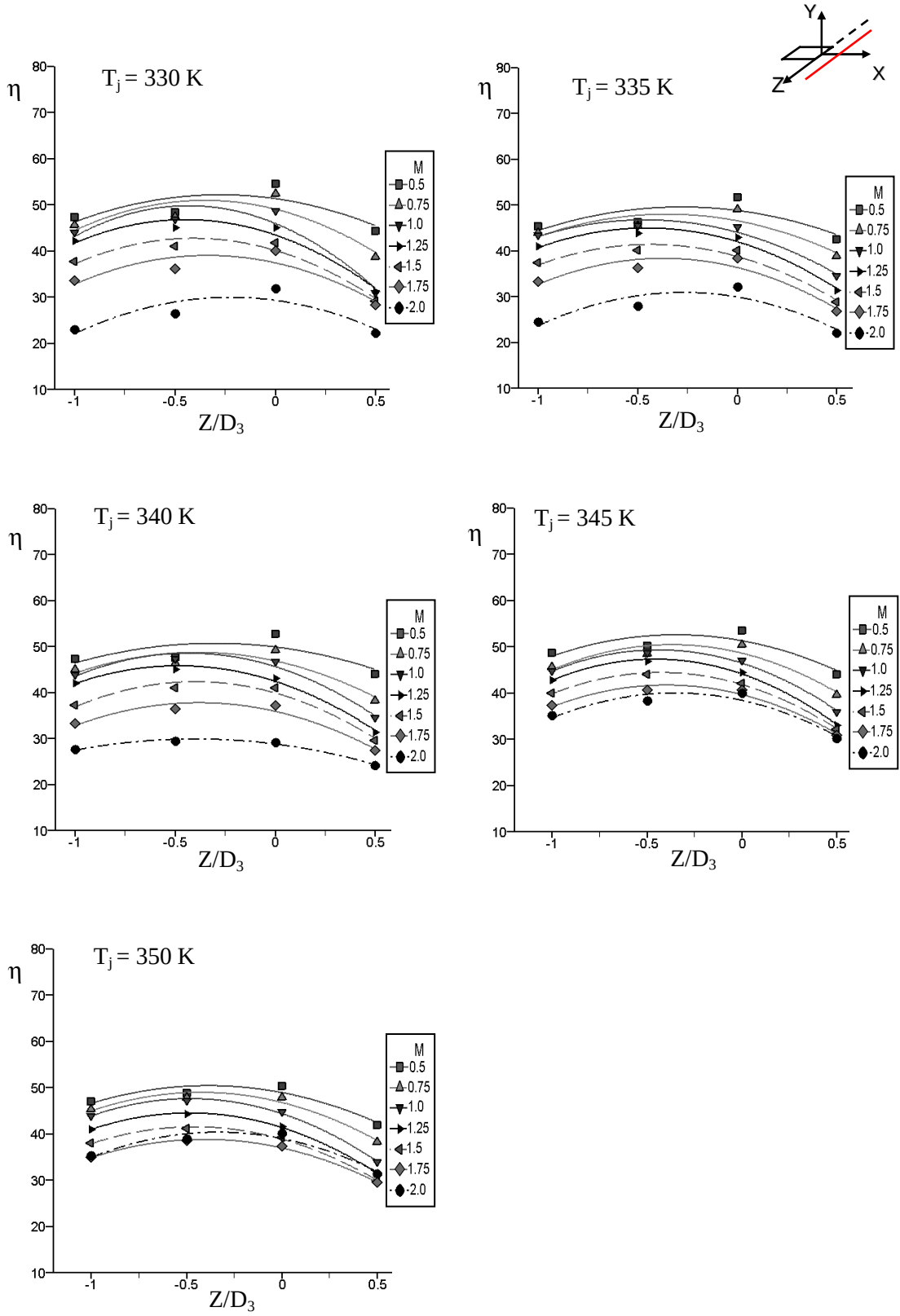
Şekil B.20: İki sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde ($ZD_3=0$), 2. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



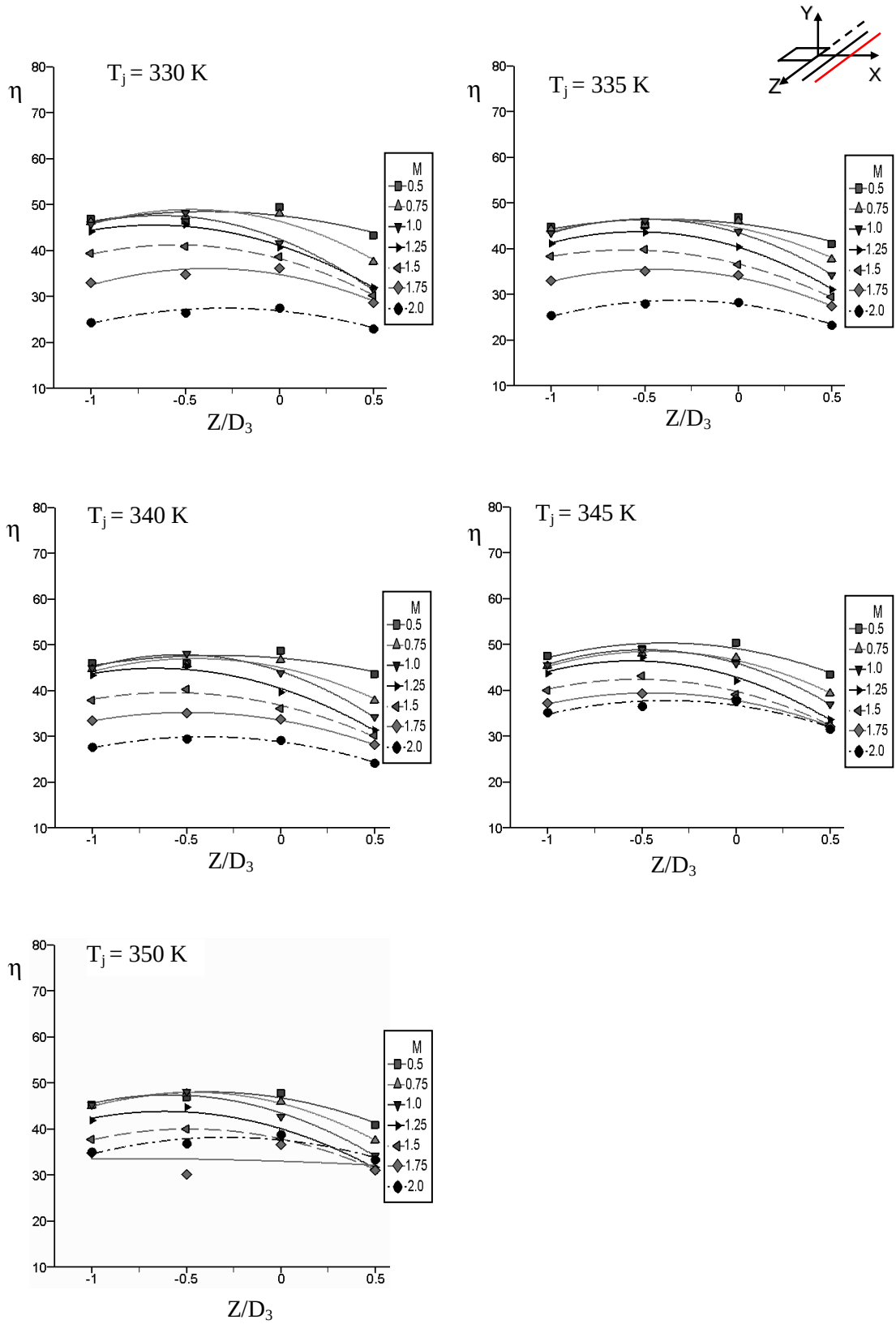
Şekil B.21: İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra $Z/D_3=0.5$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranlarına göre karşılaştırma



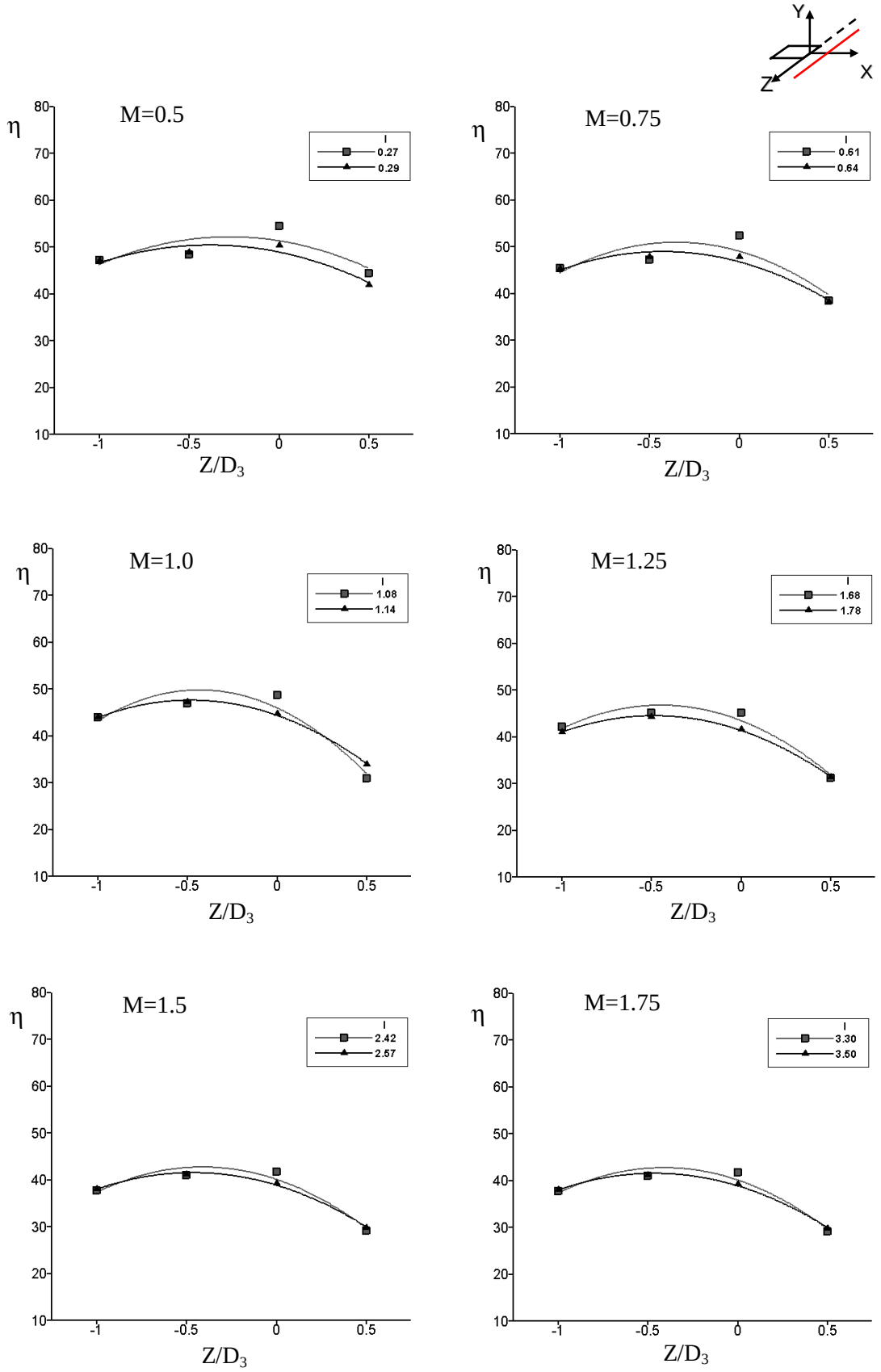
Şekil B.22: İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra $Z/D_3=-1$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranlarına göre karşılaştırma



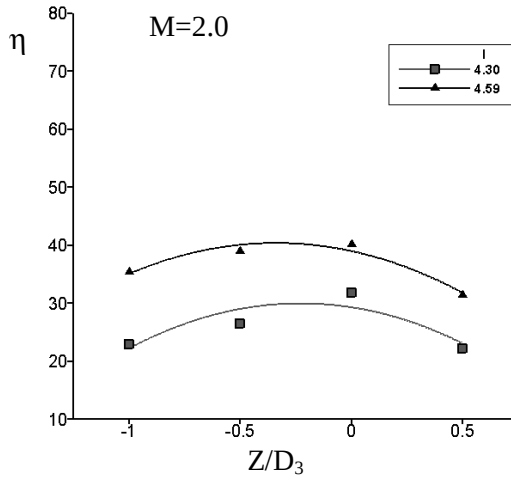
Şekil B.23: İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra için $X/D_3=1$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma



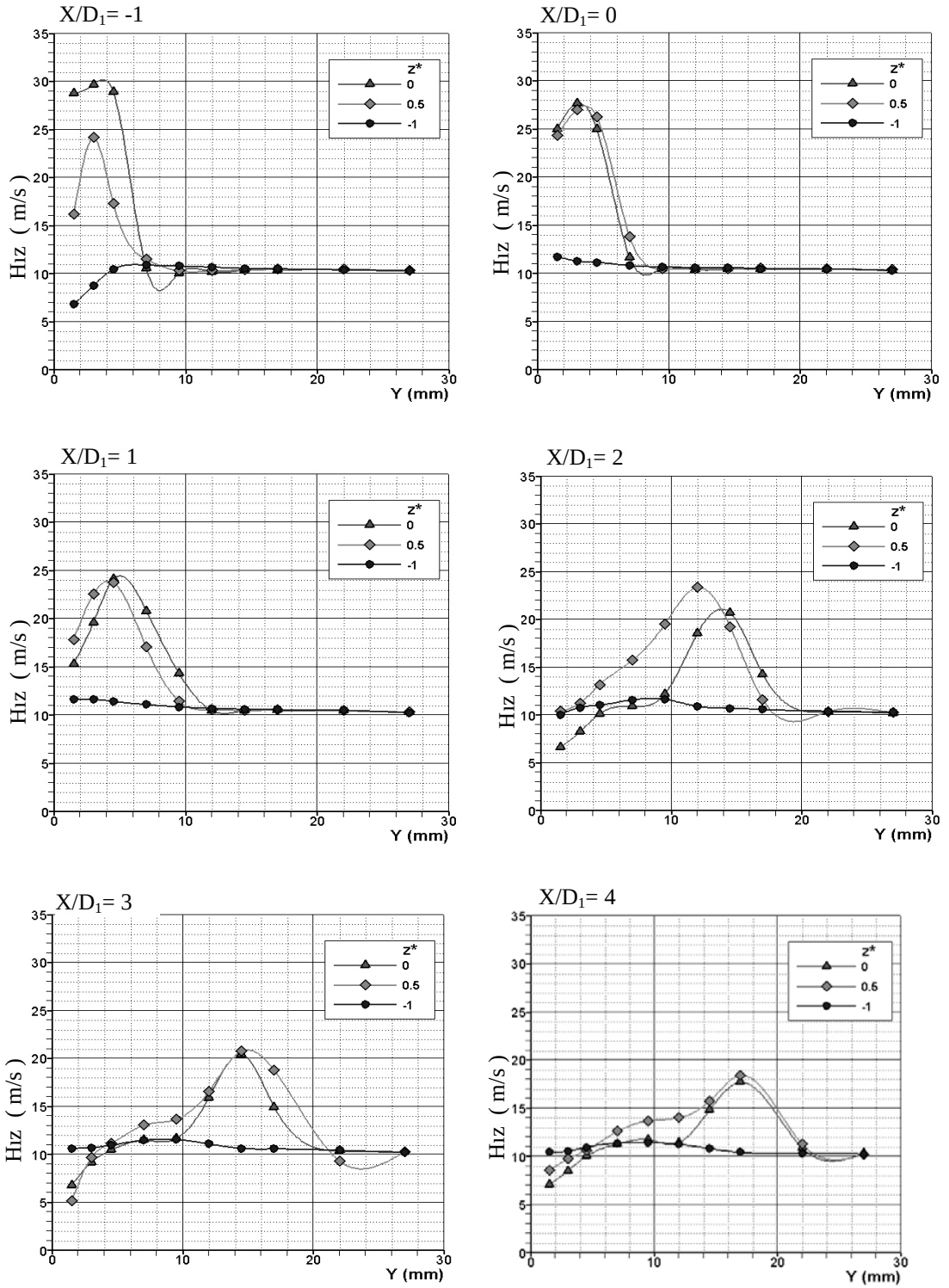
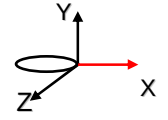
Şekil B.24: İki sıra dikdörtgen deliklerde, ikinci sıra için $X/D_3=2$ de farklı enjeksiyon sıcaklıklarında üfleme oranları için karşılaştırma



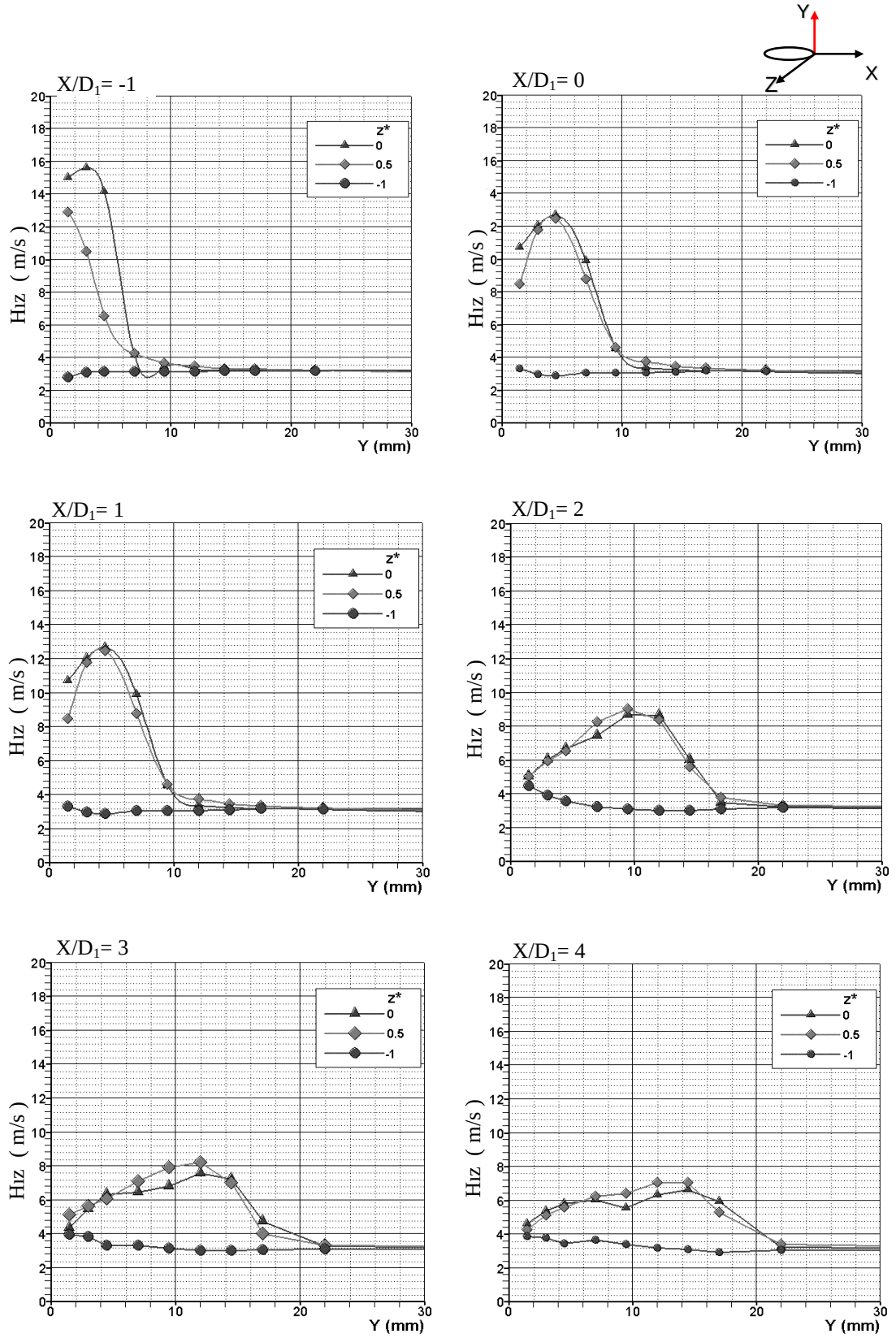
Şekil B.25: İki sıralı dikdörtgen deliklerde yatay yönde, 2. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



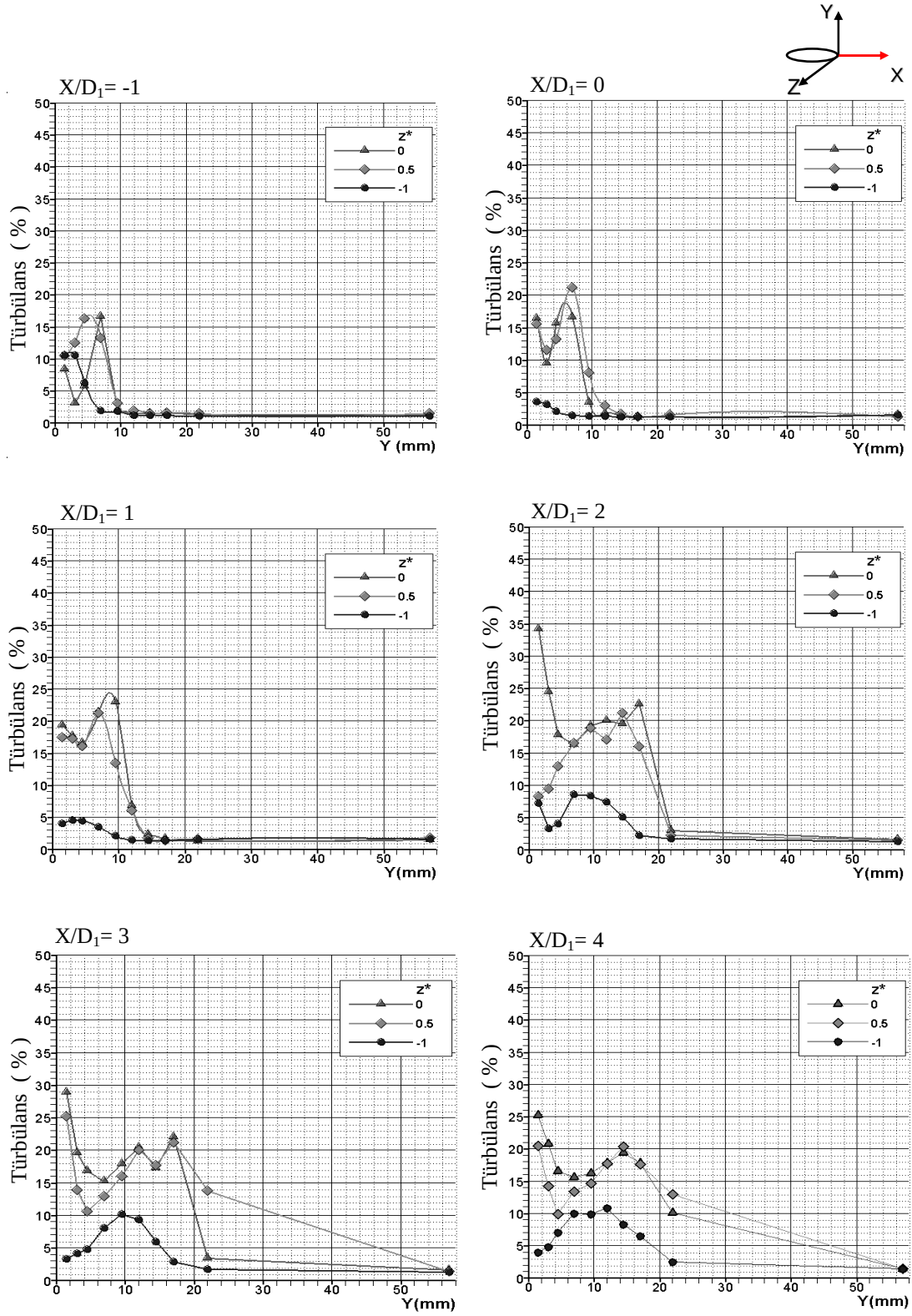
Şekil B.25: İki sıralı dikdörtgen deliklerde yatay yönde, 2. sıra delikler için momentum akı oranlarına göre etkenliğin değişimi



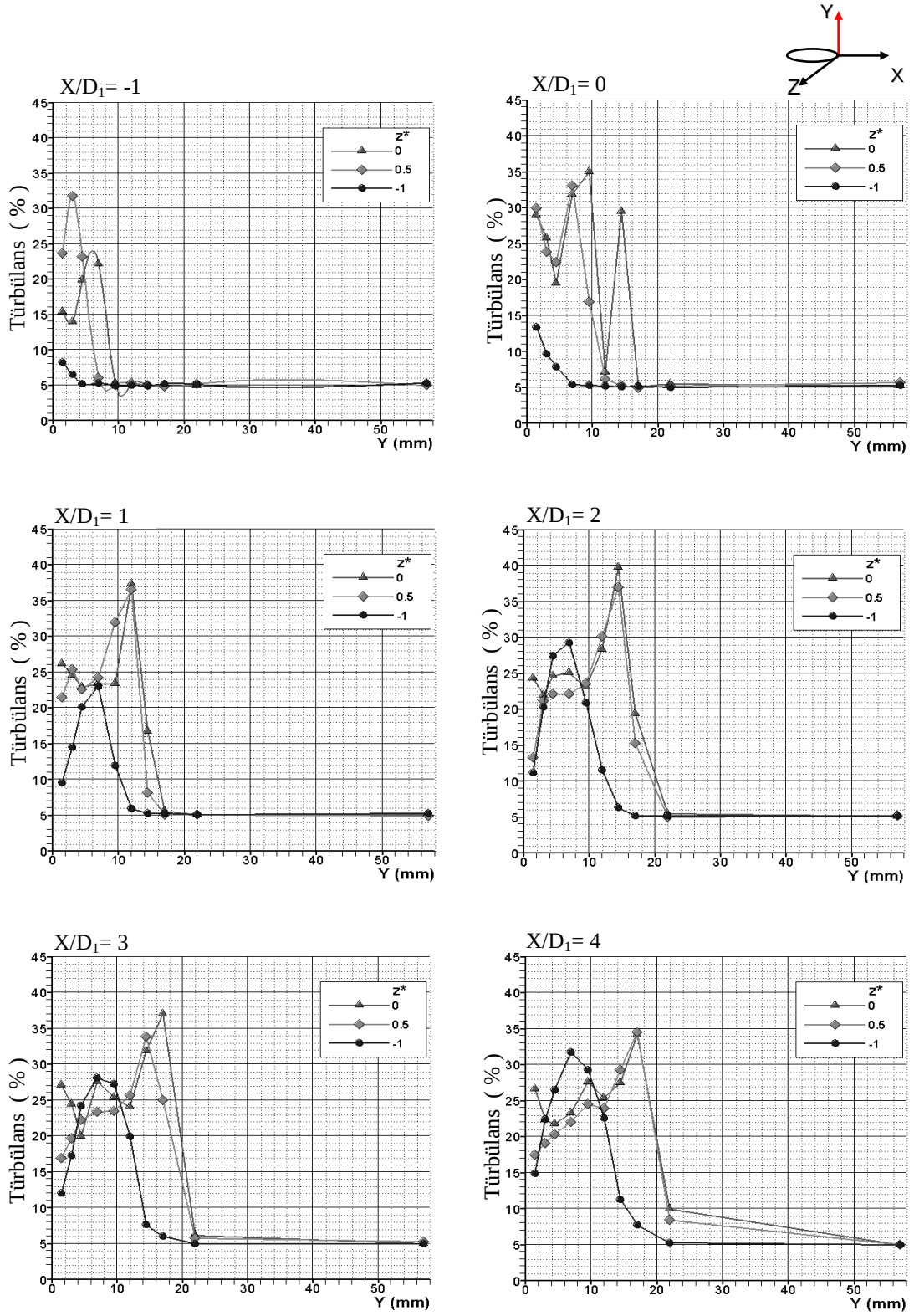
Şekil B.26: Silindirik deliklerde ana akış yönünde değişik konumlar için hız profilleri



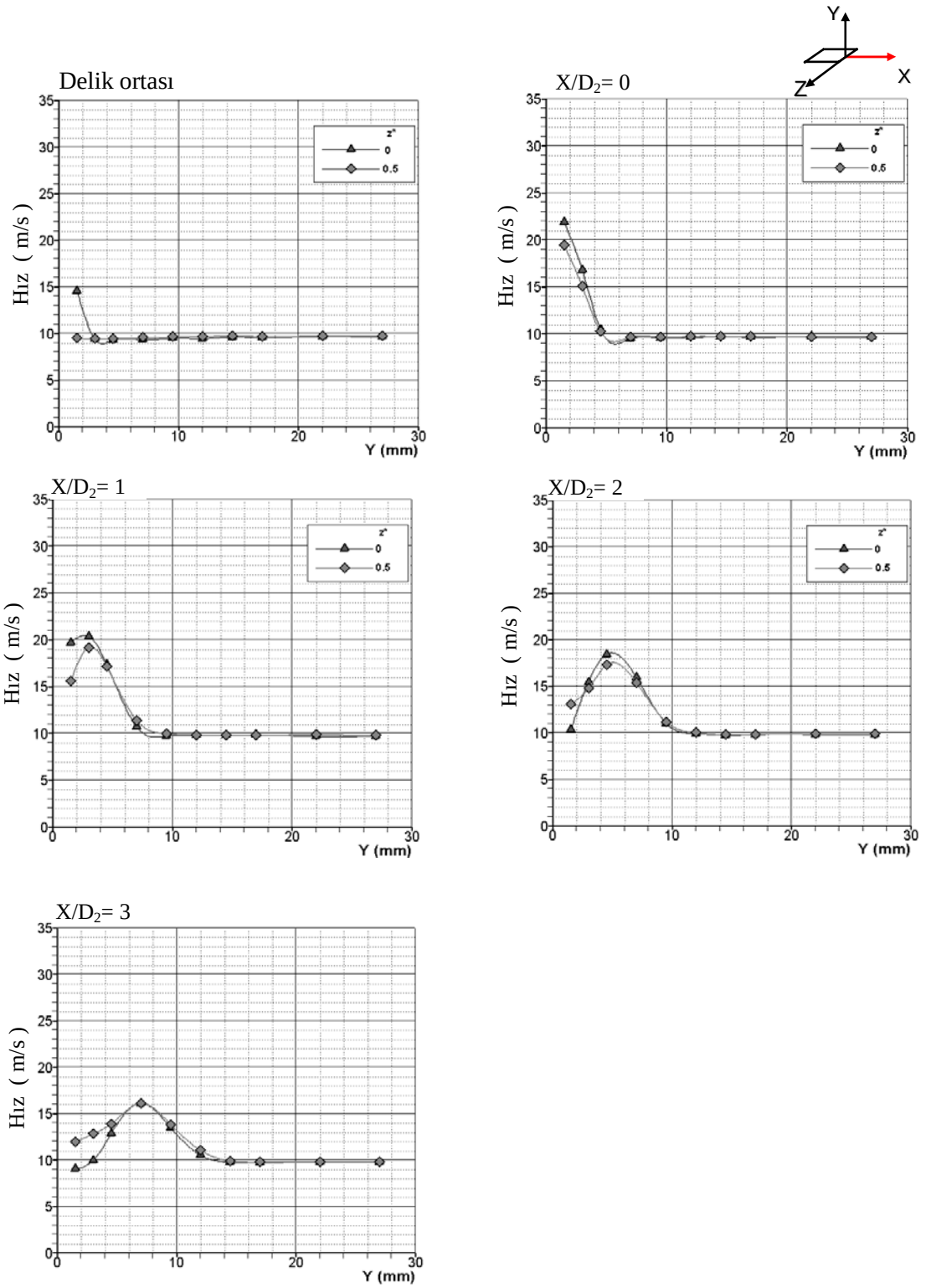
Şekil B.27: Silindirik deliklerde y yönünde değişik konumlar için hız profilleri

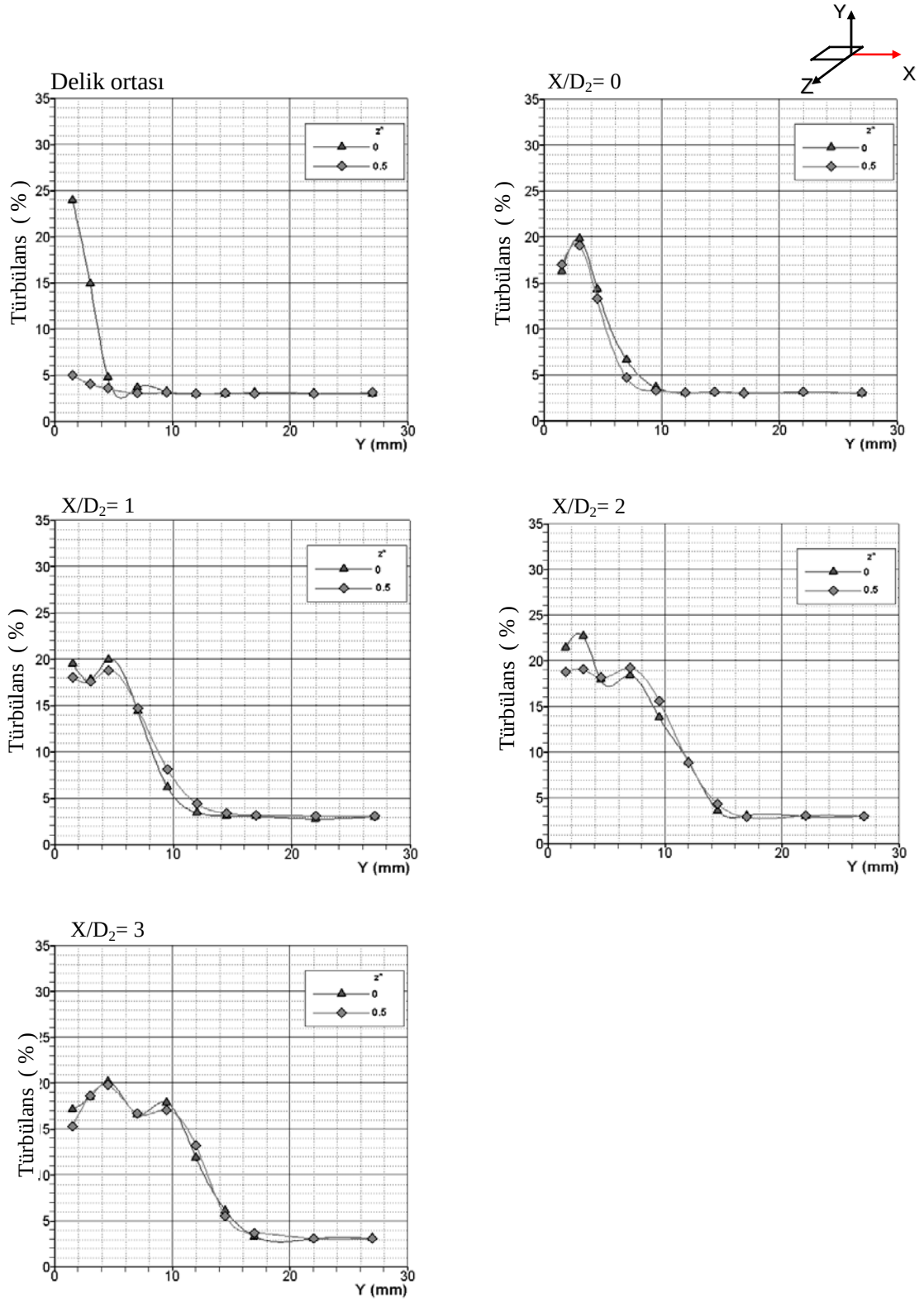


Şekil B.28: Silindirik deliklerde ana akış yönünde değişik konumlar için türbülans değerleri

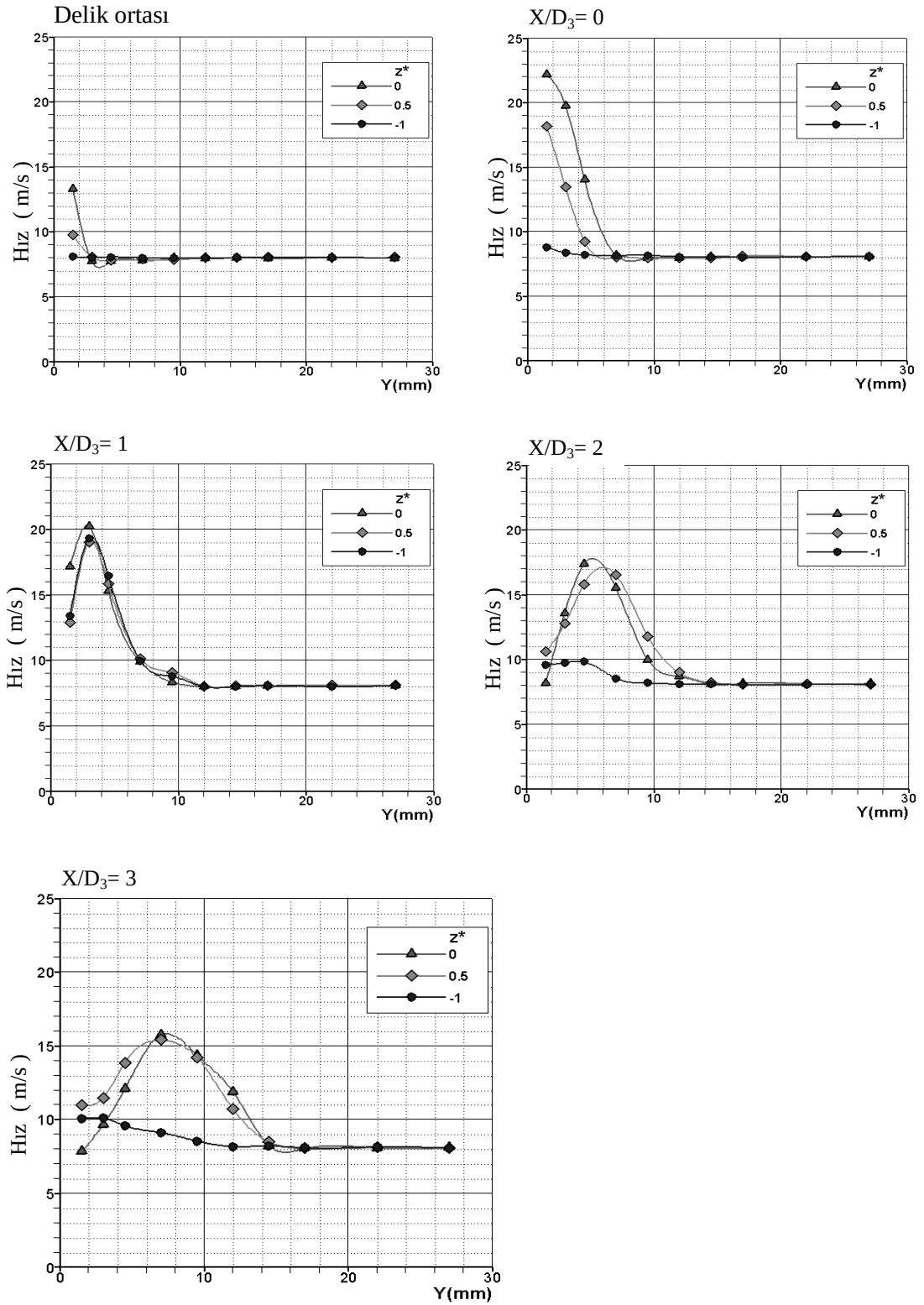
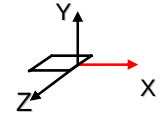


Şekil B.29: Silindirik deliklerde y yönünde değişik konumlar için türbülans değerleri

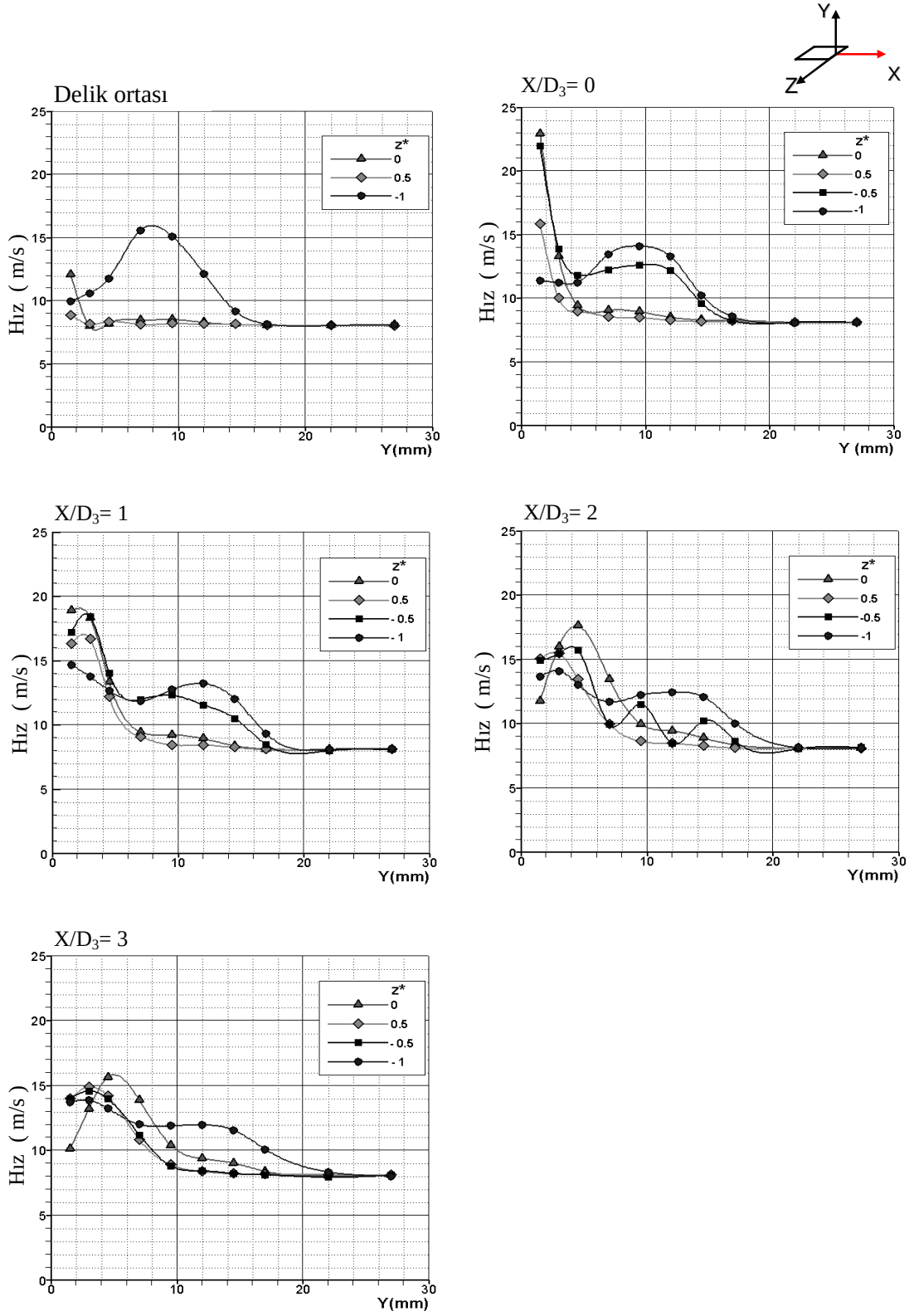




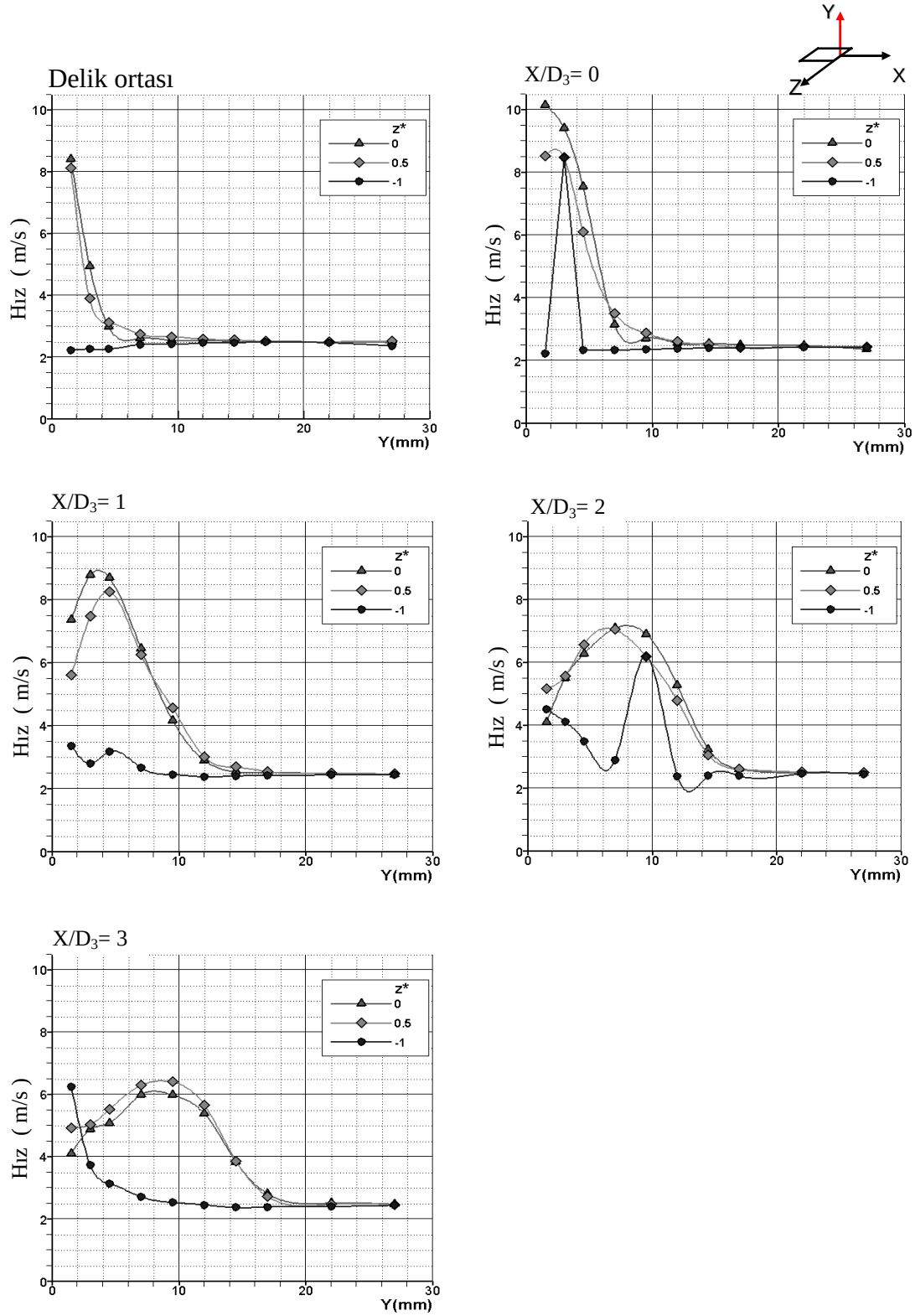
Şekil B.31: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde ana akış yönünde türbülans değerleri



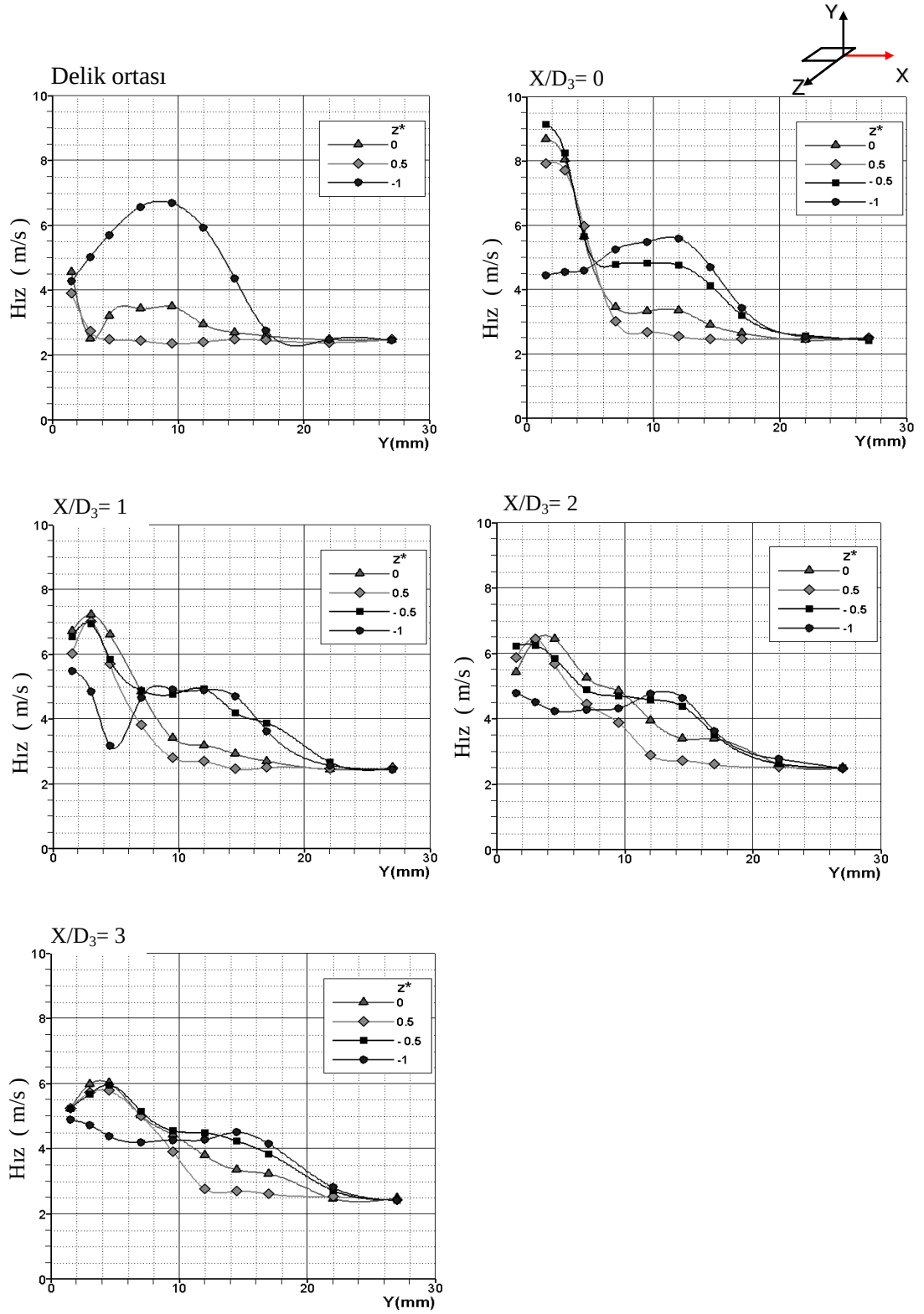
Şekil B.32: Ana akış doğrultusunda 1. sıra delik için çeşitli noktalarda hız profilleri



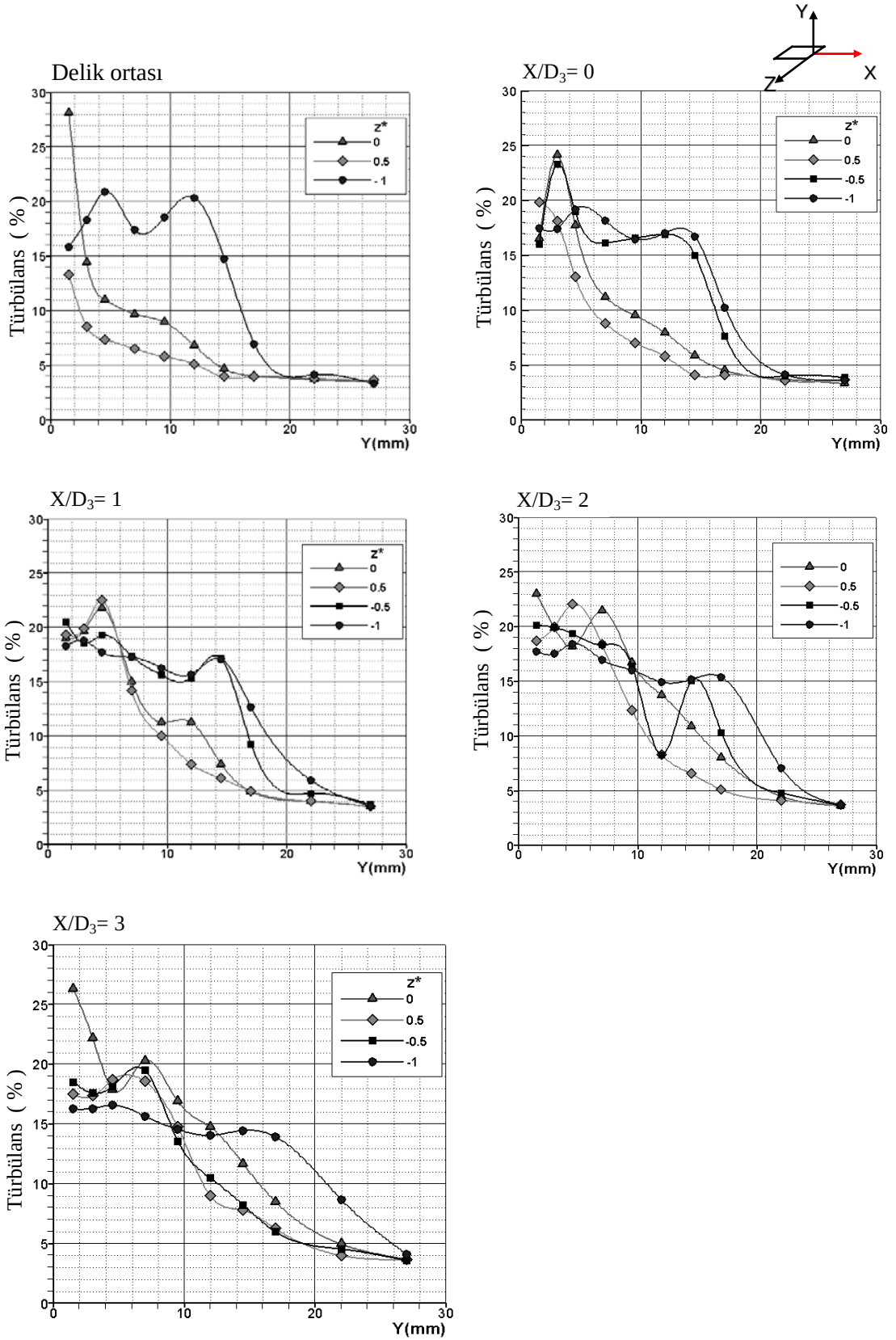
Şekil B.33: Ana akış doğrultusunda 2. sıra delik için çeşitli noktalarda hız profilleri



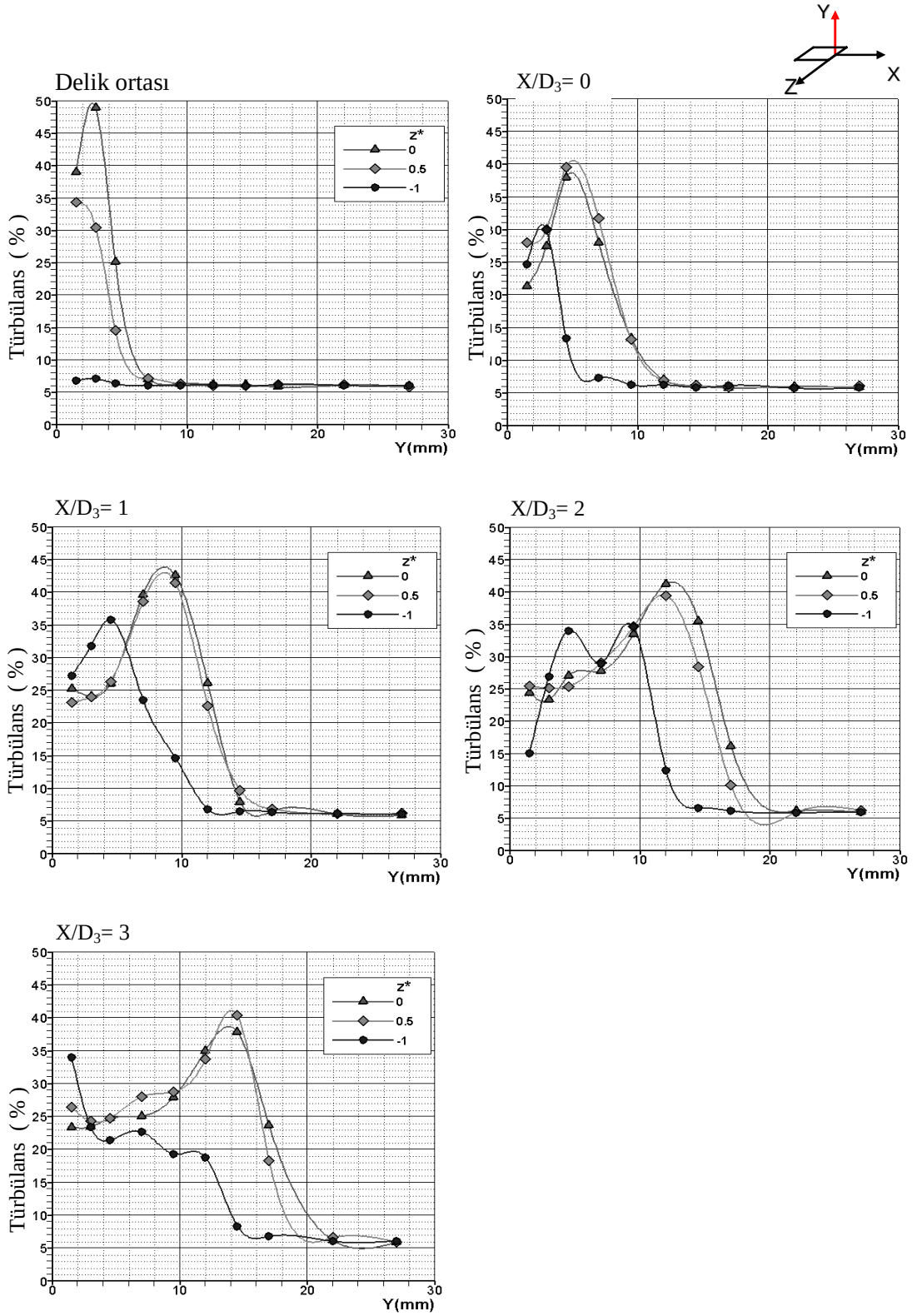
Şekil B.34: 1. sıra delik için y doğrultusunda çeşitli noktalarda hız değişimleri



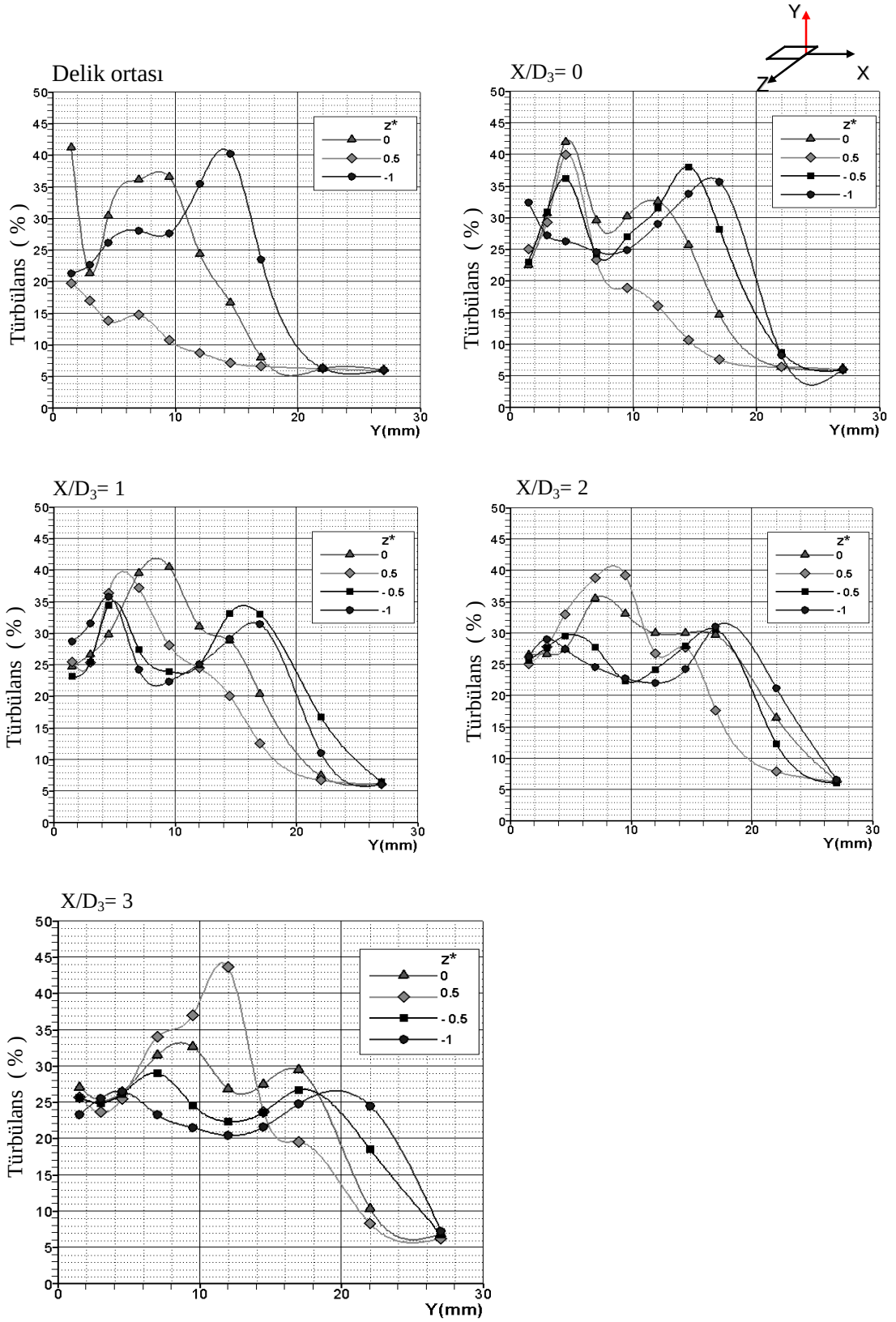
Şekil B.35: 2. sıra delik için y doğrultusunda çeşitli noktalarda hız değişimleri



Şekil B.37: Ana akış doğrultusunda 2. sıra delik için çeşitli noktalarda türbülans ölçümleri

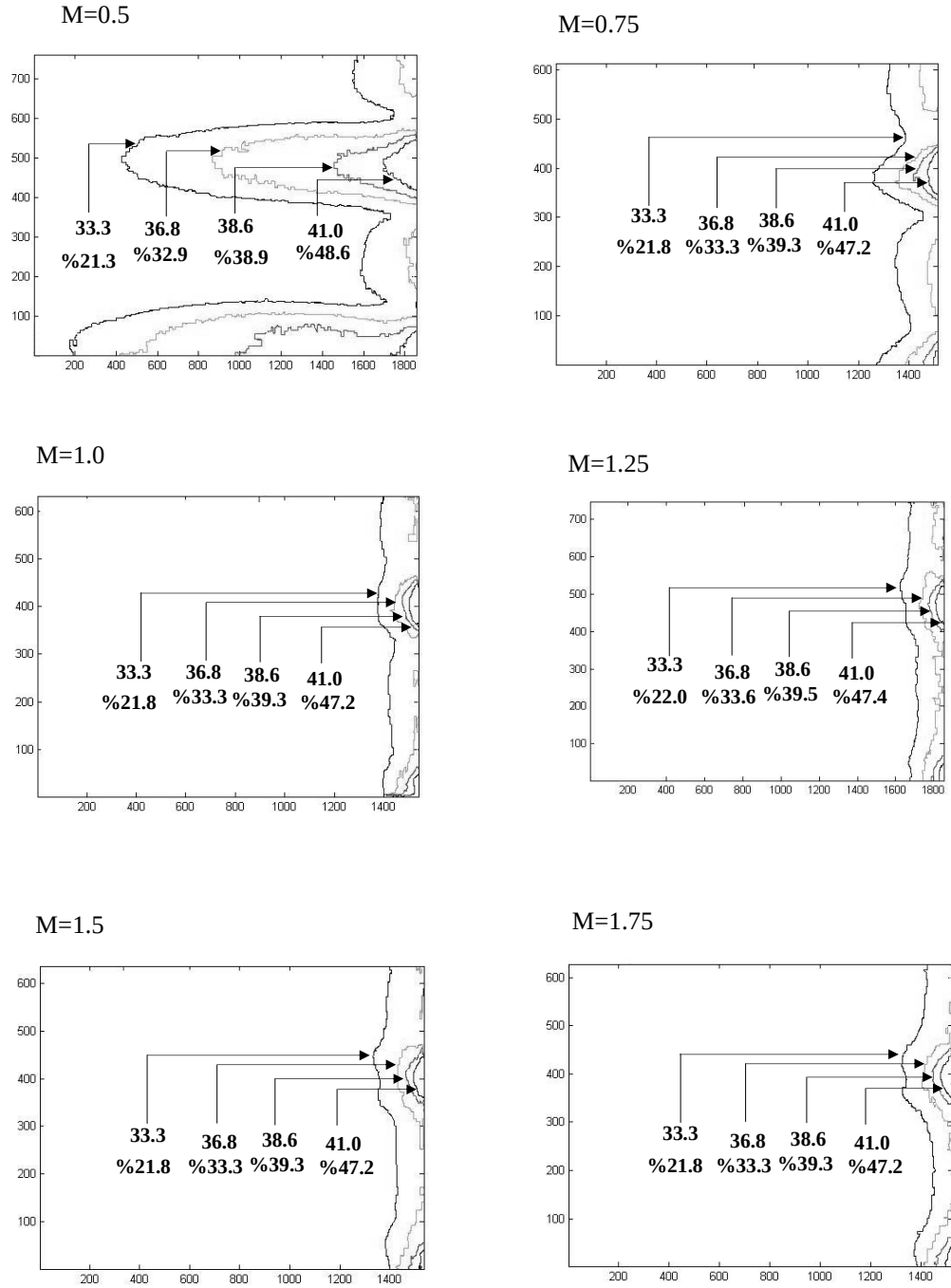


Şekil B.38: y doğrultusunda 1. sıra delik için çeşitli noktalarda türbülans ölçümleri

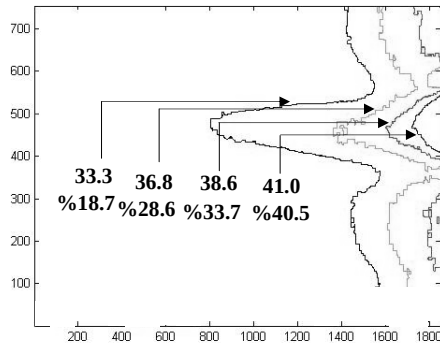


Şekil B.39: y doğrultusunda 2. sıra delik için çeşitli noktalarda türbülans ölçümleri

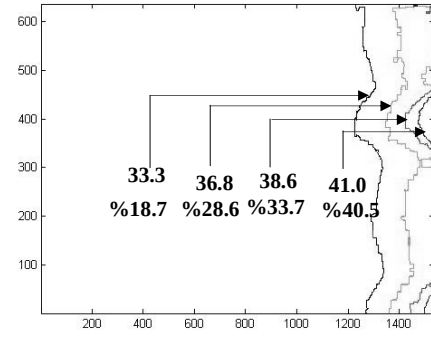
EK-C



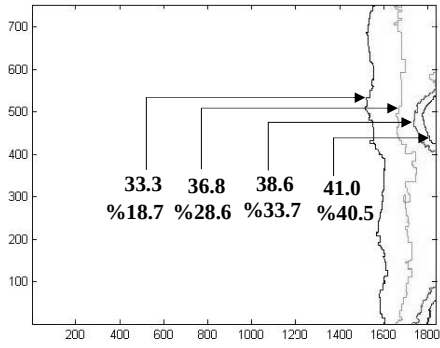
Şekil C.1: 330 K enjeksiyon sıcaklığında farklı üfleme oranlarında sıcaklık veya soğutma etkenliği eğrileri



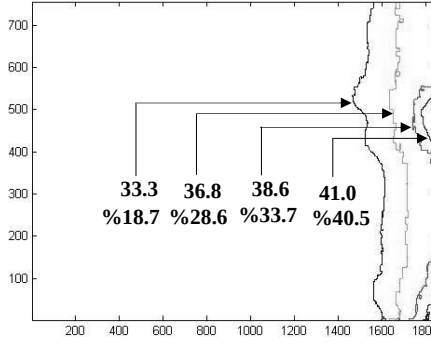
M=0.75



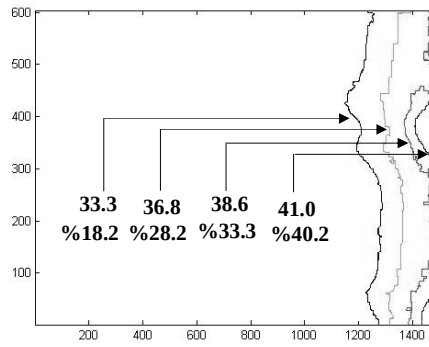
M=1.0



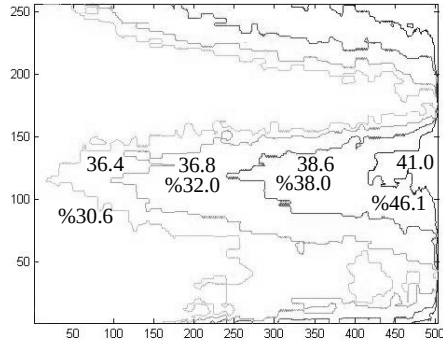
M=1.5



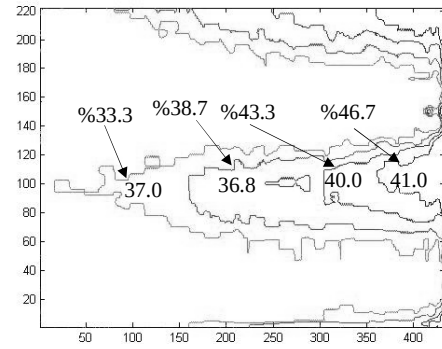
M=1.75



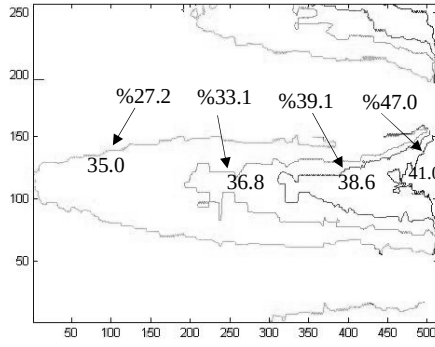
Şekil C.2: 335 K enjeksiyon sıcaklığında farklı üfleme oranlarında sıcaklık veya soğutma etkenliği eğrileri



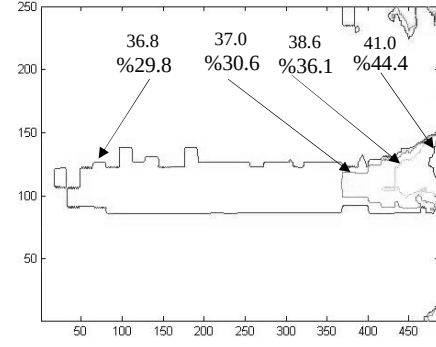
M=0.75



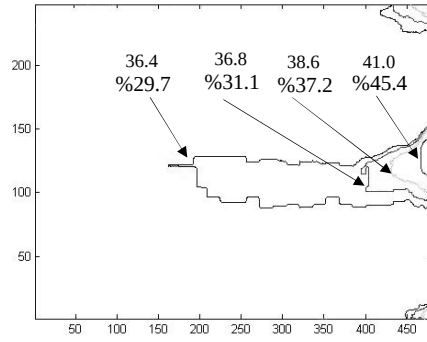
M=1.0



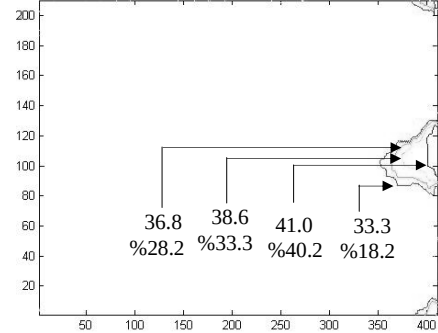
M=1.25



M=1.5

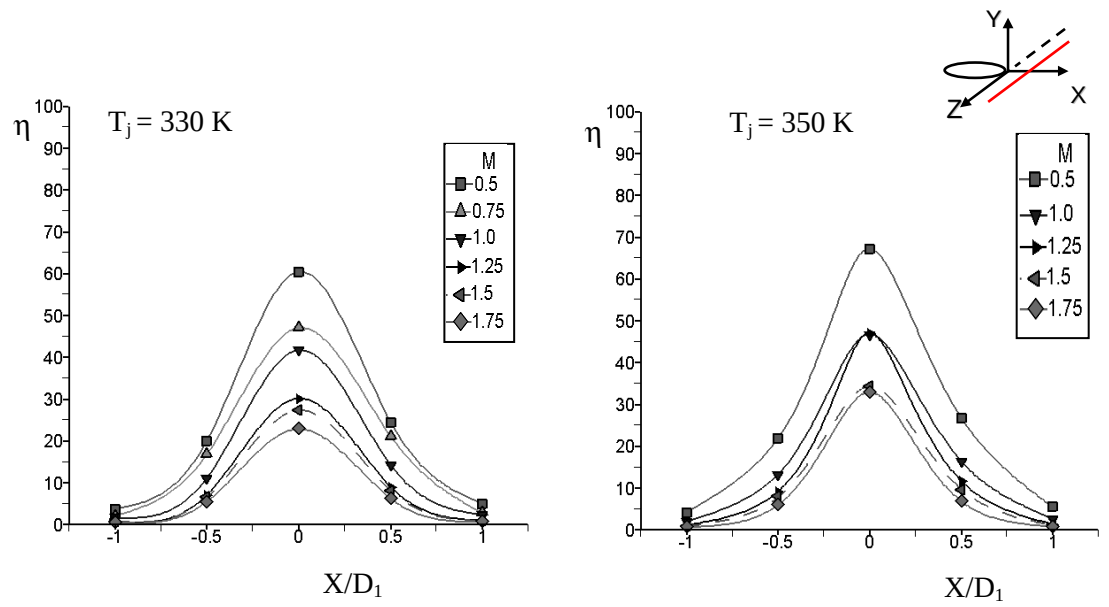
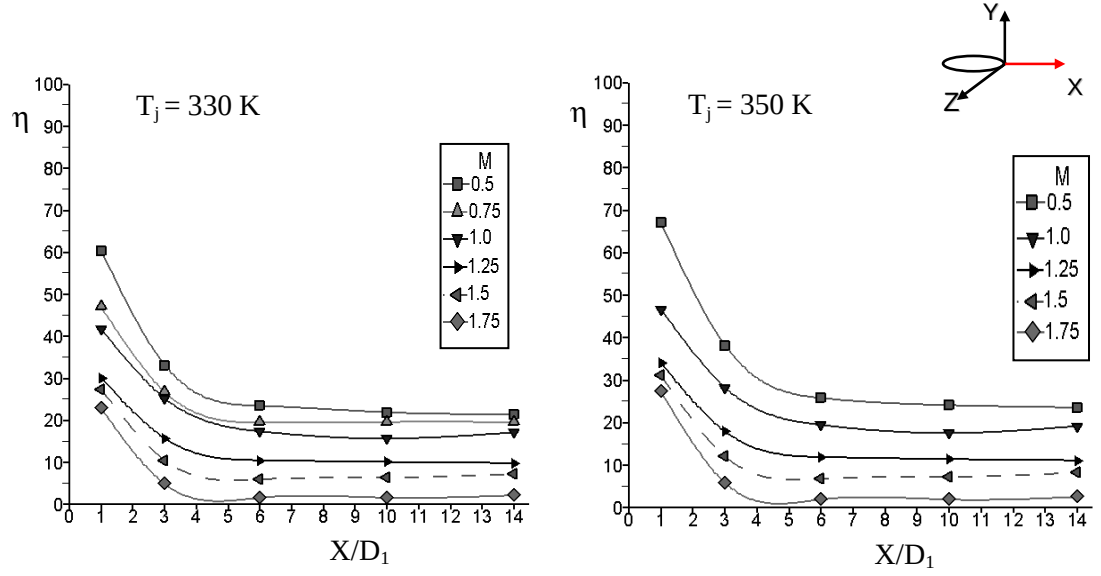


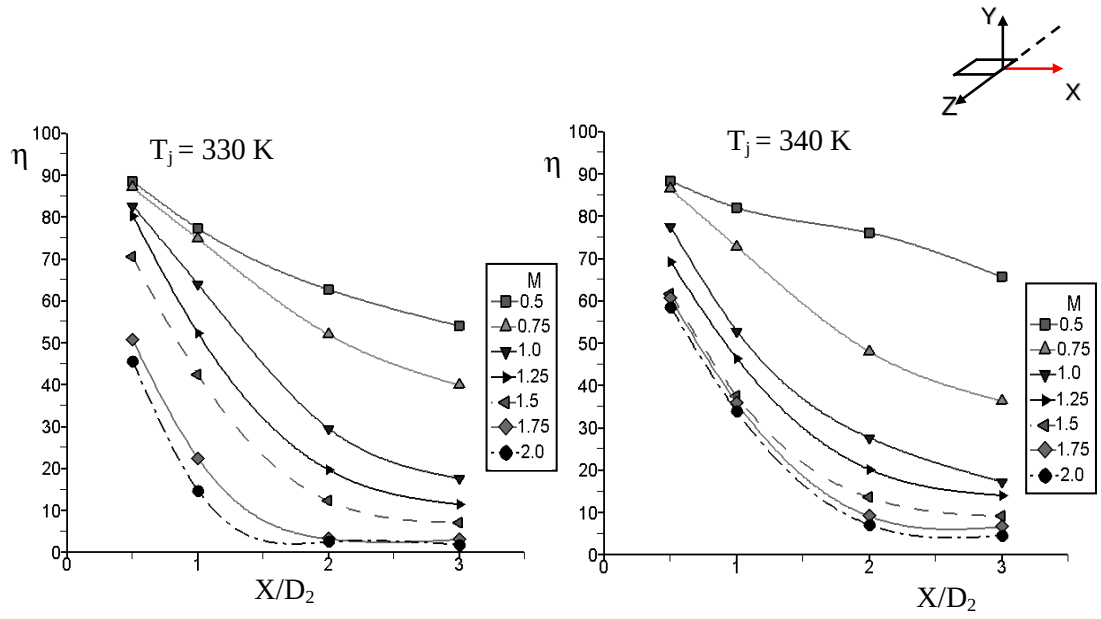
M=1.75



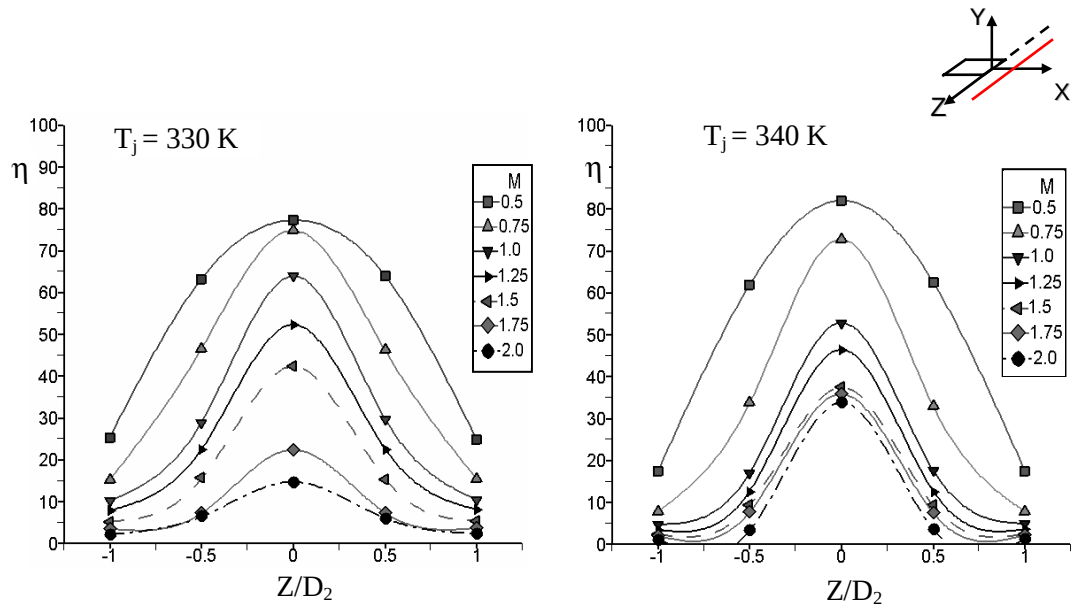
Şekil C.3: 330 K enjeksiyon sıcaklığında farklı üfleme oranlarında sıcaklık veya soğutma etkenliği eğrileri

EK-D

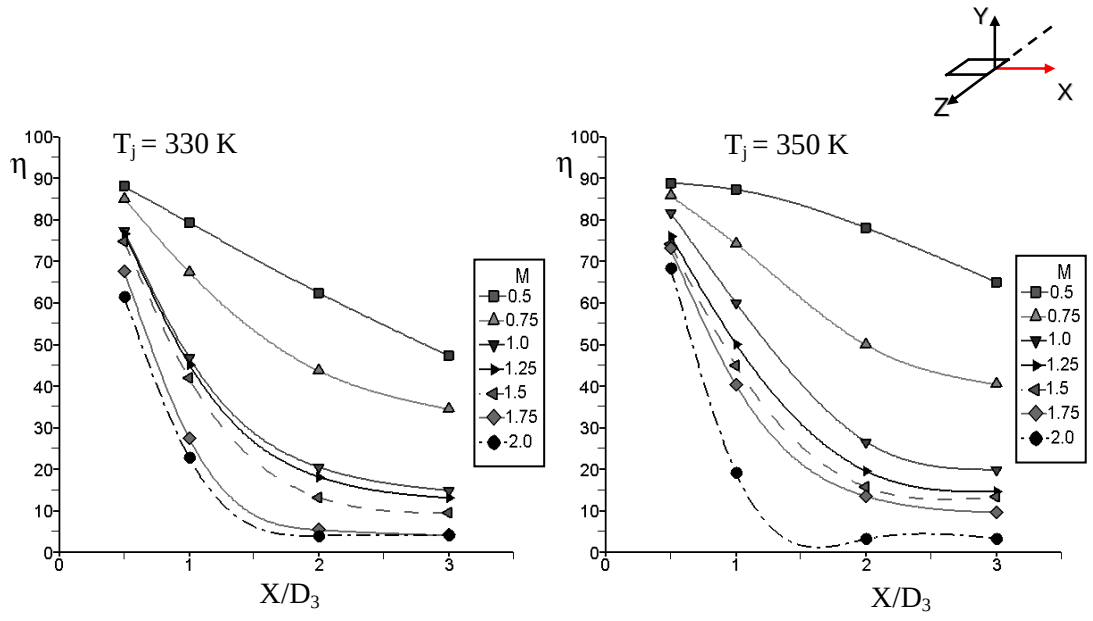




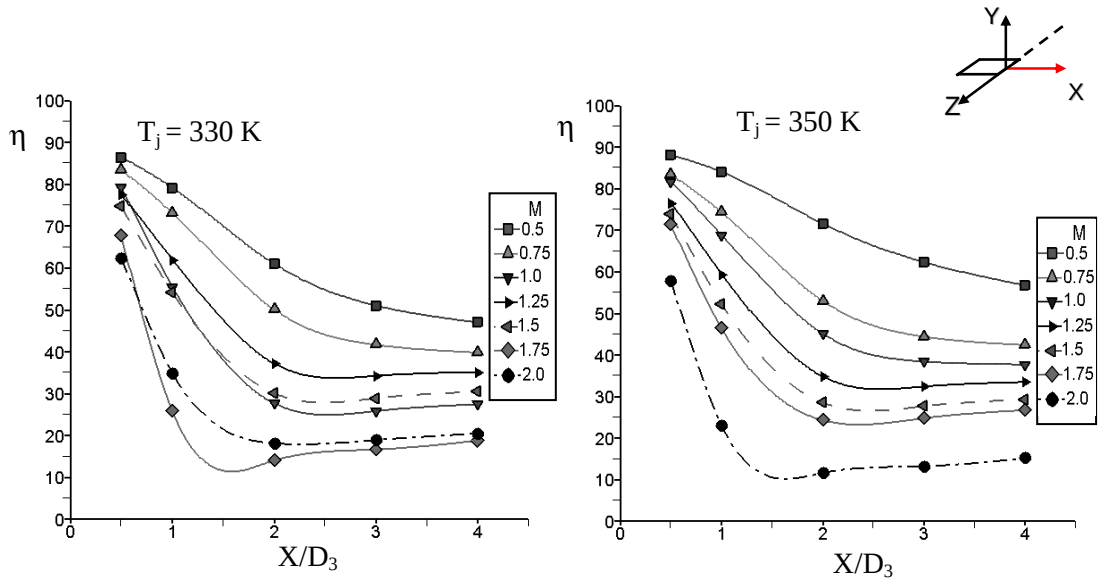
Şekil D.2a: Ana akış doğrultusunda film soğutma etkinliği değişimi



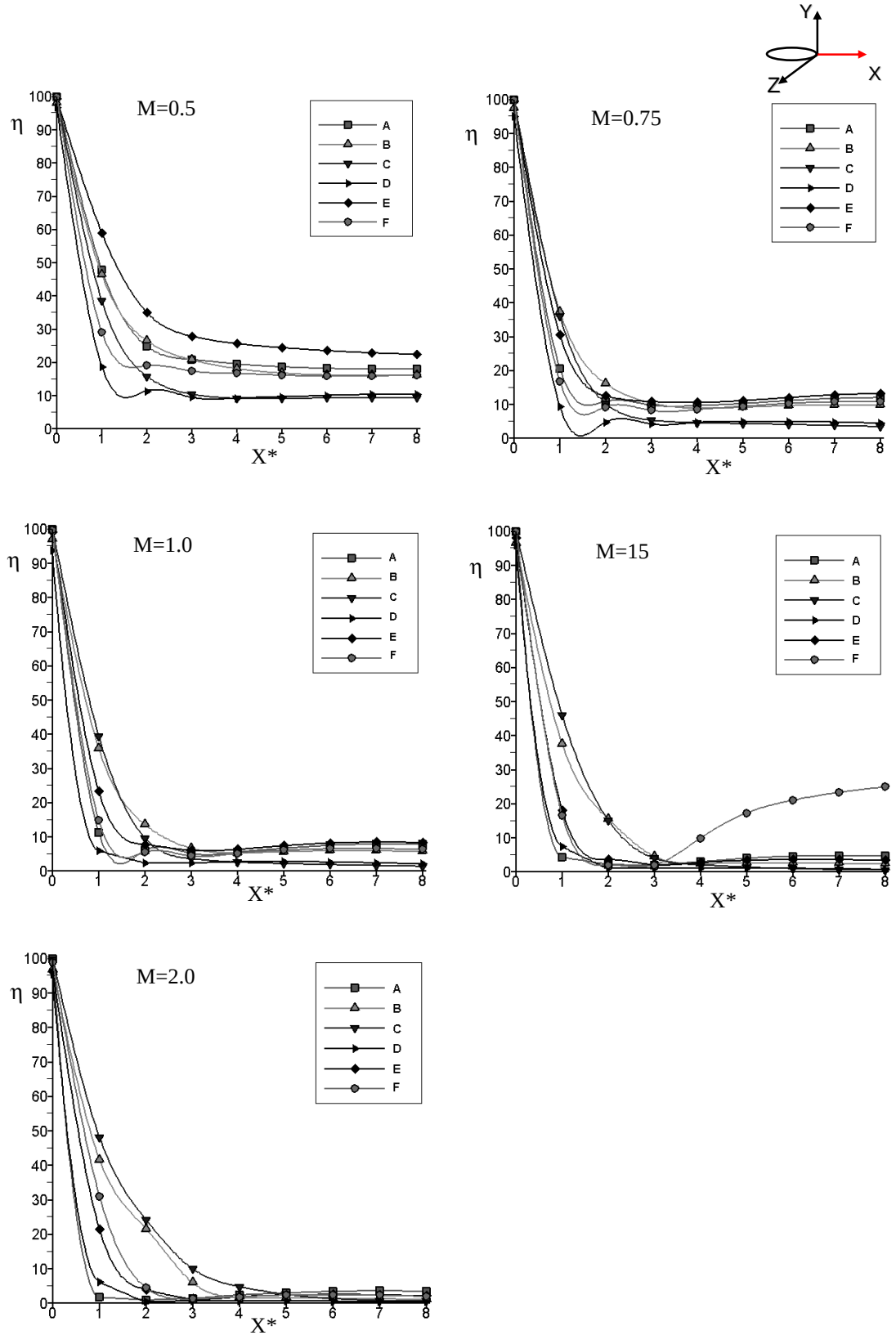
Şekil D.2b: Ana akışa dik doğrultusunda film soğutma etkinliği değişimi



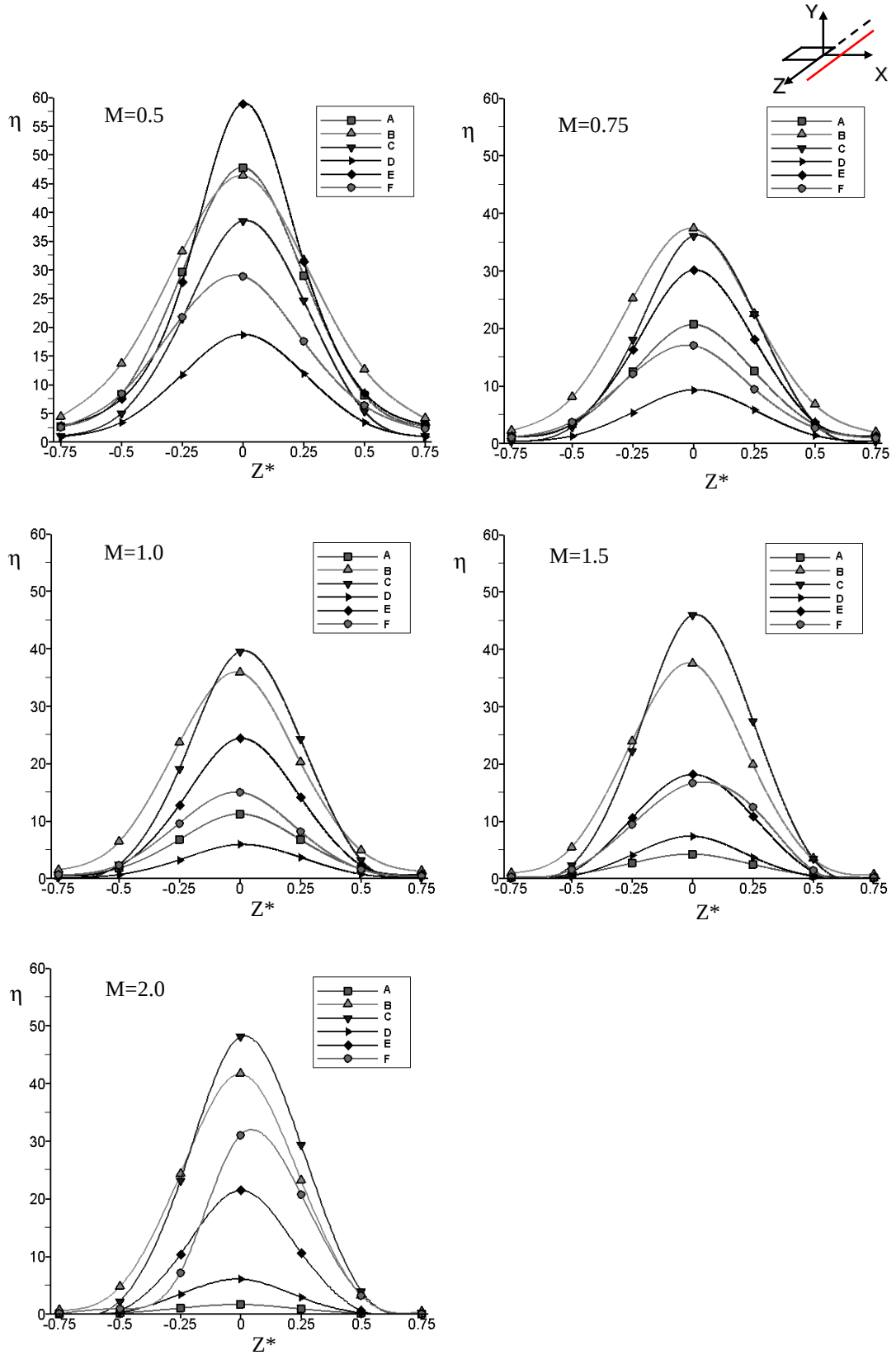
Şekil D.3a: Ana akış doğrultusunda 1.sıra delik için film soğutma etkenliği değişimi



Şekil D.3b: Ana akış doğrultusunda 2.sıra delik için film soğutma etkenliği değişimi

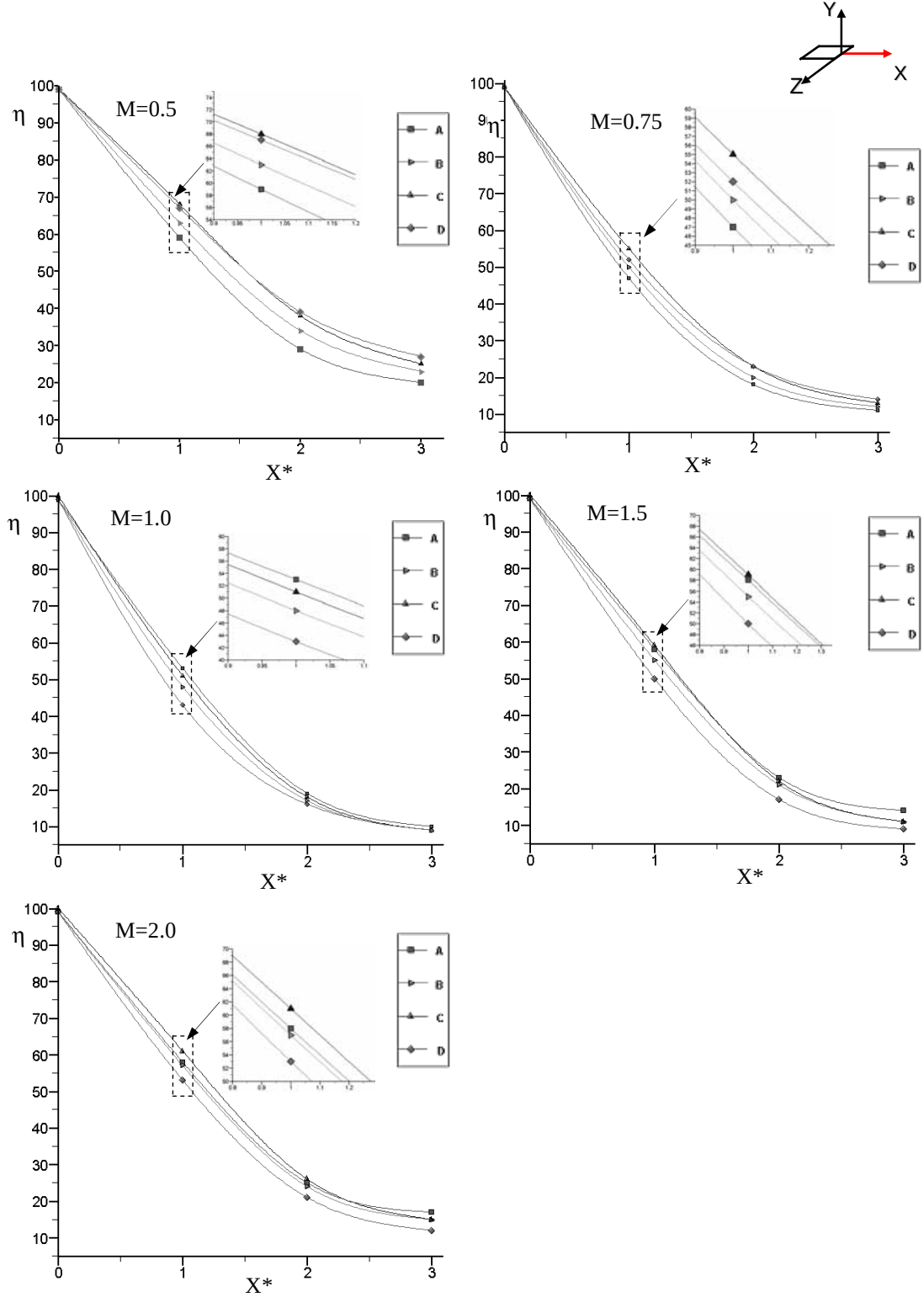


Şekil E.1: Ana akış yönünde değişik üfleme oranı için geometrilerin karşılaştırılması

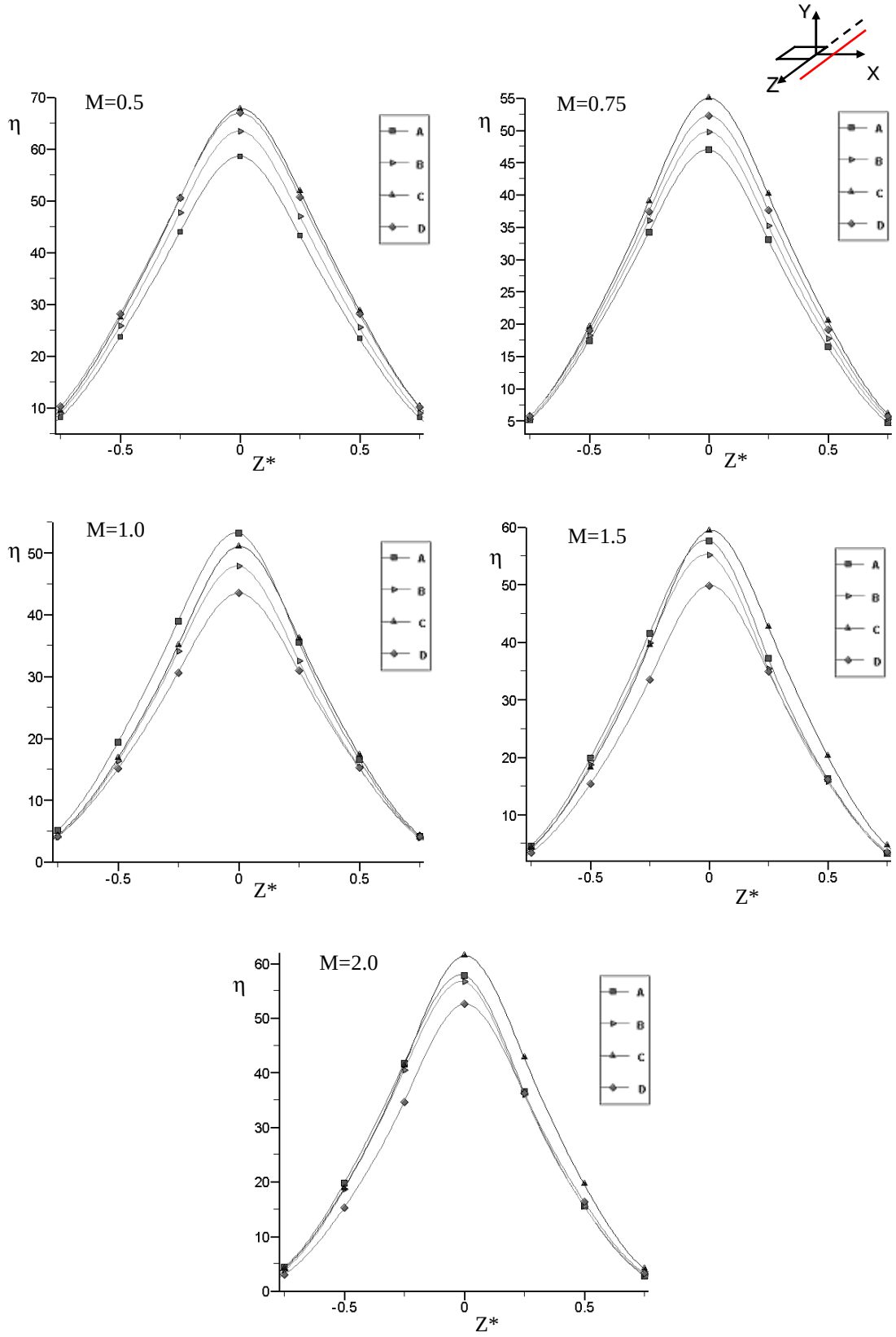


Şekil E.2: Ana akışa dik yönde değişik üfleme oranı için geometrilerin karşılaştırılması

EK-F

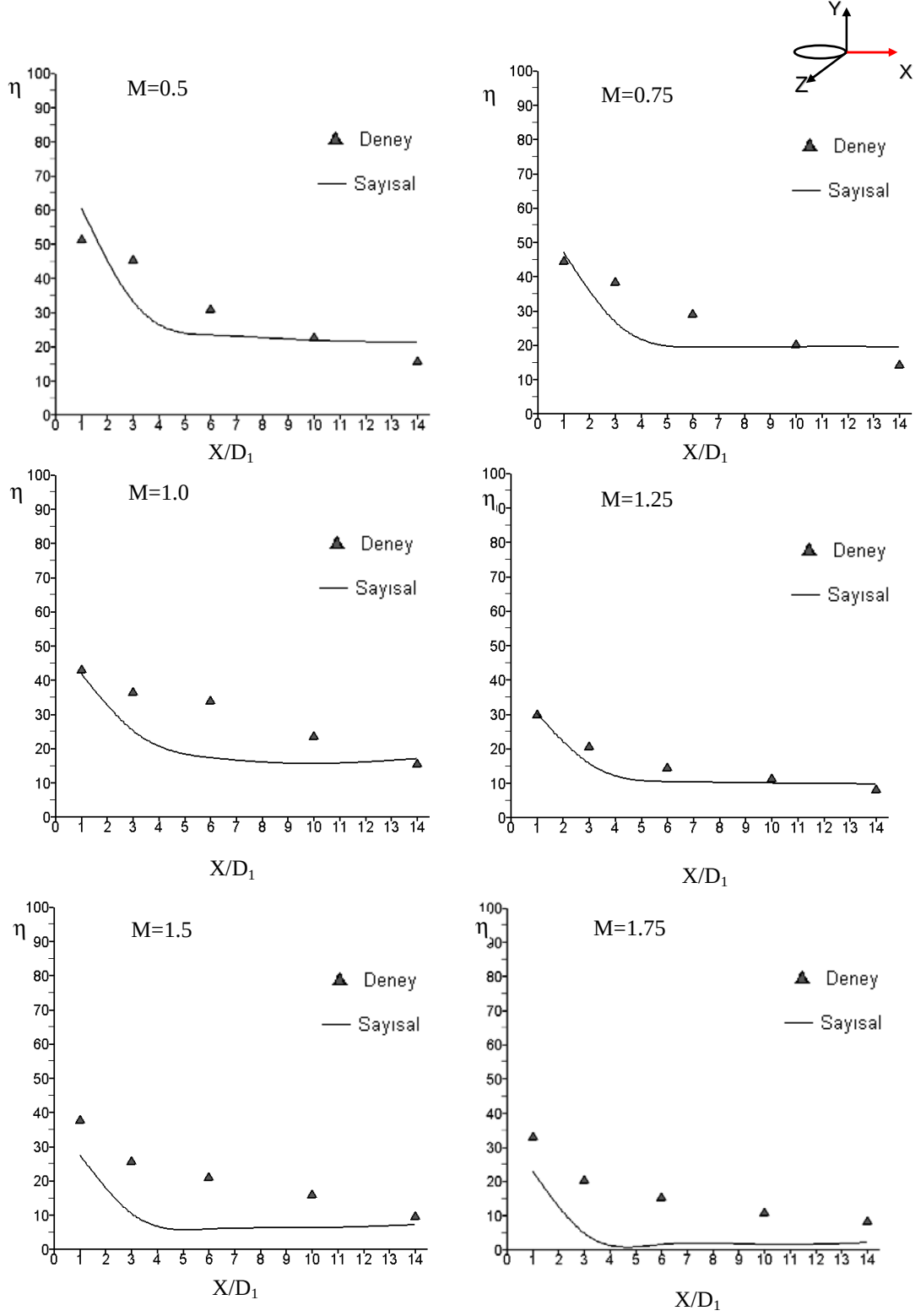


Şekil F.1: Ana akış yönünde değişik üfleme oranı için geometrilerin karşılaştırılması

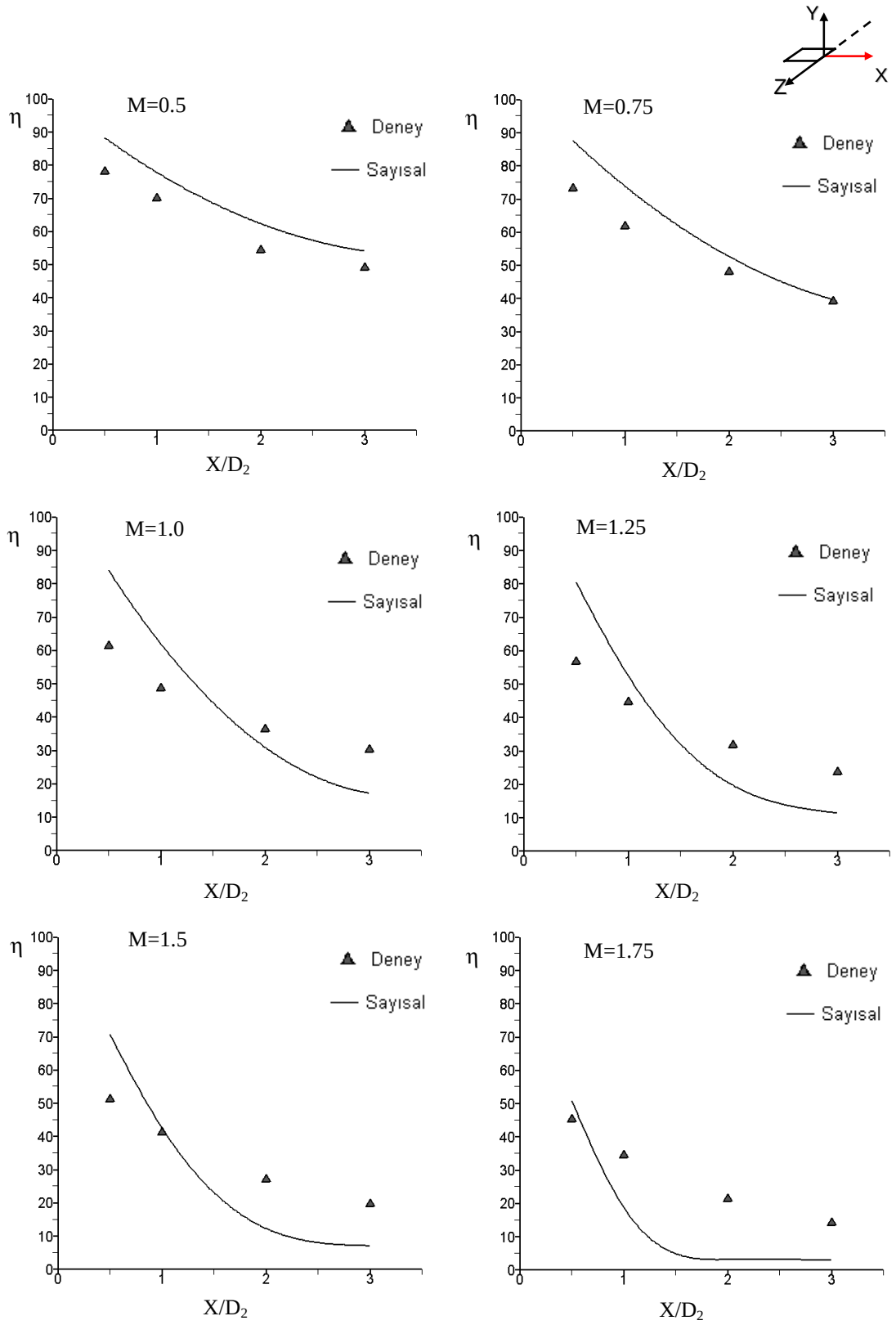


Şekil F.2: Ana akışa dik yönde değişik üfleme oranı için geometrilerin karşılaştırılması

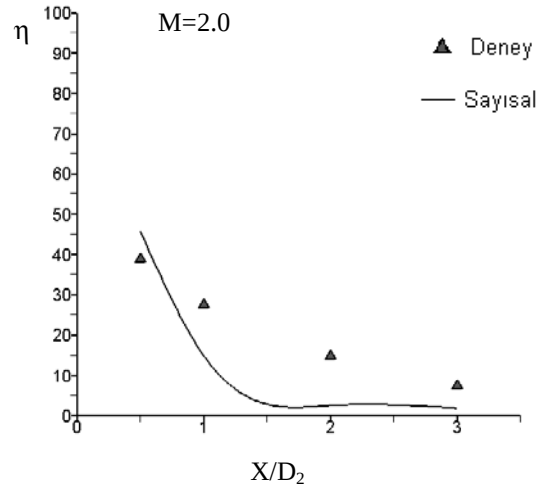
EK-G



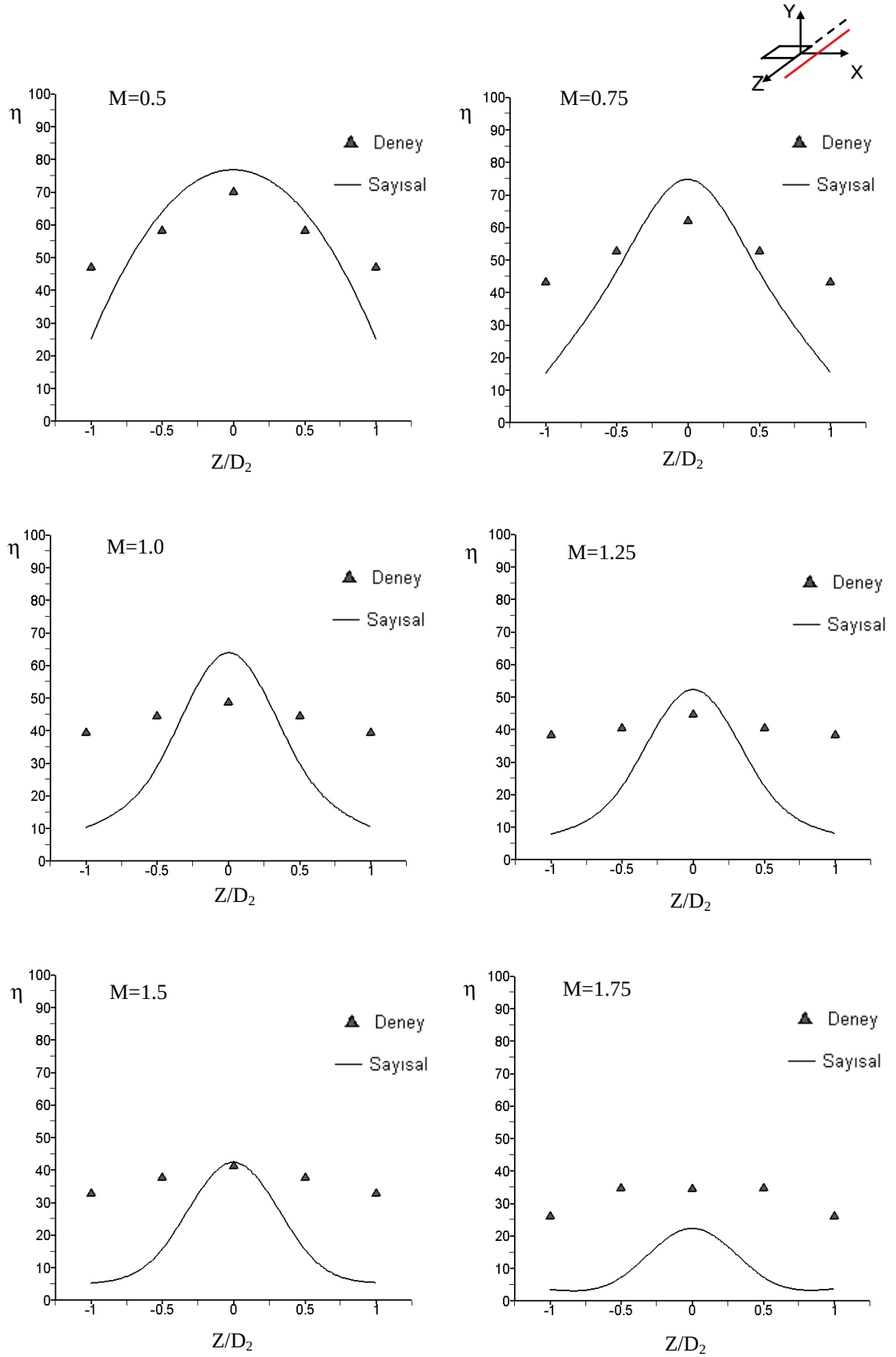
Şekil G.1: Silindirik deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



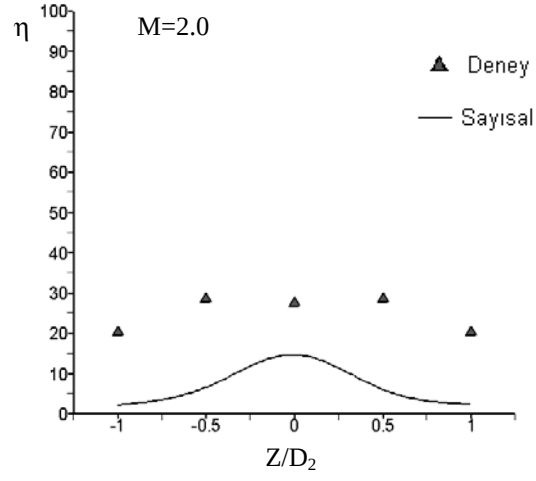
Şekil G.2: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



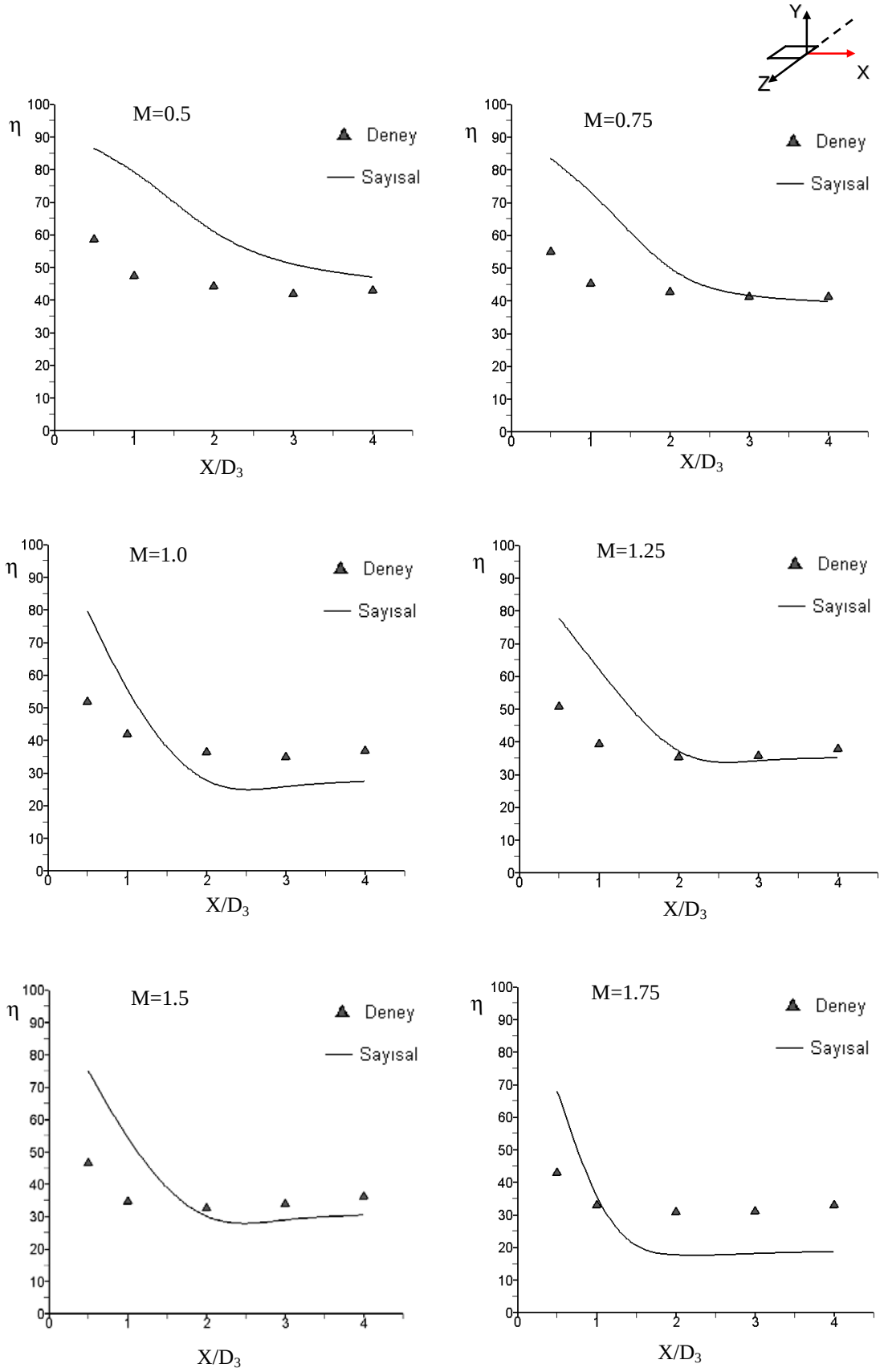
Şekil G.2: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



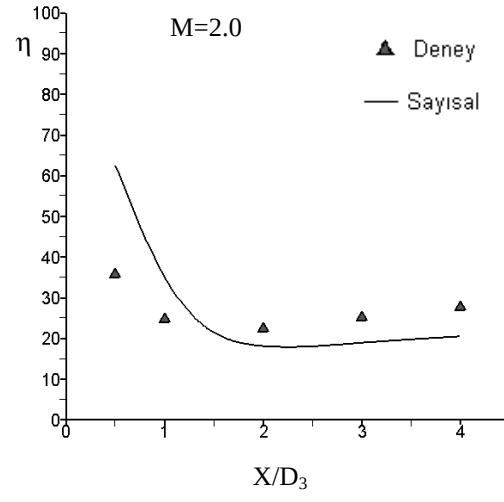
Şekil G.3: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



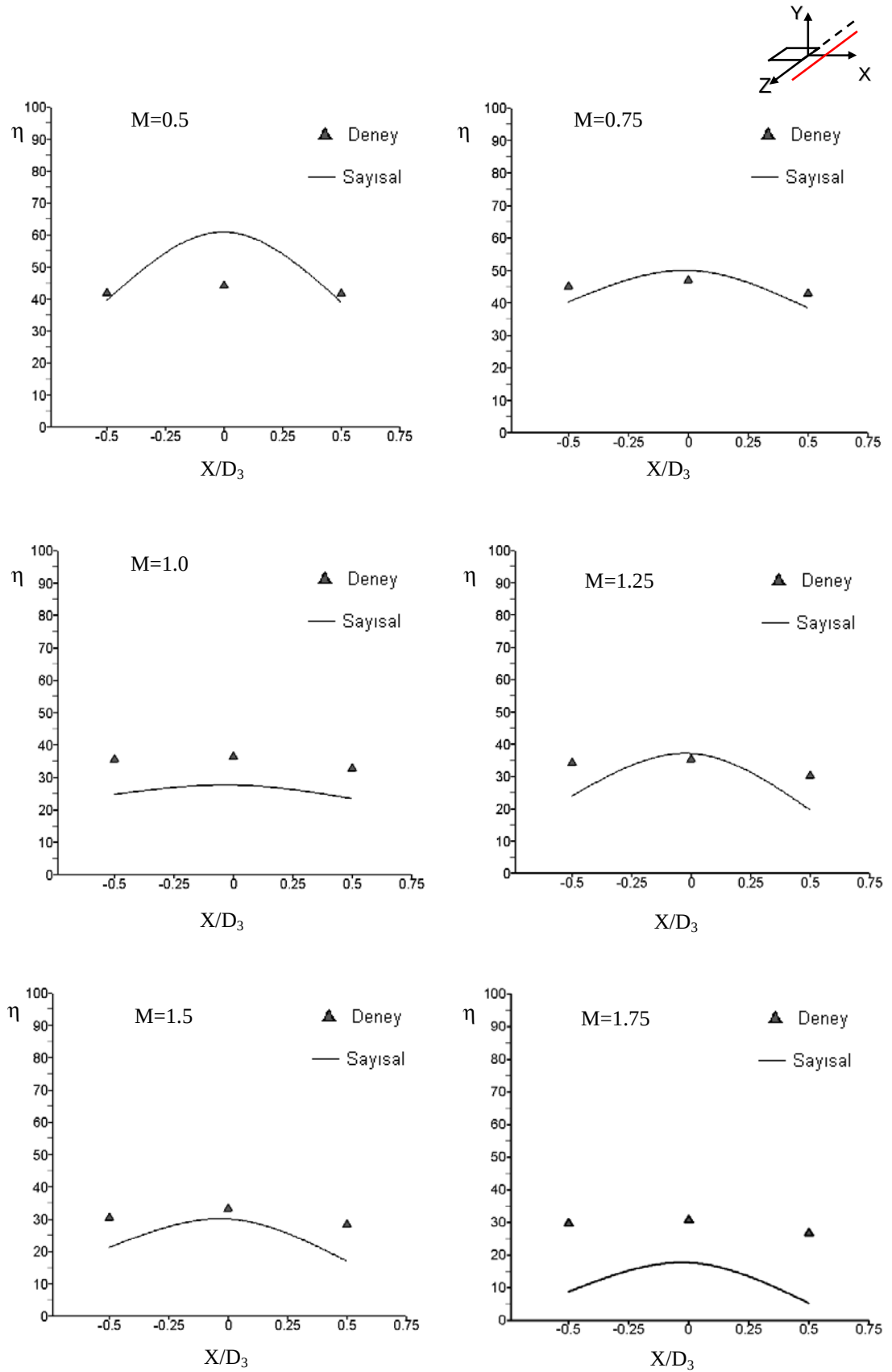
Şekil G.3: Tek sıralı dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



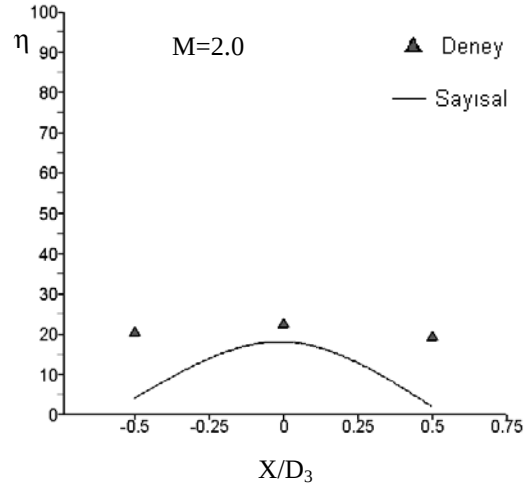
Şekil G.4: İki sıralı, 2.sıra dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



Şekil G.4: İki sıralı, 2.sıra dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



Şekil G.5: İki sıralı, 2.sıra dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması



Şekil G.5: İki sıralı, 2.sıra dikdörtgen deliklerde enjeksiyon sıcaklığı 330 K için deney ve sayısal sonuçların karşılaştırılması

EK-H

DENEY NETİCELERİNİN BELİRLENMESİNDE HATA HESABI

Bu yöntemde göre, sistemde ölçülmesi gereken büyüklük R, ve bu büyüklüğe etki eden n adet bağımsız değişkenler ise $X_1, X_2, X_3, \dots, X_n$ olsun. Bu durumda $R = R(X_1, X_2, X_3, \dots, X_n)$ yazılabilir. Herbir bağımsız değişkene ait hata oranları $w_1, w_2, w_3, \dots, w_n$ ve R büyüklüğünün hata oranı w_R ise aşağıdaki gibi verilir[95].

$$w_R = \left[\left(\frac{\partial R}{\partial X_1} w_1 \right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial X_2} w_2 \right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial R}{\partial X_n} w_n \right)^2 \right]^{1/2} \quad (\text{H.1})$$

Bu tanımlama ile deneysel sonuçlar için hatalar hesaplanmıştır.

$$\text{Debi denklemi denkemi : } \dot{m} = \alpha \varepsilon \frac{\pi}{4} d^2 \sqrt{2 \Delta p \rho} = 98.4 \alpha \varepsilon d^2 \sqrt{h \rho} \quad (\text{H.2})$$

Hata denklemi :

$$w_{\dot{m}} = \left[\left(98.4 \varepsilon d^2 \sqrt{h \rho} w_{\alpha} \right)^2 + \left(98.4 \alpha d^2 \sqrt{h \rho} w_{\varepsilon} \right)^2 + \left(98.8 \alpha \varepsilon d \sqrt{h \rho} w_d \right)^2 + \left(49.2 \alpha \varepsilon d^2 \sqrt{\frac{\rho}{h}} w_h \right)^2 + \left(49.2 \alpha \varepsilon d^2 \sqrt{\frac{h}{\rho}} w_{\rho} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (\text{H.3})$$

$$\text{Enjeksiyon hızı (silindirik delik) : } v_j = 0.116 \frac{\dot{m}}{\rho_j D_1^2} \quad (\text{H.4})$$

Hata denklemi :

$$w_{v_j} = \left[\left(-0.116 \frac{\dot{m}}{D_1^2 \rho_j^2} w_{\rho_j} \right)^2 + \left(-0.232 \frac{\dot{m}}{\rho_j D_1^3} w_{D_1} \right)^2 + \left(\frac{0.116}{\rho_j D_1^2} w_{\dot{m}} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (\text{H.5})$$

$$\text{Enjeksiyon hızı (tek sıralı delik) : } v_j = \frac{\dot{m}}{\rho_j (3ab + 5.5 \cdot 10^{-4})} \quad (\text{H.6})$$

Hata denklemi :

$$w_{V_j} = \left[\left(-1378.8 \frac{\dot{m}}{\rho_j^2} w_{\rho_j} \right)^2 + \left(-37070 \frac{\dot{m}}{\rho_j} w_a \right)^2 + \left(-51328 \frac{\dot{m}}{\rho_j} w_b \right)^2 + \left(\frac{1378.8}{\rho_j} w_{\dot{m}} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (\text{H.7})$$

$$\text{Enjeksiyon hızı (iki sıralı delik) : } V_j = \frac{\dot{m}}{\rho_j (6ab + 5.5 \cdot 10^{-4})} \quad (\text{H.8})$$

Hata denklemi :

$$w_{V_j} = \left[\left(-1110 \frac{\dot{m}}{\rho_j^2} w_{\rho_j} \right)^2 + \left(-48064.9 \frac{\dot{m}}{\rho_j} w_a \right)^2 + \left(-66551.5 \frac{\dot{m}}{\rho_j} w_b \right)^2 + \left(\frac{1110}{\rho_j} w_{\dot{m}} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (\text{H.9})$$

$$\text{Üfleme oranı denklemi : } M = \frac{\rho_j V_j}{\rho_{\infty} V_{\infty}} \quad (\text{H.10})$$

Hata denklemi :

$$w_M = \left[\left(\frac{V_j}{\rho_{\infty} V_{\infty}} w_{\rho_j} \right)^2 + \left(\frac{\rho_j}{\rho_{\infty} V_{\infty}} w_{V_j} \right)^2 + \left(-\frac{V_{\infty} \rho_{\infty} V_j}{\rho_{\infty}^2 V_{\infty}^2} w_{\rho_{\infty}} \right)^2 + \left(-\frac{\rho_j V_j}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2} w_{V_{\infty}} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (\text{H.11})$$

$$\text{Film soğutma etkenliği dneklemleri : } \eta = \frac{T_{ad} - T_{\infty}}{T_j - T_{\infty}} \quad (\text{H.12})$$

Hata denklemi :

$$w_{\eta} = \left[\left(\frac{\partial \eta}{\partial T_{ad}} w_{T_{ad}} \right)^2 + \left(\frac{\partial \eta}{\partial T_{\infty}} w_{T_{\infty}} \right)^2 + \left(\frac{\partial \eta}{\partial T_j} w_{T_j} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (\text{H.13})$$

Debi ölçümünde genişleme faktörü hatası TS 1423'de belirttiği gibi $w_{\epsilon} = 0.005$ olarak, orifis iç çapındaki ölçüm hatası $w_d = 2.5 \cdot 10^{-4}$ m alınmıştır. Enjeksiyon hız ölçümlerinde D_1 enjeksiyon delik çapı ölçüm hatası $w_{D_1} = 4.25 \cdot 10^{-5}$ m, dikdörtgen

deliklerde delik kesiti a ve b uzunlukları ölçüm hataları sırasıyla $w_a = 4.5 \cdot 10^{-5}$ m ve $w_b = 3.25 \cdot 10^{-5}$ m olarak alınmıştır.

Silindirik delikler için hata sonuçları Tablo H.1’de, tek sıra ve iki sıralı delikler için Tablo H.2 ve Tablo H.3’de verilmiştir. Örnek olarak, silindirik deliklerde film soğutma etkenliğine üfleme oranının etkisinde gözönüne alarak, enjeksiyon sıcaklığı 330 K ve 1.75 üfleme oranı için ana akış doğrultusunda hata aralıkları Şekil H.1 de gösterilmiştir.

Tablo H.1: Silindirik delikler için yapılan deneylerde hata analizi

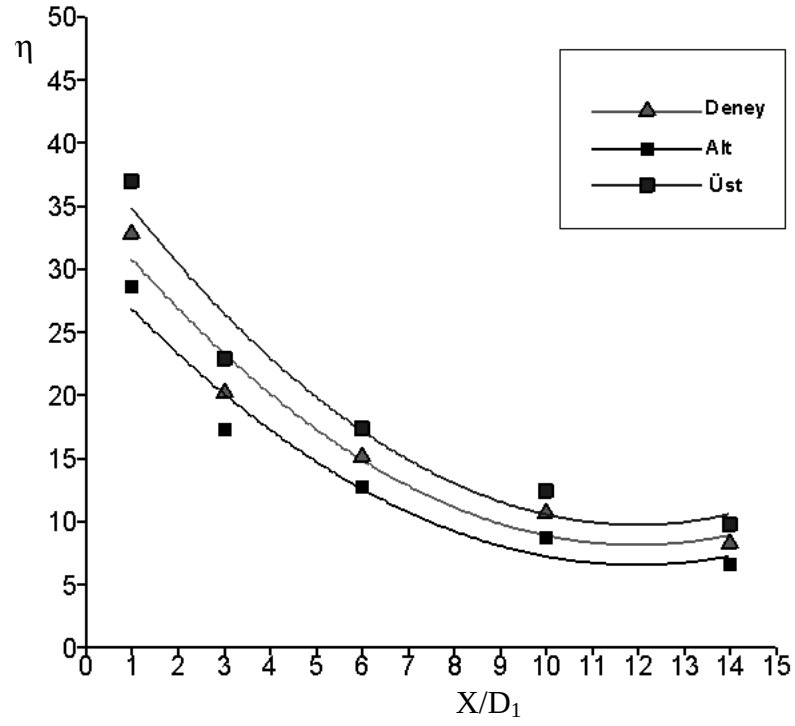
Deney No	α w_α %	Δh w_h %	ρ_j w_{ρ_j} %	ρ_∞ w_{ρ_∞} %	T_{ad} $w_{T_{ad}}$ %	T_∞ w_{T_∞} %	T_j w_{T_j} %	$\dot{m}$ w_m %	V_j w_{V_j} %	V_∞ w_{V_∞} %	M w_M %	η w_η %
1	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$0.65 \cdot 10^{-3}$ $8.125 \cdot 10^{-5}$ 12.5	1.0782 0.0216 2	1.1859 $5.930 \cdot 10^{-4}$ 0.05	39.2 0.392 1	25.2 0.01275 0.05	52.0 0.026 0.05	0.0041 $2.60 \cdot 10^{-4}$ 6.34	6.09 0.410 6.74	10.82 0.108 1	0.5 0.036 7.26	0.52 0.0145 2.79
2	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$1.42 \cdot 10^{-3}$ $1.775 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0782 0.0216 2	1.1976 $5.988 \cdot 10^{-4}$ 0.05	34.3 0.343 1	22.7 0.01135 0.05	52.0 0.026 0.05	0.0062 $3.91 \cdot 10^{-4}$ 6.31	9.14 0.618 6.76	10.82 0.108 1	0.75 0.054 7.20	0.39 0.0296 7.58
3	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$2.60 \cdot 10^{-3}$ $3.250 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0782 0.0216 2	1.1873 $5.937 \cdot 10^{-4}$ 0.05	34.5 0.345 1	24.9 0.01245 0.05	52.0 0.026 0.05	0.0083 $5.30 \cdot 10^{-4}$ 6.38	12.18 0.835 6.86	10.82 0.108 1	1.0 0.073 7.26	0.35 0.0127 3.64
4	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$4.01 \cdot 10^{-3}$ $5.013 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0782 0.0216 2	1.1896 $5.948 \cdot 10^{-4}$ 0.05	33.0 0.330 1	24.4 0.01220 0.05	52.0 0.026 0.05	0.0101 $6.58 \cdot 10^{-4}$ 6.51	15.23 1.035 6.80	10.82 0.108 1	1.25 0.090 7.25	0.31 0.012 3.84
5	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$5.87 \cdot 10^{-3}$ $7.338 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0782 0.0216 2	1.1826 $5.913 \cdot 10^{-4}$ 0.05	35.6 0.356 1	25.9 0.01295 0.05	52.0 0.026 0.05	0.0123 $7.96 \cdot 10^{-4}$ 6.47	18.28 1.254 6.86	10.82 0.108 1	1.5 0.111 7.39	0.37 0.023 6.21
6	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$8.00 \cdot 10^{-3}$ $1.000 \cdot 10^{-3}$ 12.5	1.0782 0.0216 2	1.1939 $5.970 \cdot 10^{-4}$ 0.05	33.0 0.300 1	23.5 0.01175 0.05	52.0 0.026 0.05	0.0145 $9.28 \cdot 10^{-4}$ 6.40	21.34 1.460 6.86	10.82 0.108 1	1.75 0.128 7.29	0.33 0.0116 3.47
7	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$0.65 \cdot 10^{-3}$ $8.125 \cdot 10^{-5}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1840 $5.920 \cdot 10^{-4}$ 0.05	51.0 0.510 1	25.6 0.01280 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0039 $2.55 \cdot 10^{-4}$ 6.54	6.35 0.433 6.83	10.34 0.103 1	0.5 0.037 7.43	0.49 $9.95 \cdot 10^{-3}$ 2.03
8	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$2.61 \cdot 10^{-3}$ $3.363 \cdot 10^{-4}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1826 $5.913 \cdot 10^{-4}$ 0.05	44.8 0.448 1	25.9 0.01295 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0079 $5.11 \cdot 10^{-4}$ 6.47	12.69 0.870 6.85	10.34 0.103 1	1.0 0.074 7.40	0.37 $8.78 \cdot 10^{-3}$ 2.38
9	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$4.08 \cdot 10^{-3}$ $5.100 \cdot 10^{-4}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1859 $5.930 \cdot 10^{-4}$ 0.05	42.6 0.426 1	25.2 0.01260 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0099 $6.40 \cdot 10^{-4}$ 6.47	15.86 1.090 6.87	10.34 0.103 1	1.25 0.093 7.43	0.33 $8.23 \cdot 10^{-3}$ 2.49
10	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$5.88 \cdot 10^{-3}$ $7.350 \cdot 10^{-4}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1859 $5.930 \cdot 10^{-4}$ 0.05	43.4 0.434 1	25.2 0.01260 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0119 $7.66 \cdot 10^{-4}$ 6.44	19.04 1.304 6.85	10.34 0.103 1	1.5 0.111 7.41	0.35 $8.38 \cdot 10^{-3}$ 2.40
11	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$8.00 \cdot 10^{-3}$ $1.000 \cdot 10^{-3}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1859 $5.930 \cdot 10^{-4}$ 0.05	43.0 0.430 1	25.2 0.01260 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0138 $8.95 \cdot 10^{-4}$ 6.49	22.21 1.523 6.86	10.34 0.103 1	1.75 0.130 7.47	0.34 $8.30 \cdot 10^{-3}$ 2.44

Tablo H.2: Tek sıralı dikdörtgen delikler için yapılan deneylerde hata analizi

Deney No	α w_α %	Δh w_h %	ρ_j $w_{\rho j}$ %	ρ_∞ $w_{\rho\infty}$ %	T_{ad} w_{Tad} %	T_∞ $w_{T\infty}$ %	T_j w_{Tj} %	$\dot{m}$ w_m %	V_j w_{Vj} %	V_∞ $w_{V\infty}$ %	M w_M %	η w_η %
1	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$0.63 \cdot 10^{-3}$ $7.88 \cdot 10^{-5}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1688 $5.844 \cdot 10^{-4}$ 0.05	48.7 0.487 1	29.4 0.0147 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0040 $2.58 \cdot 10^{-4}$ 6.45	5.20 0.125 2.41	9.50 0.095 1	0.5 0.016 3.24	0.70 0.018 2.51
2	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$1.40 \cdot 10^{-3}$ $1.75 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1688 $5.844 \cdot 10^{-4}$ 0.05	46.5 0.465 1	29.4 0.0147 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0060 $3.83 \cdot 10^{-4}$ 6.39	7.80 0.526 6.75	9.50 0.095 1	0.75 0.053 7.02	0.62 0.017 2.74
3	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$2.50 \cdot 10^{-3}$ $3.13 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1695 $5.848 \cdot 10^{-4}$ 0.05	42.7 0.427 1	29.2 0.0146 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0080 $5.13 \cdot 10^{-4}$ 6.41	10.39 0.705 6.78	9.50 0.095 1	1.0 0.030 3.03	0.49 0.0154 3.14
4	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$3.90 \cdot 10^{-3}$ $4.88 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1706 $5.853 \cdot 10^{-4}$ 0.05	41.4 0.414 1	28.9 0.0145 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0100 $6.42 \cdot 10^{-4}$ 6.42	12.99 0.780 5.99	9.50 0.095 1	1.25 0.079 6.32	0.45 0.015 3.31
5	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$5.63 \cdot 10^{-3}$ $7.04 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1709 $5.855 \cdot 10^{-4}$ 0.05	40.4 0.404 1	28.8 0.0144 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0120 $7.68 \cdot 10^{-4}$ 6.40	15.59 1.055 6.77	9.50 0.095 1	1.5 0.105 7.03	0.41 0.015 3.55
6	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$7.66 \cdot 10^{-3}$ $9.60 \cdot 10^{-3}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1723 $5.862 \cdot 10^{-4}$ 0.05	38.2 0.382 1	28.4 0.0142 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0140 $8.99 \cdot 10^{-4}$ 6.42	18.19 1.235 6.79	9.50 0.095 1	1.75 0.123 7.05	0.34 0.013 3.93
7	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$10.00 \cdot 10^{-3}$ $1.25 \cdot 10^{-3}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1745 $5.873 \cdot 10^{-4}$ 0.05	35.8 0.358 1	27.8 0.0139 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0160 $8.45 \cdot 10^{-4}$ 5.28	20.78 1.185 5.70	9.50 0.095 1	2.0 0.120 6.00	0.27 0.012 4.51
8	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$0.63 \cdot 10^{-3}$ $7.88 \cdot 10^{-5}$ 12.5	1.0280 0.0210 2	1.1695 $5.848 \cdot 10^{-4}$ 0.05	52.9 0.529 1	29.2 0.0146 0.05	67.0 0.0335 0.05	0.0040 $2.55 \cdot 10^{-4}$ 6.37	5.30 0.129 2.43	9.38 0.094 1	0.5 0.017 3.31	0.63 0.014 2.19
9	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$1.41 \cdot 10^{-3}$ $1.76 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0280 0.0210 2	1.1695 $5.848 \cdot 10^{-4}$ 0.05	51.3 0.513 1	29.2 0.0146 0.05	67.0 0.0335 0.05	0.0059 $3.81 \cdot 10^{-4}$ 6.45	7.95 0.536 6.74	9.38 0.094 1	0.75 0.053 7.09	0.58 0.013 2.30
10	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$2.50 \cdot 10^{-3}$ $3.13 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0280 0.0210 2	1.1695 $5.848 \cdot 10^{-4}$ 0.05	48.0 0.480 1	29.2 0.0146 0.05	67.0 0.0335 0.05	0.0079 $5.10 \cdot 10^{-4}$ 6.46	10.60 0.717 6.77	9.38 0.094 1	1.0 0.031 3.08	0.50 0.011 2.20
11	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$3.91 \cdot 10^{-3}$ $4.90 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0280 0.0210 2	1.1698 $5.849 \cdot 10^{-4}$ 0.05	46.3 0.463 1	29.1 0.0146 0.05	67.0 0.0335 0.05	0.0099 $6.39 \cdot 10^{-4}$ 6.45	13.25 0.795 6.00	9.38 0.094 1	1.25 0.085 6.80	0.45 0.011 2.45
12	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$5.63 \cdot 10^{-3}$ $7.04 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0280 0.0210 2	1.1698 $5.849 \cdot 10^{-4}$ 0.05	44.1 0.441 1	29.1 0.0146 0.05	67.0 0.0335 0.05	0.0119 $7.65 \cdot 10^{-4}$ 6.43	15.90 1.067 6.71	9.38 0.094 1	1.5 0.111 7.40	0.40 0.011 2.75
13	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$7.66 \cdot 10^{-3}$ $9.60 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0280 0.0210 2	1.1698 $5.849 \cdot 10^{-4}$ 0.05	44.3 0.443 1	29.1 0.0146 0.05	67.0 0.0335 0.05	0.0138 $8.97 \cdot 10^{-4}$ 6.50	18.55 1.250 6.74	9.38 0.094 1	1.75 0.128 7.31	0.40 0.010 2.50
14	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$10.00 \cdot 10^{-3}$ $1.25 \cdot 10^{-3}$ 12.5	1.0280 0.0210 2	1.1702 $5.851 \cdot 10^{-4}$ 0.05	43.2 0.432 1	29.0 0.0145 0.05	67.0 0.0335 0.05	0.0158 $8.42 \cdot 10^{-4}$ 5.33	21.19 1.197 5.65	9.38 0.094 1	2.0 0.126 6.30	0.37 0.008 2.16

Tablo H.3: İki sıralı dikdörtgen delikler için yapılan deneylerde hata analizi

Deney No	α w_α %	Δh w_h %	ρ_j $w_{\rho j}$ %	ρ_∞ $w_{\rho\infty}$ %	T_{ad} w_{Tad} %	T_∞ $w_{T\infty}$ %	T_j w_{Tj} %	$\dot{m}$ w_m %	V_j w_{Vj} %	V_∞ $w_{V\infty}$ %	M w_M %	η w_η %
1	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$0.63 \cdot 10^{-3}$ $7.875 \cdot 10^{-5}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1684 $5.842 \cdot 10^{-4}$ 0.05	47.2 0.472 1	29.5 0.01475 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0040 $2.58 \cdot 10^{-4}$ 6.44	4.19 0.285 6.81	7.65 0.0765 1	0.5 0.035 7.08	0.64 0.017 2.66
2	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$1.40 \cdot 10^{-3}$ $1.750 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1684 $5.842 \cdot 10^{-4}$ 0.05	46.0 0.460 1	29.5 0.01475 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0060 $3.84 \cdot 10^{-4}$ 6.39	6.28 0.425 6.77	7.65 0.0765 1	0.75 0.053 7.04	0.60 0.0165 2.76
3	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$2.50 \cdot 10^{-3}$ $3.125 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1688 $5.844 \cdot 10^{-4}$ 0.05	43.1 0.431 1	29.4 0.0147 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0080 $5.13 \cdot 10^{-4}$ 6.41	8.37 0.567 6.78	7.65 0.0765 1	1.0 0.070 7.04	0.496 0.0156 3.13
4	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$3.90 \cdot 10^{-3}$ $4.875 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1695 $5.848 \cdot 10^{-4}$ 0.05	43.8 0.438 1	29.2 0.0146 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0100 $6.42 \cdot 10^{-4}$ 6.42	10.47 0.678 6.48	7.65 0.0765 1	1.25 0.085 6.77	0.525 0.016 3.00
5	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$5.63 \cdot 10^{-3}$ $7.040 \cdot 10^{-4}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1695 $5.848 \cdot 10^{-4}$ 0.05	42.9 0.429 1	29.2 0.0146 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0120 $7.68 \cdot 10^{-4}$ 6.40	12.56 0.850 6.77	7.65 0.0765 1	1.5 0.106 7.05	0.49 0.015 3.15
6	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$7.67 \cdot 10^{-3}$ $9.600 \cdot 10^{-3}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1702 $5.900 \cdot 10^{-4}$ 0.05	42.1 0.468 1	29.0 0.0145 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0140 $8.99 \cdot 10^{-4}$ 6.42	14.65 0.994 6.79	7.65 0.0765 1	1.75 0.123 7.05	0.468 0.0168 3.60
7	0.632 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$10.00 \cdot 10^{-3}$ $1.250 \cdot 10^{-3}$ 12.5	1.0516 0.0210 2	1.1713 $5.900 \cdot 10^{-4}$ 0.05	39.5 0.395 1	28.7 0.0144 0.05	57.0 0.029 0.05	0.0160 $8.45 \cdot 10^{-4}$ 5.28	16.74 0.954 5.70	7.65 0.0765 1	2.0 0.121 6.05	0.380 0.013 3.52
8	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$0.63 \cdot 10^{-3}$ $7.875 \cdot 10^{-5}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1811 $5.900 \cdot 10^{-4}$ 0.05	57.6 0.576 1	26.2 0.0131 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0039 $2.52 \cdot 10^{-4}$ 6.46	4.31 0.294 6.81	7.4 0.074 1	0.5 0.036 7.11	0.620 0.011 1.86
9	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$1.41 \cdot 10^{-3}$ $1.760 \cdot 10^{-4}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1811 $5.900 \cdot 10^{-4}$ 0.05	55.4 0.554 1	26.2 0.0131 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0058 $3.75 \cdot 10^{-4}$ 6.46	6.46 0.437 6.77	7.4 0.074 1	0.75 0.017 2.33	0.575 0.011 1.91
10	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$2.50 \cdot 10^{-3}$ $3.125 \cdot 10^{-4}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1821 $5.900 \cdot 10^{-4}$ 0.05	53.8 0.538 1	26.0 0.0130 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0078 $5.01 \cdot 10^{-4}$ 6.43	8.61 0.580 6.77	7.4 0.074 1	1.0 0.069 6.90	0.545 0.011 1.98
11	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$3.91 \cdot 10^{-3}$ $4.900 \cdot 10^{-4}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1821 $5.900 \cdot 10^{-4}$ 0.05	52.3 0.523 1	26.0 0.0130 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0097 $6.25 \cdot 10^{-4}$ 6.45	10.76 0.730 6.77	7.4 0.074 1	1.25 0.029 2.36	0.515 0.010 2.03
12	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$5.630 \cdot 10^{-3}$ $7.040 \cdot 10^{-4}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1821 $5.900 \cdot 10^{-4}$ 0.05	51.2 0.512 1	26.0 0.0130 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0116 $7.50 \cdot 10^{-4}$ 6.50	12.92 0.760 6.76	7.4 0.074 1	1.5 0.093 6.18	0.494 0.010 2.06
13	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$7.670 \cdot 10^{-3}$ $9.600 \cdot 10^{-4}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1821 $5.900 \cdot 10^{-4}$ 0.05	51.8 0.518 1	26.0 0.0130 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0136 $8.80 \cdot 10^{-4}$ 6.47	15.07 1.025 6.80	7.4 0.074 1	1.75 0.123 7.03	0.506 0.010 2.05
14	0.633 $1.58 \cdot 10^{-3}$ 0.25	$0.000 \cdot 10^{-3}$ $1.250 \cdot 10^{-3}$ 12.5	0.9980 0.0200 2	1.1802 $5.900 \cdot 10^{-4}$ 0.05	50.5 0.505 1	26.4 0.0130 0.05	77.0 0.0385 0.05	0.0155 $1.00 \cdot 10^{-3}$ 6.47	17.24 1.165 6.76	7.4 0.074 1	2.0 0.140 7.00	0.476 0.010 2.12



Şekil H.1: 330 K enjeksiyon sıcaklığı ve 1.75 üfleme oranı için ana akış doğrultusunda hata değerleri dikkate alınarak film soğutma etkinliği değişimi

ÖZGEÇMİŞ

01 Eylül 1970 tarihinde Bilecik’te doğan İbrahim KOÇ, 1987 yılında Ankara Atatürk Öğretmen Lisesinden mezun olmuştur. İstanbul Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği’nden 1991 yılında mezun olmuş ve aynı üniversitenin Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Anabilim Dalı’ndaki yüksek lisans öğrenimini 1994 yılında tamamlamıştır. 1993 yılında Türk Hava Kuvvetleri’ne katılmış ve Kayseri 2. Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığında Mühendis Teğmen olarak göreve başlamıştır. 1999 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Enerji programında doktora öğrenimine başlamıştır. Halen yüzbaşı rütbesinde olup, 1999 yılında atandığı Hava Harp Okulu Dekanlığı Havacılık Mühendisliği Bölümünde öğretim üyesi olarak görev yapmaktadır.