

14372

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

TURBOMAKİNALARDA MERİDYENEL DÜZLEMDE
HIZ VE BASINÇ DAĞILIMININ HESAPLANMASI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Müh. İ. Mehmet PALABIYIK

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih: 21 Ocak 1991

Tezin Savunulduğu Tarih : 5 Şubat 1991

Tez Danışmanı : Doç. Dr. Mete ŞEN

Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Cahit ÖZGÜR

Doç. Dr. Haluk KARADOĞAN

Y. G.
Yükseköğretim Kurulu
Dokümantasyon Merkezi

SUBAT 1991

ÖNSÖZ

Bilimsel bir çalışmanın dayandığı en büyük destek o konuda daha önce yapılan çalışmalardır.Bu nedenle çalışma konumda önceden emeği geçmiş bilim adamlarını saygıyla anarım.

Tezimi yöneten ve düşünceleri ile beni yönlendiren Sayın Hocam Doç.Dr.Mete ŞEN'e,yardımlarını esirgemeyen İ.T.Ü. Makina Fakültesi bilgi işlem merkezi sorumlusu Ar.Gör.Ercan KÜMBÜL'E içtenlikle teşekkür ederim.

Bu çalışmanın ortaya çıkmasında dolaylı veya direkt olarak emeği geçen tüm arkadaşlarıma minnet duygularımı belirtmeyi borç bilirim.

İstanbul,1991

İ.Mehmet Palabıyık

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	iv
SUMMARY.....	v
GİRİŞ.....	1
BÖLÜM 1.	
1.1 Türbomakinalarda Akışın Genel Teorisi ve Denklemleri	3
1.2 Temel Aerodinamik Bağlantılar	3
1.3 Bağlı Akım Yüzeyleri	6
1.4 Metodun Analizi	9
1.5 Sayısal Teknikler ve Metod	14
BÖLÜM 2.	
2.1 Hız Gradyeni Denkleminin Çıkarılması.....	19
2.2 Spline Fit Curve 'ün Kullanılması	26
BÖLÜM 3.	
3.1 Giriş Bölümü	28
3.2 Ana Program ve Alt Programlara. Alt Değişkenler	32
3.3 Çıkış Değerleri	39
BÖLÜM 4.	
4.1 Akış Analizi Yapılan Örnekler	41
4.2 Bilgisayar Programının Çalıştırılması İle Elde Edilen Sonuçlar	94
KAYNAKLAR	95
EKLER	
EK A Semboller Listesi.....	96
ÖZGEÇMİŞ	98

ÖZET

Bu çalışmada Theodore Katsanist ve Micheal R.Vanco tarafından geliştirilen eksenel, radyal veya karışık akışlı türbo makinada meridyenel akım yüzeyi üzerinde hız ve basınç dağılımını ve de akım çizgilerini hesaplayan fortran programının tanıtılması ve çalıştırılması ele alınmıştır.

Çalışma dört bölümde toplanmıştır.Birinci bölümde gerekli denklemler ve sayısal metod tanıtılmıştır.İkinci bölümde hız gradyeni denklemi elde edilmiştir ve bu çalışmada kullanılan eğri uydurma metodu açıklanmıştır.Üçüncü bölümde programa ait bilgiler verilmiştir. Dördüncü bölümde programın örnek girişlerle çalıştırılmasından elde edilen çıkışlar ve bu çıkışlara ait grafikler sunulmuştur.

SUMMARY

CALCULATION OF THE VELOCITY AND PRESSURE DISTRIBUTION IN MERIDIONAL PLANE OF THE TURBOMACHINES

Turbomachines employing centrifugal effects for increasing fluid pressure have been in use for more than a century. The earliest machines using this principle were, undoubtedly hydraulic pumps followed later by ventilating fans and blowers. It is on record that one of the first successful aircraft jet propulsion engines used a centrifugal compressor, much having been learnt from their earlier application in supercharging reciprocating engines. An account of the centrifugal compressor used in the early gas turbine is given by Cheshire and some interesting comparisons of the relative advantages of axial and centrifugal compressors are available.

It is now appreciated that the best efficiencies from centrifugal compressors, even under the most favourable circumstances, are less than those of axial compressors designed for the same duty by as much as 3 or 4 %. However, at very low mass flows axial compressor efficiency drops, blading is small and difficult to make accurately, and the advantage appears to lie with the centrifugal compressor in its relative simplicity and cost.

Recently, increased interest has been shown in high-pressure-ratio backward-swept centrifugal impeller blades. Centrifugal compressors with backswept impeller blades have the potential of achieving higher efficiencies than those with radial impeller blades. Several methods are available for designing radial-bladed compressors, but has been done on backward-swept impeller blades.

Quasi-three-dimensional methods have been developed for analyzing flow through mixed-flow turbomachines. These methods use streamlines and their normals to establish a grid for the solution. In cases where the distance between hub to shroud is great and there is a large change in flow direction within the rotor, however, the normals vary considerably in length and direction during the course of the calculations. Therefore, it becomes difficult to obtain a direct solution on the computer without resorting to intermediate graphical steps. The use of normals, however, is not essential to the method, and it appeared possible to overcome this difficulty by the use of a set of arbitrary curves from

hub to shroud instead of streamline normals. These arbitrary curves will be hereinafter termed quasi-orthogonals. The quasi-orthogonals are not actually orthogonal to each streamline, but merely intersect every streamline across the width of the passage. The quasi-orthogonals remain fixed regardless of any change of streamlines. By using this technique, it appeared possible to develop a computer that would calculate the velocity and pressure distributions without any intermediate graphical procedures even for turbomachines with wide passages and a change of direction from radial to axial within the rotor blade.

In view of these considerations, a method of analysis utilizing quasi-orthogonals in lieu of streamline normals was developed. This report presents the analysis method and contains a discussion of the numerical techniques required for obtaining solutions with a digital computer.

In this study, numerical flow analysis has been on centrifugal compressors. The computer program is used that gives the hub to shroud solution of centrifugal compressor. This program will determine the velocities in the meridional plane of a backward swept impeller, a radial impeller or a vaned diffuser. The flow is two dimensional, subsonic, incompressible or nonviscous. The blade may be fixed or rotating. The flow may be axial, radial or mixed. There may be a change in stream-channel thickness in the through flow direction. The velocity gradient equation with the assumption of a hub-to-shroud mean stream surface is solved along arbitrary quasi-orthogonals in the meridional plane. These quasi-orthogonals are fixed straight lines.

This report includes the computer program which was written by Micheal R. Vanco, with an explation of the equations involved also the method of solution and the calculation of velocities.

This report has four sections. In the first section of study, developments in the analysis of flow in turbomachines presented. Also the method and given the numerical techniques used to find the flow distribution in the meridional plane of centrifugal compressor are presented. The general velocity gradient equation is derived along an arbitrary quasi-orthogonals in the meridional plane with the assumption of a hub-to-shroud mean /stream surface. The equations are derived in the second section.

$$\frac{dW}{ds} = \left(A \frac{dr}{ds} + B \frac{dz}{ds} \right) W + C \frac{dr}{ds} + D \frac{dz}{ds} + \left(\frac{dh_1^1}{ds} - \omega \frac{d\lambda}{ds} \right) \frac{1}{W}$$

$$A = \frac{\cos\alpha \cos^2\beta}{r_c} - \frac{\sin^2\beta}{r} + \sin\alpha \sin\beta \cos\beta \frac{\partial\theta}{\partial r}$$

$$B = -\frac{\sin\alpha \cos^2\beta}{r_c} + \sin\alpha \sin\beta \cos\beta \frac{\partial\theta}{\partial z}$$

$$C = \sin\alpha \cos\beta \frac{dW_m}{dm} - 2\omega \sin\beta + r \cos\beta \left(\frac{dW_e}{dm} + 2\omega \sin\alpha \right) \frac{\partial\theta}{\partial r}$$

$$D = \cos\alpha \cos\beta \frac{dW_m}{dm} + r \cos\beta \left(\frac{dW_e}{dm} + 2\omega \sin\alpha \right) \frac{\partial\theta}{\partial z}$$

In this study the total enthalpy at inlet h_1^1 and prerotation at the inlet $\lambda, r_1 V_{\theta 1}$ are assumed constant. Continuity must also be satisfied from hub to tip. The calculated mass flow across fixed line from hub to tip must be equal the specified mass flow. The density is calculated from the isentropic flow equation with a correction in total relative pressure.

The first step in the analysis is the numerical evaluation of the parameters $\alpha, \beta, r_c, \partial\theta/\partial r, \partial\theta/\partial z, dr/ds, dz/ds, dW_m/dm$, and dW_e/dm for use in the mean equations. In order to evaluate the parameters α, β , and r_c a streamline geometry must be established. First fixed straight lines (quasi-orthogonals) are drawn from hub to shroud along which the velocity gradient for an assumed stream surface will be determined. For an initial approximation to the streamlines, each quasi-orthogonal can be divided into a number of equal spaces. The success of the method is based on the fact that, for a reasonable assumed streamline pattern, the geometrical streamline parameters involved are not too different from those the final solution. By means of a spline fit approximation, $dr/dz, d^2r/dz^2$ can be determined at each of the points established. α and r_c can be calculated when they are known. For the remaining parameters, the mean stream surface $\theta = \theta(r, z)$ between blades is needed; it must be given in such a manner that $\partial\theta/\partial r$ and $\partial\theta/\partial z$ can be

determined at any given point. The spline fit curve can assist in this. When they are known, β can be calculated. For the initial calculation, W may be assumed constant throughout the rotor. Since the distance along the meridional streamline m is known, dW_m/dm and dW_θ/dm can then be determined by the spline fit curve. Since dr/ds and dz/ds are determined by the angles of the quasi-orthogonals, all the quantities necessary for the calculation dW/ds from the mean equation, except W itself, are now determined.

The next step is the numerical integration of the mean equation, which is in the form

$$\frac{dW}{ds} = f(W, s)$$

where f is known only for a finite number of values of s . For a given initial velocity on, say the hub, the velocity distribution along the quasi-orthogonal can be approximated by

$$W_{j+1} = W_j + \left(\frac{dW}{ds} \right)_j \Delta s$$

where the subscripts denote the number of the streamline, and Δs is the distance along the quasi-orthogonal between streamlines. For an improved estimate, a Runge-Kutta method can be used.

Completing this computation for a quasi-orthogonal from hub to shroud results in the complete velocity on the hub. The numerical integration can be performed by use of a spline fit approximation. The computed total weight flow is then compared with the actual weight flow. If the computed weight flow is too small, the velocity on the hub is increased, and vice versa. A few iterations will determine the hub velocity that will give the correct weight flow.

In the second section of study, derivation of the velocity gradient equation and use of spline fit curves are presented. The velocity gradient equation is derived from Euler's force equation for a nonviscous fluid and under the assumption that the flow is isentropic. The equation is

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = - \frac{1}{\rho} \nabla p$$

If a set of function values corresponding to a set of arguments is given, there are several ways a curve can be fitted through these values so as to approximate the original function with these values. The classical way is

by an n^{th} degree polynomial for $n+1$ points. This may not be satisfactory, however, for a large number of points, especially for computing derivatives or curvature at end points. Another technique is to use fewer points to determine some of piecewise polynomial, but this does not lead to a smooth curve. A method that has received much attention recently is the piecewise cubic, with matching first and second derivatives, commonly referred to a spline fit curve. Since for small slopes, the second derivative approximates the curvature of a function, the strain energy of a spline can be approximately minimized by minimizing $\int (f''(x))^2 dx$, where $f(x)$ denotes the curve described by the spline. The spline fit curve has this property.

In the third section of study, the program procedure is expressed. The main program QUAC and the subroutines (RUUT, SMOOTH, INTGRL, CONTIN, SPLDER, SPLINE, LININT and SPLINT) and their relation between them are shown.

The input quantities for this program consist essentially of mass flow, rotational speed, number of blades, inlet total conditions, loss in relative total pressure, hub-to-shroud profile, mean blade shape, and a normal thickness table. Since the program does not use any constants which depend on the system of units being used, any consistent set of units may be used.

The first output of the program is input. Output 2 gives the stagnation speed of sound at the inlet; the radius at which the mean stream surface deviates from the mean blade shape; and a list of number of iterations required to obtain a solution with the corresponding maximum streamline change. Output 3 gives some of important quantities used in the calculation procedure which are also useful for debugging purposes. Output 4 gives the velocities and pressure for every streamline printed out. Output 5 gives the stream-channel coordinates and blade shape coordinates for the hub, mean, shroud. And output 6 gives the inlet flow angle for the hub, mean, and tip.

In the fourth section of study, the results of given examples are explained.

GİRİŞ

Günümüzde artan yakıt fiyatları enerji kaynaklarının sınırlı olması türbomakina tasarımcılarını yüksek verimli makinalar tasarlamaya zorlar.

Bu amaçla deneysel sonuçların ve sayısal çözüm yöntemlerinin günümüz bilgisayarlarında tekrarlama tekniği kullanılarak değerlendirilmesinden elde edilen çözümler tasarımcıların kullanımına sunulmuştur. Böylece bu çözümler gerek türbomakina tasarımında gerekse mevcut makinanın analizinde kullanılmaktadır.

Türbomakinelerin tasarımında, önceleri tek boyutlu analiz kullanılmaktaydı. Günümüzde ise nümerik metodların kullanılması ile analiz ve tasarım yöntemleri bilgisayar sayesinde geliştirilmiştir. Karmaşık modelleme ve çözümlerinin gerekliliği ilk önce uçak motor sanayinde görülmüş, yüksek performans isteyen türbomakinelerin içinden geçen akışın daha iyi tespit edilmesi gerekliliği anlaşılmıştır. Türbomakineler içindeki akış çok karmaşık olarak nitelendirilebilir. Üç boyutlu, zamana bağlı, sıkıştırılabilir, viskoz ve rotasyoneldir.

Çark geometrisinin ve akış koşullarının kompleks olması nedeni ile gerçek akışın matematik modelinin kurulması oldukça zordur. Ancak akışkanın viskoz olmadığı kabulü yapılırsa eşitliklerin elde edilmesinde büyük sadeleşmeler olur. Böyle bir kabul gerçek akış koşullarından uzaklaştırmasına rağmen çözüm sonuçları ile deney sonuçları karşılaştırıldığında özellikle nominal çalışma noktasında memnun edici olduğu görülmüştür.

Problemin çözümünü kolaylaştırmak için iki ana varsayım kullanılır. Birinci varsayım viskoz akışın cidarlarda, sınır tabakasında yoğunlaştığıdır. Türbomakinelerde Reynolds sayısının büyüklüğü böyle bir

varsayımı geçerli kılar. İkinci ana varsayım ise türbomakinanın eksenel simetrik geometrisinden yararlanarak bağıl akışı sürekli kabul etmektir. Bilgisayar teknolojisindeki gelişmeler doğrultusunda matematiksel modelin karmaşık, lineer olmayan kısmi differansiyel denklemleri kolaylıkla analiz edilebilmiştir. Böylece türbomakinalar içinde akış problemine ekonomik çözümler getirilmiştir.

Türbomakinalar üzerinde yapılan araştırmalar ile çözüme iki türlü ulaşılabilir. Birinci çözüm akışı karakterize eden denklemleri verilen geometri içinde çözüp, iç akışın özelliklerini saptamak ve türbomakina performansını bilgisayar ile tahmin edebilecek programlar geliştirmektir. İkinci çözüm ise istenilen performans için iç akışı çözüm tasarımı gıtmektir. Bu yüzden analiz veya performans saptayan bilgisayar programları belirli bir düzeyin üzerinde doğrunetice verdiklerinde çok önemli bir dizayn aracı olurlar.

Genellikle yapılan çalışmalar dört grupta toplanır,

- Meridyenel akım yüzeyi üzerinde (hub-shroud),
- Kanatlar arası akım yüzeyinde (blade to blade),
- Transonik kanatlar arası akım yüzeyi çözümü,
- Üç boyutlu çözüm.

Her grub için çözülecek akım fonksiyonu eşitliği elde edilirken iki medot kullanılır,

-Akım çizgisi eğrisi metodu :Eşitlikler akım çizgilerine dik yönde kuvvet dengesinin yazılması ile elde edilir.Eşitlikler akım çizgilerine dik yönde süreklilik eşitliği sağlanıncaya kadar çözülür.

-Kısmi differansiyel metodu :Temel eşitlikler (süreklilik,momentum,v.b)kullanılarak viskoz olmayan sürekliakış için eşitlikler elde edilir.

Bu çalışmada merkezkaç (santrüfij) komprasörlerde meridyen düzlemdeki hızları ve basınçları heasplayacak bir fortran program sunulmuştur.Kanatlar arası yüzeydeki hız gradyenimeridyen düzlemde çözüm ağı üzerinde belirlenmiştir.

BÖLÜM 1

1.1 TÜRBO MAKİNALARDA AKIŞIN GENEL TEORİSİ VE DENKLEMLERİ

Türbomakinalar içindeki 3 boyutlu akış teorisi Wu tarafından 1952 yılında elde edilmiştir .[3] Bu teori günümüzde de hala en geçerli teoridir. Wu'nun türbomakina içinde akışı belirleyen denklemleri, 3 boyutlu süreklilik, hareket ve enerji denklemlerinin, 2 boyutlu akış çizgisi üzerinde geçerlilik kazandırılması ile elde edilmiştir. Bu yöntemle modelin ana denklemi, akış çizgisi fonksiyonu cinsinden adı geçen yüzey üzerinde elde edilir. Ana denklem içindeki terimler ise, formülasyonun diğer denklemlerinden elde edilebilir. Çözümün yapıldığı yüzeylerden birisi kanatçıklar arasında tarif edilen ve kanatçıktan kanatçığa uzanan S1 yüzeyidir. Diğer akış yüzeyi ise S2 yüzeyi adını alır ve kanatçık gibi bir yüzeydir. Bu yüzey iç akış yönünde uzanır. Bu yüzeyler şekil 1-1 ve şekil 1-2 de gösterilmiştir. Aşağıda bu yüzeylerin analizi için geçerli olan eşitliklerin bir özeti mevcuttur. [2][3].

1.2 TEMEL AEROTERMODİNAMİK BAĞINTILAR:

Türbomakinalar içindeki üç boyutlu, sıkıştırılabilir ve viskoz olmayan akışta aerotermodinamiğin temel kanunları kullanılarak aşağıdaki eşitlikler kullanılır.

Kütlenin korunumu ilkesinden süreklilik denklemi,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{W}) = 0 \quad (1.1)$$

şeklinde yazılabilir. Sabit bir ω açısal hızı ile z eksenini etrafında dönen bir kanat için, Newtonun 2. kanunundan hareket denklemi,

$$\frac{DW}{Dt} - \omega^2 r + 2\omega \times W = - \frac{1}{\rho} \nabla p \quad (1.2)$$

şeklinde olur. Bağlı akış zamana bağlı olacağından, DW/Dt tam diferansiyeli,

$$\frac{\partial W}{\partial t} = \frac{\partial W}{\partial t} + (W \cdot \nabla) W = \frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\nabla W^2}{2} - W \times (\nabla \times W) \quad (1.3)$$

olur. Dönel silindirik koordinat sisteminin bileşenleri r , θ , z kullanılırsa hareket denkleminin bileşenlerini radyal, teğetsel ve eksenel yönlerde yazabiliriz.

Termodinamiğin 1. kanunundan,

$$\frac{Du}{Dt} + p \frac{D\rho^{-1}}{Dt} = Q \quad (1.4)$$

yazılabilir. u burada sıcaklığın fonksiyonudur ve

$$du = c_v dT \quad (1.5)$$

bağıntısı ile belirlenir. Q ısı geçişi miktarı, yalnız taşınım ile ısı geçişi varsa,

$$Q = \rho^{-1} \nabla \cdot (k \nabla T) \quad (1.6)$$

eşitliği ile hesaplanır. Basıncı, yoğunluk ve sıcaklık arasındaki bağıntı, genel gaz denklemi kullanılarak,

$$p = R \rho T \quad (1.7)$$

olarak elde edilir. Yukarıda belirtilen tüm termodinamik eşitlikler makina içindeki gaz akışını uygun başlangıç ve sınır koşulları kullanılarak tamamen belirleyebilir. Ancak entropi, entalpi değişimleri ve hız bileşenlerini içeren eşitliklerin kullanılması daha uygundur. Bu nedenle bu bileşenleri içeren denklemler kullanılır.

$$T ds = du + p d(\rho^{-1}) \quad (1.8)$$

$$H = h + \frac{1}{2} V^2 \quad (1.9)$$

$$I = h + \frac{1}{2} W^2 - \frac{1}{2} U^2 = H - \omega(V_u r) \quad (1.10)$$

$$h = u + p\rho^{-1} \quad (1.11)$$

Denklem 1.8 ve 1.11 kullanılarak,

$$dh = \frac{dp}{\rho} + T ds \quad (1.12)$$

bağıntısı elde edilir. Elde edilen denklem 1.10 eşitliğinde diferansiyeli alınıp yerine konulursa,

$$\frac{1}{\rho} \nabla p + \frac{1}{2} \nabla W^2 - \omega^2 r = \nabla I - T \nabla s \quad (1.13)$$

denklemini elde edilir. Bu eşitlik, hareket denkleminde yerine konularak,

$$\frac{\partial W}{\partial t} - W_x(\nabla_x W) + 2\omega_x W = -\nabla I + T \nabla s \quad (1.14)$$

eşitliği ile viskoz olmayan bir akışkanın türbomakina içinde akışını karakterize eden matematik model kurulur. Bu eşitliğin diğer bir yazılışında mutlak hareketin vortisitesini içerir. Açısal hız z eksenine paralel olmak üzere,

$$V = W + \omega r \quad (1.15)$$

$$\nabla_x V = \nabla_x W + \nabla_x(\omega x r) \quad (1.16)$$

Fakat,

$$\nabla_x(\omega x r) = 2\omega \quad (1.17)$$

olup böylece,

$$\nabla_x V = \nabla_x W + 2\omega \quad (1.18)$$

bağıntısı elde edilir. Bu eşitlik denklem 1.14 de yerine

konulursa, mutlak vortisiteyi içeren matematik modelin alternatif şekli,

$$\frac{\partial W}{\partial t} - W \times (\nabla \times V) = -\nabla I + TV_s \quad (1.19)$$

1.19 eşitliği ile kurulur.

Bağıl akışın daimi olduğunu düşünürsek $\partial W / \partial t = 0$ olup 1.19 eşitliği

$$W \times (\nabla \times V) = \nabla I - TV_s \quad (1.20)$$

şekline gelir. 1.20 eşitliğinin sol tarafını W ile skaler çarparsak sol taraf sıfıra eşit olur.

$$W \cdot (W \times (\nabla \times V)) = 0 \quad (1.21)$$

Bu eşitliğin sağlanması için sağ tarafında sıfıra eşit olması gerekmektedir.

$$W \cdot (\nabla I + TV_s) = 0 \quad (1.22)$$

Bu ancak, $(\nabla I = 0, \nabla s = 0)$ entropi ve entalpi değişimlerinin sıfır olması ile sağlanabilir. Bağıl hareketde akım çizgisi boyunca entalpi değişimi sabittir. Ancak entropi değişimini sıfır almak, kayıpların hiç olmadığı bir akışta mümkündür. Gerçekte $\nabla s > 0$ olacaktır ve bu 1.20 eşitliğinde çelişki yaratır.

1.3 BAĞIL AKIM YÜZEYLERİ:

W türbomakina çarkındaki akışı 4 boyutlu çözmek yerine çark içinde tanımlanan yüzeyler üzerinde iki boyutlu çözerek, 4 boyutlu çözümü elde etmeyi önermiştir. Bu nedenle W 2 çeşit akım yüzeyi tanımlamıştır.

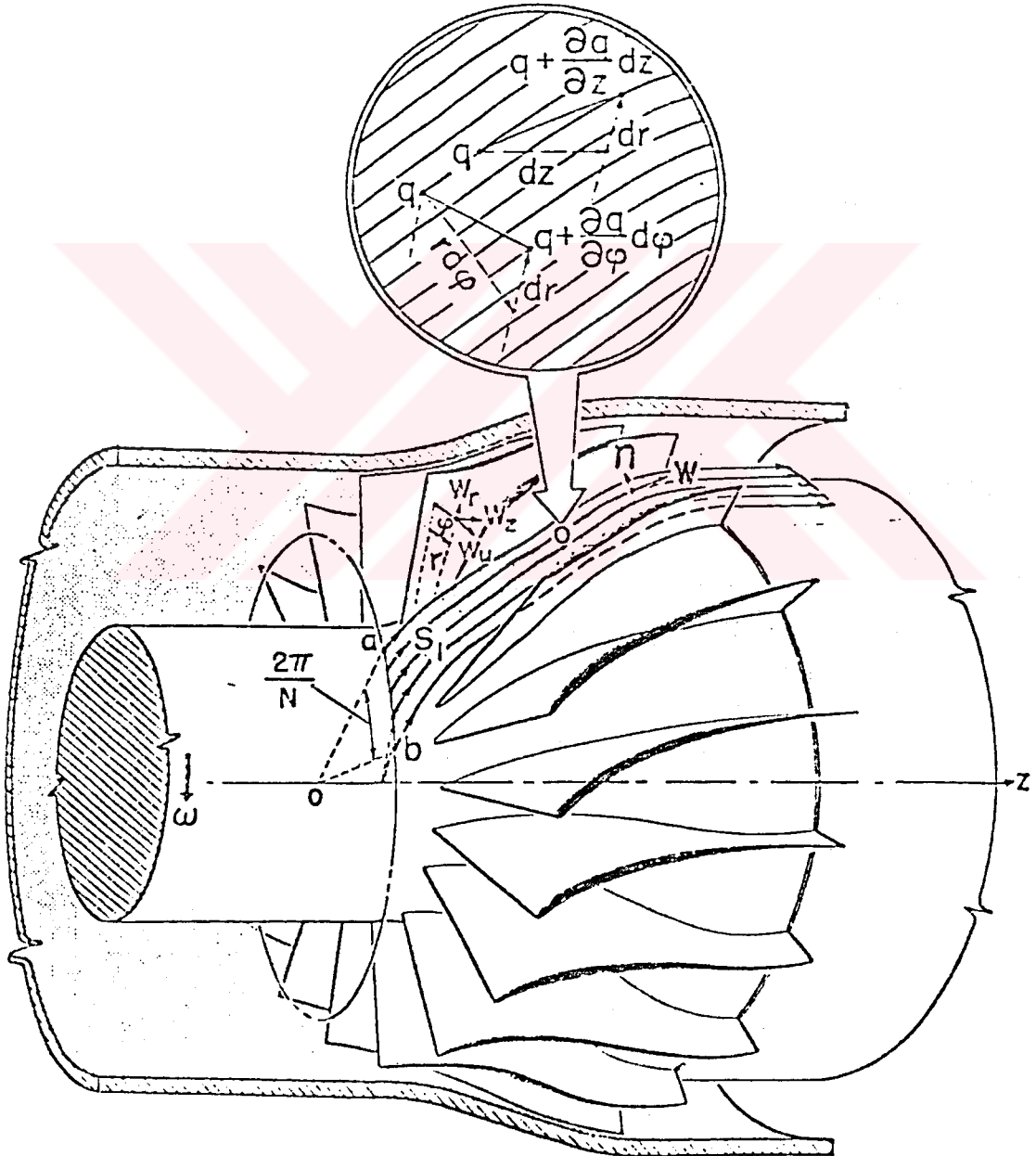
1-Kanatlar arası akım yüzeyi(Blade-to-blade):

Şekil 1.1 de görüldüğü gibi bu akım yüzeyinde akışkan parçacıkları kanat ön kısmında, yarıçapı oa olan daire

parçası üzerindedir. Bu durumda dönel bir akım yüzeyi elde edilir. Tüm akış eşitliklerini sağlayacak genel anlamda bir akım yüzeyi, üç boyutludur ve dönel akım yüzeyinden sapmalar görülür. Bu sapmalar oldukça küçük olduğundan bağıl akım yüzeyi olarak dönel yüzey kullanılır.

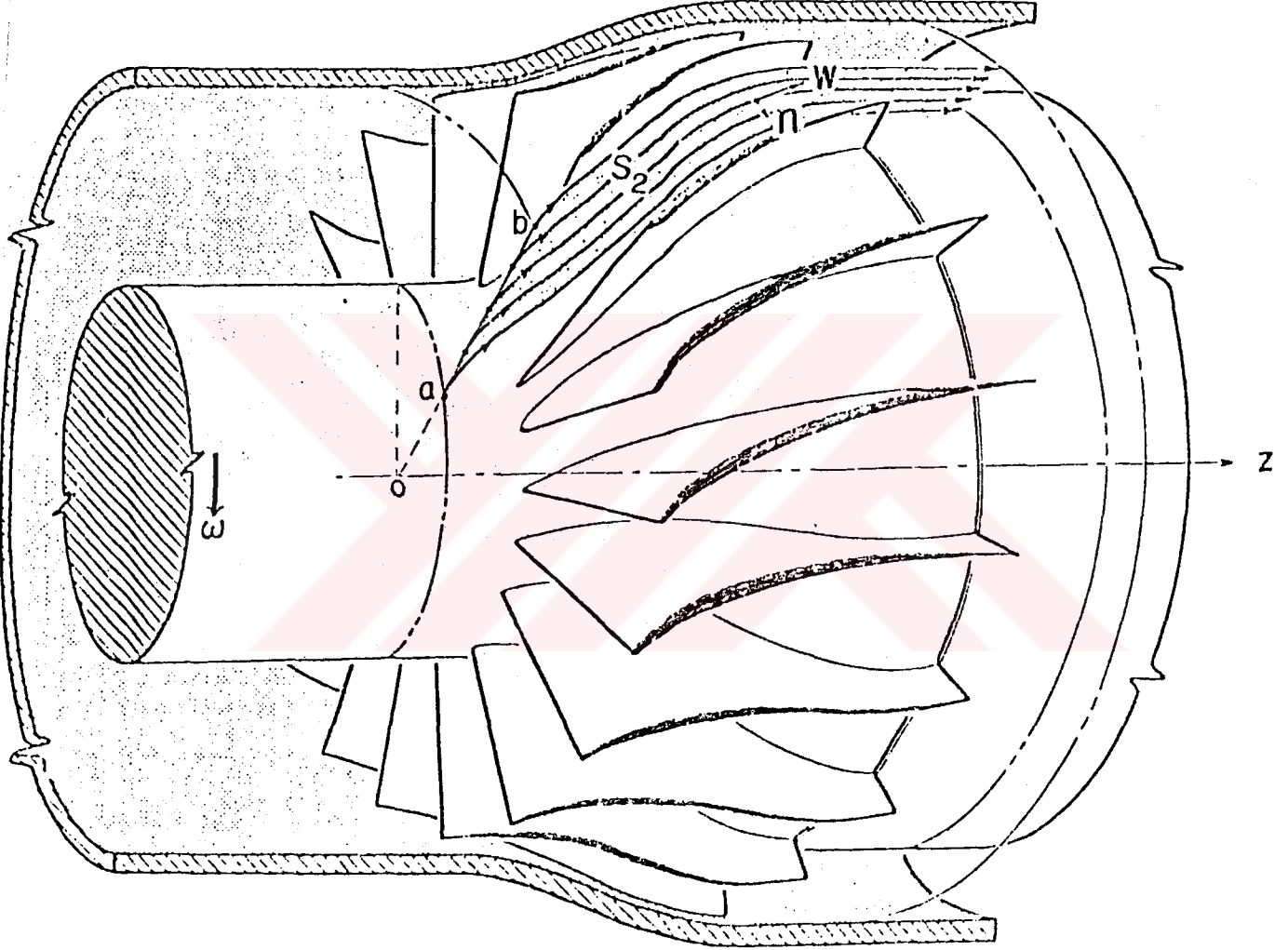
2-Meridyenel akım yüzeyi(Hub-shroud)

Wu' nun türbomakina çarkındaki tanımladığı ikinci yüzey



Sekil 1-1 Kanatlar arası akım yüzeyi

meridyenel akım yüzeyidir. Şekil 1.2 den görüldüğü gibi iki kanat arasındaki kütle akışını, yaklaşık olarak iki eşit parçaya bölen orta akım yüzeyidir. Bu akım yüzeyinde akışkan parçacıkları kanat ön kısmında ab çizgisi üzerinde bulunur.



Şekil 1.2 Meridyenel akım yüzeyi

1.4 METODUN ANALİZİ

Denklem 1.23 ve 1.24 ,meridyenel düzlemde bir çözüm ağı boyunca hız gradyenini verir.[4]

$$\frac{dW}{ds} = \left[A \frac{dr}{ds} + B \frac{dz}{ds} \right] W + C \frac{dr}{ds} + D \frac{dz}{ds} + \left[\frac{dh_1}{ds} - \omega \frac{d\lambda}{ds} \right] \frac{1}{W} \quad (1.23)$$

Burada

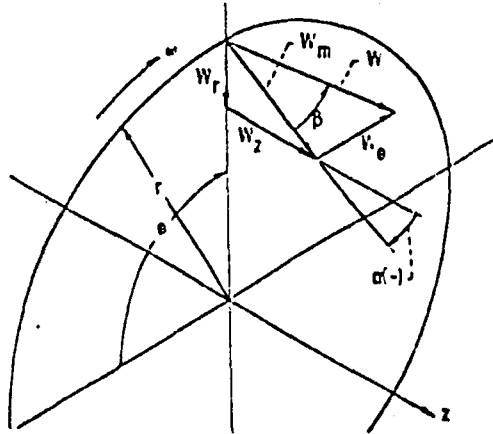
$$A = \frac{\cos\alpha \cos^2\beta}{r_c} - \frac{\sin^2\beta}{r} + \sin\alpha \sin\beta \cos\beta \frac{\partial\theta}{\partial r}$$

$$B = -\frac{\sin\alpha \cos^2\beta}{r_c} + \sin\alpha \sin\beta \cos\beta \frac{\partial\theta}{\partial z}$$

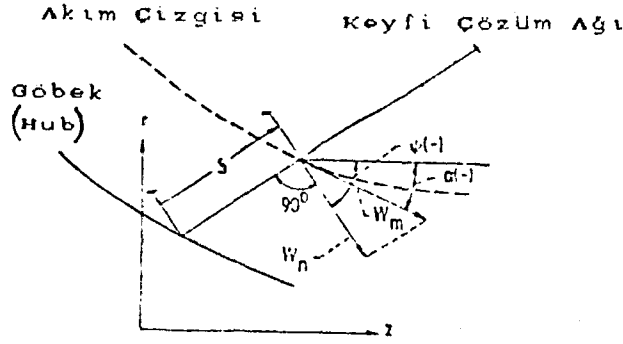
$$C = \sin\alpha \cos\beta \frac{dW_m}{dm} - 2\omega \sin\beta + r \cos\beta \left[\frac{dW_e}{dm} + 2\omega \sin\alpha \right] \frac{\partial\theta}{\partial r}$$

$$D = \cos\alpha \cos\beta \frac{dW_m}{dm} + r \cos\beta \left[\frac{dW_e}{dm} + 2\omega \sin\alpha \right] \frac{\partial\theta}{\partial z} \quad (1.24)$$

Koordinat sistemi ve notasyon şekil 1.3 ve 1.4 de gösterterilmiştir.(Bütün semboller EKA da sıralanmıştır.)



Şekil 1.3 Koordinat sistemi ve hız bileşenleri



Şekil 1.4 Çözüm ağı üzerinde izafi hızın normal bileşeni

Denklem 1.23 eşitliği bölüm 2 de çıkarılmıştır.

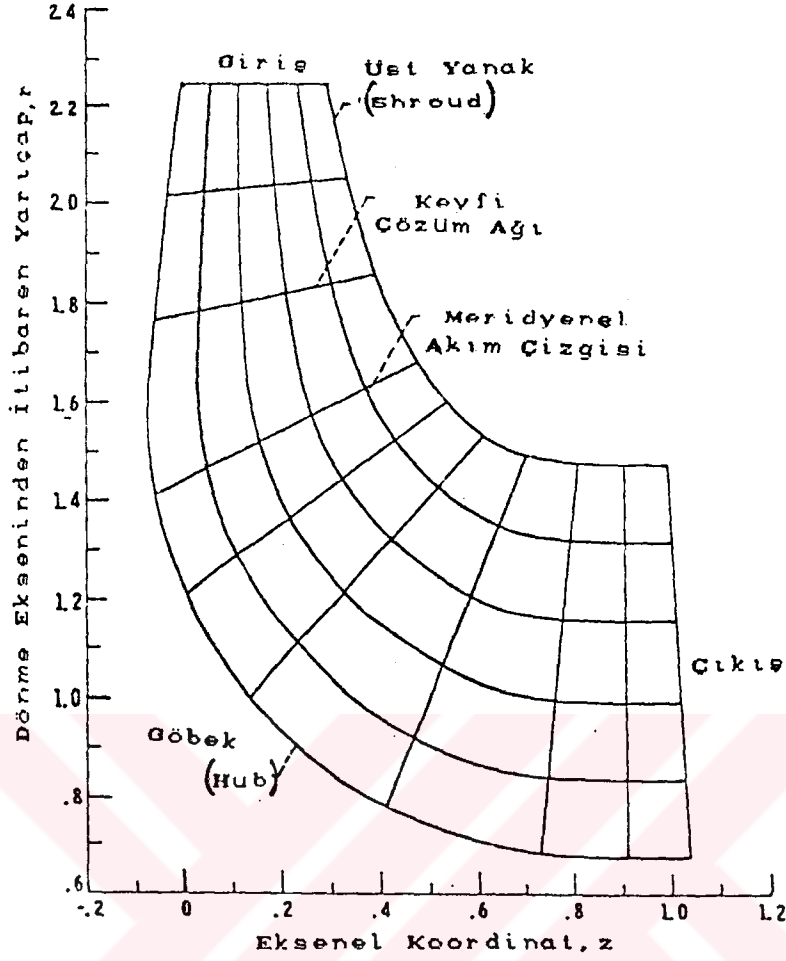
h_1^i ve λ parametrelerinin rotor içindeki bir noktadaki değerleri o noktadan geçen akım çizgisinin girişteki değerleridir. Şöyleki, yukarıdaki problemde dh_1^i / ds girişteki toplam entalpinin çözüm ağı boyunca birim vektörünün bir fonksiyonunu verir.

Bu çalışmada girişteki toplam entalpi h_1^i ve prerotation λ, r_1, V_e sabit kabul edildiklerinden dolayı Denk.1.23 aşağıdaki hale gelir.

$$\frac{dW}{ds} = \left(A \frac{dr}{ds} + B \frac{dz}{ds} \right) W + C \frac{dr}{ds} + D \frac{dz}{ds}$$

Bu çalışmada çözüm ağı kanatlar arası yüzeyde (hub to shroud) düz çizgiler olarak seçilmiştir. (Şekil 1.5) Girişte ve çıkışta sırasıyla bu çizgiler kanadın ön ve arka uçları olarak belirlenmiştir.

Deklem 1.23 deki kuvvet denge denklemine ek olarak süreklilik denklemide sağlanmalıdır. Bu yapılırken gerekli olan hesaplanmış ağırlık debisi (kütle akışı)nın kanatlar arası yüzeyde (hub to shroud) karşıdan karşıya ve hat boyunca türbomakina içindeki belirlenmiş ağırlık debisine eşit olmasıdır. Bunun için yoğunluğun bilinmesi gereklidir. Hız biliniyorsa yoğunluk aşağıdaki 1.25 ve 1.26 denklemlerinden hesaplanabilir.



Şekil 1.5 Rotor profili

Denklem 2.9

$$h = h_1^1 - \omega\lambda + \frac{\omega^2 r^2 - W^2}{2} \quad \text{dır.}$$

Buradan c_p nin sabit olduğu kabulü ile

$$\frac{T}{T_1^1} = \frac{h_1}{h_1^1} = 1 - \frac{W^2 + 2\omega\lambda - \omega^2 r^2}{2c_p T_1^1} \quad (1.25)$$

ve $W=0$ ile

$$\frac{T^{11}}{T_1^1} = 1 - \frac{2\omega\lambda - \omega^2 r^2}{2c_p T_1^1} \quad \text{dır.} \quad (1.26)$$

İzentropik koşullar için

$$\frac{\rho}{\rho_1} = \left(\frac{T}{T_1} \right)^{1/\gamma-1} \quad (1.27)$$

giriş toplam koşulları biliniyorsa hızın bilindiği her noktada statik yoğunluğu verir.

Kayıpları hesaplamak için hesaplanmış yoğunluk üzerinde bir düzeltme yapmak gereklidir. Diğer bir yolda verimdeki kaybın bir ölçüsü olarak izafi toplam basınçta bir kayıp kabul etmektir.

$$\Delta P^{11} = P_{isen}^{11} - P^{11}$$

Ondan sonra

$$\begin{aligned} \rho &= \left(\frac{\rho}{\rho^{11}} \right) \rho^{11} = \left(\frac{T}{T^{11}} \right)^{1/(\gamma-1)} \frac{P^{11}}{RT^{11}} = \left(\frac{T}{T^{11}} \right)^{1/(\gamma-1)} \frac{P_1^{11} - \Delta P^{11}}{RT^{11}} \\ &= \left(\frac{T}{T^{11}} \right)^{1/(\gamma-1)} \rho_{isen} - \left(\frac{T}{T^{11}} \right)^{1/(\gamma-1)} \frac{\Delta P^{11}}{RT^{11}} \end{aligned}$$

olarak bulunur.

Bu izafi toplam basınçtaki belirtilmiş kayıp ile statik yoğunluğu verir.

Sıcaklık oranları denklem 1.25 ile 1.26 dan hesaplanabilir, giriş toplam koşullarının bilindiği kabul edilir.

Ağırlık debisi bir çözüm ağında

$$w = N \int_0^S \rho W_n \Delta \theta ds \quad (1.28)$$

ile hesaplanabilir. Burada $\Delta \theta$ kanatlar ve yerleştirilmiş ağ ile oluşturulmuş dönme yüzeyinde W nin normal bileşeni

W_n arasındaki açıdır. Şekil 1.4 den görülebileceği gibi

$$W_n = W_m \cos(\psi - \alpha) \text{ ve } W_m = W \cos \beta \text{ dir.} \quad (1.29)$$

$$\Delta \theta, \Delta \theta = \frac{2\pi}{N} - \frac{t_e}{r} \text{ den elde edilebilir.} \quad (1.30)$$

Burada t_e tağetsel kalınlıktır. Orta akım yüzeyinin normal kalınlığı t_n ile belirtilirse

$$t_e^2 = t_n^2 \left[1 + r^2 \left(\frac{\partial \theta}{\partial z} \right)^2 + r^2 \left(\frac{\partial \theta}{\partial z} \right)^2 \right] \text{ bulunur.} \quad (1.31)$$

Buradaki $\partial \theta / \partial r$ ve $\partial \theta / \partial z$ kabul edilen orta akım yüzeyinde değil orta kanat şekli üzerindedir. Denklem. 1.25 ile 1.27 ve 1.29 ile 1.31 eğri uydurma yöntemi kullanılarak integre edilen denklem 1.28 için sayısal data verir.

Kanat yüzey hızları orta akım yüzeyindeki hesaplanmış hızlar kullanılarak çeşitli yaklaşık metodlarla bulunabilir.

Dönmesiz akış ve kanatlar arasındaki lineer hız dağılımı temeline dayandırılmış metod dönme yüzeyi için potansiyel akım eşitliğinin çözümü ile karşılaştırıldığı zaman iyi sonuçlar verir.

Denklem 1.25 ile 1.27 ve hâl denklemi kanat yüzeyleri üzerindeki sıcaklık, yoğunluk ve basıncın hesaplanmasında kullanılabilir.

1.5 SAYISAL TEKNİKLER ve METOD

Bu çalışmada ilk adım denklem. 1.23 ve 1.27 için $\alpha, \beta, r_c, \partial\theta/\partial r, \partial\theta/\partial z, dr/ds, dz/ds, dW_m/dm$ ve dW_e/dm parametrelerinin sayısal hesaplanmasıdır. α, β ve r_c parametrelerini hesaplamak için bir akım çizgisi geometrisi yerleştirilmelidir. Tasarlanan akım yüzeyi için kanatlar arası yüzeyde saptanacak hız gradyeni boyunca ilk çözümüğü (düz çizgiler) çizilir. Akım çizgilerine ilk başlangıç yaklaşımı için, her çözüm ağı çok sayıda aralığa bölünebilir. Uygun olarak belirlenen akım çizgileri modeli için akım çizgisinin geometrik parametreleri son çözümden çok farklı değildir.

$dr/dz, d^2r/dz^2$ her noktada spline ile eğri uydurma yaklaşımıyla (spline fit curve) belirlenebilir. Ondan sonra

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{dr}{dz} \quad \text{ve}$$

$$\frac{1}{r_c} = \frac{\frac{d^2r}{dz^2}}{\left[1 + \left(\frac{dr}{dz}\right)^2\right]^{3/2}} \quad \text{dir.} \quad (1.32)$$

Eğrilik yarıçapının ötelenmesi $d^2r/dz^2=0$ olması durumunda sıfır ile bölmekten kaçınmak içindir.

Geri kalan parametreler için kanatlar arasındaki ortalama akım yüzeyi $\theta=\theta(r,z)$ gereklidir, bu yüzey öyle verilmelidirki her noktada $\partial\theta/\partial r$ ve $\partial\theta/\partial z$ belirlenebilsin. Eğri uydurma yaklaşımı buna yardımcı olur. $\partial\theta/\partial r$ ve $\partial\theta/\partial z$ bilindiği zaman β

$$\begin{aligned}
 \operatorname{tg}\beta &= r \frac{d\theta}{dm} = r \left(\frac{\partial\theta}{\partial r} \frac{dr}{dm} + \frac{\partial\theta}{\partial z} \frac{dz}{dm} \right) \\
 &= r \left(\frac{\partial\theta}{\partial r} \sin\alpha + \frac{\partial\theta}{\partial z} \cos\alpha \right) \quad (1.33)
 \end{aligned}$$

den hesaplanabilir.

Başlangıç hesapları için rotor içinde W sabit kabul edilebilir. Şekil 1.3 den görüleceği gibi

$$W_m = W \cos\beta \quad \text{ve} \quad W_e = W \sin\beta \quad \text{dır.}$$

Meridyen akım çizgisi birim vektörü m biliniyorsa dW_m/dm ve dW_e/dm eğri uydurma metodu yardımı ile belirlenebilir. dr/ds ve dz/ds de çözüm ağının açıları ile belirlenebildiğinden dolayı denklem 1.23 deki dW/ds in hesaplanması için gerekli bütün büyüklükler W nin kendisi dışında belirlidir. Gelecek adımda denklem 1.23 ün sayısal integrasyonundaki form

$$\frac{dW}{ds} = f(W, s) \quad \text{şeklindedir.}$$

Burada f fonksiyonu s nin sonlu sayıdaki değerleri için belirlidir. Verilen bir başlangıç hızı için, örneğin kanatlar arası yüzeyin başlangıcında, çözüm ağı boyunca hız dağılımı

$$W_{j+1} = W_j + \left(\frac{dW}{ds} \right)_j \Delta s \quad \text{yaklaşımı ile hesaplanabilir.}$$

Burada indisler akım çizgilerinin numarasını belirtir, ve Δs akım çizgileri arasındaki birim vektördür. Bir düzeltme yaklaşımı ile Runge-Kutta metodu kullanılabilir. Aşağıdaki kısmi Runge-Kutta metodu bu durum için uygulanabilir. [5] Söyle ki

$$W_{j+1}^* = W_j + \left(\frac{dW}{ds} \right)_j \Delta s$$

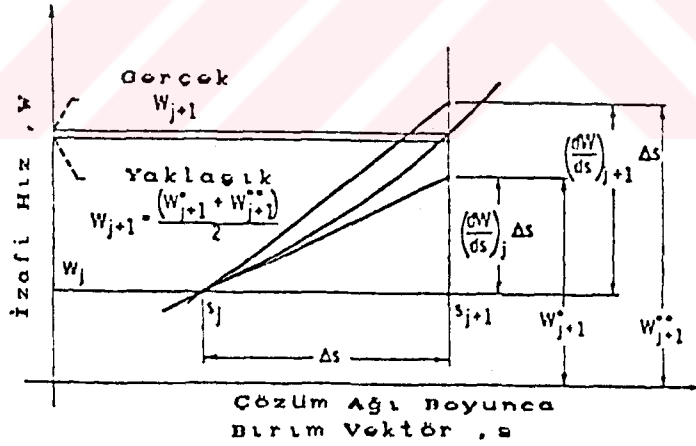
$$W_{j+1}^{**} = W_j + \left(\frac{dW}{ds} \right)_{j+1} \Delta s$$

buradan

$$W_{j+1} = \frac{W_{j+1}^* + W_{j+1}^{**}}{2} \quad \text{dir.} \quad (1.34)$$

Bu aralığın başlangıcındaki türevleri almamıza gerek bırakmaz (Şekil 1.6) ve daha hassas yakınsama sağlar. $(dW/ds)_j$ nin hesaplanması için, Denk.1.23 j sayılı akım çizgisi ve W_j için hesaplanmış parametreler ile kullanılır. $(dW/ds)_{j+1}$ hesaplamak için , (j+1) sayılı akım çizgisi için hesaplanan parametreler ve W_{j+1}^* Denklem 1.23 deki W hızı için kullanılır.

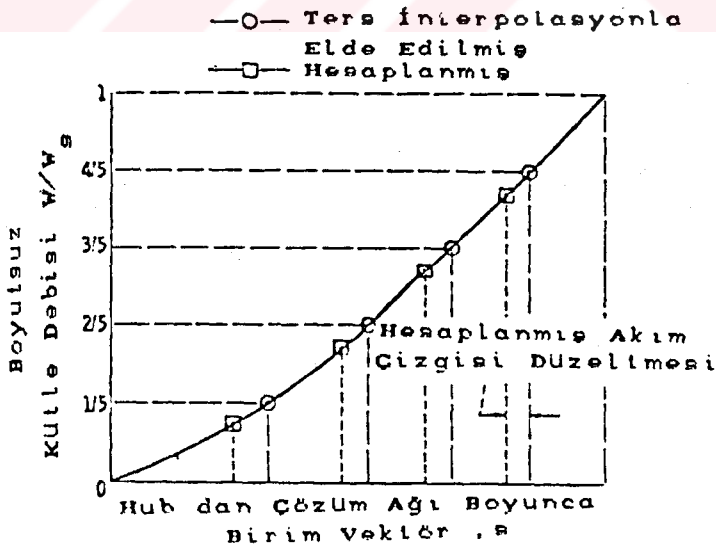
Denk. 1.23 ün integrasyonu için kullanılan bu metod denklemin direkt çözümü ve daha sonra sonuç integralinin hesaplanmasından daha az işlem gerektirir. Bu özellikle el



Şekil 1.6 Differansiyel denklemin çözüm yaklaşımı hesaplamalarına ve bilgisayar programının basitleştirilmesine yardımcı olur. Burada kullanılan metod akım çizgileri, akım çizgileri arasındaki hız % 30 dan daha fazla değişmeyecek şekilde yeter kapalılığa sahipse kesinlikle tatminkar doğruluk verir. Sayısal örneklerde beş akım çizgisi kullanılarak elde edilen sonuçlar yirmi akım çizgisi

ile bulunanlardan çok farklı değildir.

Bir çözüm ağı için kanatlar arası yüzeyde (hub to shroud) bu hesap yapılırsa hub da tahmin edilen ilk hıza bağlı olarak bütün hız dağılımının belirlenmesi ile sonuçlanır. Denklem 1.25, 26, 27, 29, 30 ve 31 denklem 1.28 deki integrasyonu hesaplamak için kullanılabilir. Sayısal integrasyon eğri uydurma yaklaşımı ile hesaplanabilir. Hesaplanan kütle debisi gerçek kütle debisi ile karşılaştırılır. Hesaplanan kütle debisi çok küçükse, hub daki hız artırılır ya da tam tersi yapılır. Ondan sonra hız dağılımı ve kütle debisi tekrar hesaplanır. Hesaplanmış kütle debisi farzedilen hub hızının bir fonksiyonudur, bundan dolayı, kütle debisinin iki değeri lineer interpolasyon ya da eksterpolasyonla hub hızının düzeltilmiş bir değerini elde etmek için kullanılabilir. Bir kaç iterasyonla doğru kütle debisini bulacak hub hızı belirlenecektir. Denklem 1.28 den kanatlar arası yüzeyde çözüm ağı boyunca kütle debisi dağılımı elde edilebilir. Ters interpolasyon (eğri uydurma metodu ile) çözüm ağı üzerinde iki komşu akım çizgisi arasında eşit kütle debisi verecek akım çizgileri aralığını belirlemekte kullanılabilir. (Şekil 1.7)



Şekil 1.7 Çözüm ağı boyunca kütle debisi dağılımı
Girişten çıkışa her çözüm ağı için bu yapıldığı zaman, meridyenel akım çizgisi modeli için yeni bir tahmin

elde edilir.Bu model hesaplanmış hız dağılımı ile birlikte daha sonraki iterasyonlar için kullanılabilir;bununla beraber bu çözümün kullanılması genellikle aşırı çözümle sonuçlanır.Bundan önce düzeltme hesaplamalarının bir kısmı halledilmişti.Diğer problem ise yeni hesaplanan akım çizgisinin önceki akım çizgisinden daha az düz olma eğilimidir.Aşırı düz olmayan akım çizgileri üzerinde hesaplama yapılırsa ,hesaplanmış akım çizgileri kararsız hale gelir.Bunun için bir daha ki iterasyonda kullanılacak olan akım çizgisinin mümkün olabildiği kadar düz olması önemlidir.Bunun başarılması için çeşitli metodlar geliştirilmiştir.



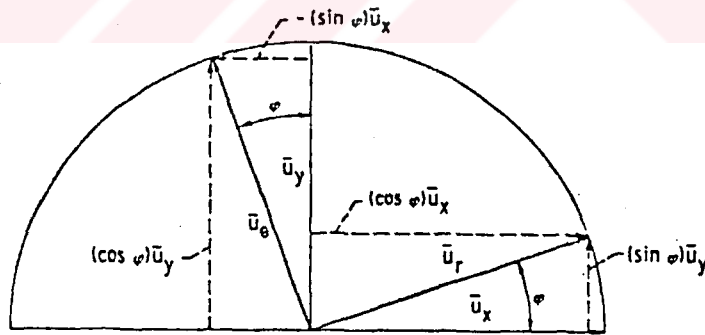
BÖLÜM 2.

2.1 HIZ GRADYENİ DENKLEMİNİN ÇIKARILMASI

Euler in viskoz olmayan bir akışkan için kuvvet denklemi

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = - \frac{1}{\rho} \nabla P \quad \text{dir.} \quad (2.1)$$

Bu rakamlarla ifade edilen denklem belirlenmiş x, y, z dikgen koordinatlarında daha kolay açıklanabilir. Bu problem sürekli hal durumunda basitleştirilerek, Denklem 2.1 izafi hız $\bar{W}$ nin ve izafi basınç gradyeninin r, θ, z silindirik koordinat sisitemindeki terimleriyle açıklanabilir. $\bar{u}_x$ notasyonu x yönündeki birim vektörü göstermek için kullanılır; benzer notasyon diğer koordinatlar içinde kullanılır. $\bar{u}_r$ ve $\bar{u}_\theta$ vektörleri r ve θ nin fonksiyonları olarak gösterilebilir. Şekil 2.1 den görülebileceği gibi



Şekil 2.1 Dikgen ve silindirik koordinatların birim vektörleri arasındaki ilişkiler

$$\begin{aligned} \bar{u}_r &= (\cos \phi) \bar{u}_x + (\sin \phi) \bar{u}_y \\ \bar{u}_\theta &= -(\sin \phi) \bar{u}_x + (\cos \phi) \bar{u}_y \quad \text{dir.} \end{aligned} \quad (2.2)$$

Denklem 2.2 nin türevi alınırsa sonuçta

$$\frac{d\bar{u}_r}{dt} = -\sin\alpha \frac{d\varphi}{dt} \bar{u}_x + \cos\varphi \frac{d\varphi}{dt} \bar{u}_y = \frac{d\varphi}{dt} \bar{u}_\theta = \frac{v_\theta}{r} \bar{u}_\theta$$

$$\frac{d\bar{u}_\theta}{dt} = -\cos\alpha \frac{d\varphi}{dt} \bar{u}_x - \sin\varphi \frac{d\varphi}{dt} \bar{u}_y = -\frac{v_\theta}{r} \bar{u}_r \quad (2.3)$$

bulunur .

$\bar{V} = \bar{v}_r \bar{u}_r + \bar{v}_\theta \bar{u}_\theta + \bar{v}_z \bar{u}_z$ olduğundan denklem 2.3 aşağıdaki denklemi elde etmek için kullanılabilir.

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{V}}{dt} &= \frac{d(\bar{v}_r \bar{u}_r)}{dt} + \frac{d(\bar{v}_\theta \bar{u}_\theta)}{dt} + \frac{d(\bar{v}_z \bar{u}_z)}{dt} \\ &= \frac{d\bar{v}_r}{dt} \bar{u}_r + \frac{\bar{v}_r \bar{v}_\theta}{r} \bar{u}_\theta + \frac{d\bar{v}_\theta}{dt} \bar{u}_\theta - \frac{\bar{v}_\theta^2}{r} \bar{u}_r + \frac{d\bar{v}_z}{dt} \bar{u}_z \\ &= \left[\frac{d\bar{v}_r}{dt} - \frac{\bar{v}_\theta^2}{r} \right] \bar{u}_r + \frac{1}{r} \frac{d(r\bar{v}_\theta)}{dt} \bar{u}_\theta + \frac{d\bar{v}_z}{dt} \bar{u}_z \quad (2.4) \end{aligned}$$

Şimdide basınç gradyeni r, φ ve z silindirik koordinatlarında ifade edilecektir.

$$\nabla p = \frac{\partial p}{\partial r} \bar{u}_r + \frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial \varphi} \bar{u}_\varphi + \frac{\partial p}{\partial z} \bar{u}_z$$

φ ve θ aynı noktada alındığında $\bar{u}_\varphi = \bar{u}_\theta$ dir. (Sabit θ için φ zamanla değiştiğinden, $\bar{u}_\varphi$ de zamanla değişir.) Bu arada $\partial\varphi/\partial\theta=1$ olduğundan dolayı $\partial p/\partial\varphi = \partial p/\partial\theta$ dir. Böylece

$$\nabla p = \frac{\partial p}{\partial r} \bar{u}_r + \frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial \theta} \bar{u}_\theta + \frac{\partial p}{\partial z} \bar{u}_z \quad \text{yazılabilir.} \quad (2.5)$$

$\bar{w}_r = \bar{v}_r$, $\bar{w}_z = \bar{v}_z$ ve $\bar{v}_\theta = \bar{w}_\theta + \omega r$ olduğu dikkate alınıp Denklem 2.4 ve 2.5, denklem 2.1 de yerine konur ve $\bar{u}_r, \bar{u}_\theta$ ve $\bar{u}_z$ in katsayıları eşitlenirse sonuçta

$$\frac{dW_r}{dt} - \frac{(W_\theta + \omega r)^2}{r} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} \quad (2.6a)$$

$$\frac{1}{r} \frac{d(rW_\theta + \omega r^2)}{dt} = - \frac{1}{\rho r} \frac{\partial p}{\partial \theta} \quad (2.6b)$$

$$\frac{dW_z}{dt} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} \quad (2.6c)$$

Şimdide izafi hızın herhangi bir yönde hareketi izleyerek alınan türevi hakkında bir ifade çıkarılacaktır. Bu açıklamadaki parametreler bir noktadan geçen akım çizgisine ait değerlerin bilinmesini gerektirir, bununla birlikte, akım çizgilerinden biri biliniyorsa, herhangi bir yöndeki hız gradyeni hesaplanabilir.

q keyfi bir eğri üzerindeki birim vektörü belirtirse, p basıncının bu eğri üzerindeki hareketi izleyerek alınan türevi

$$\frac{dp}{dq} = \frac{\partial p}{\partial r} \frac{dr}{dq} + \frac{\partial p}{\partial \theta} \frac{d\theta}{dq} + \frac{\partial p}{\partial z} \frac{dz}{dq} \quad \text{dir.}$$

2.6 denklemleri kullanılarak

$$- \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dq} = \left[\frac{dW_r}{dt} - \frac{(W_\theta + \omega r)^2}{r} \right] \frac{dr}{dq} + \frac{d(rW_\theta + \omega r^2)}{dt} \frac{d\theta}{dq} + \frac{dW_z}{dt} \frac{dz}{dq} \quad \text{elde edilir.} \quad (2.7)$$

Denklem 2.7 basınç gradyeninin q yönündeki ifadesidir. Basınç gradyeni ve hız gradyeni arasında bir ilişki bulmak gereklidir. Buda akış izentropik kabulü ile kolayca yapılabilir.

Şöyle ki

$$\frac{dp}{\rho} = dh \quad \text{dır.}$$

Denk.2.6a, $W_r = dr/dt$; 2.6b, $W_\theta = r(d\theta/dt)$; 2.6c, $W_z = dz/dt$ ile çarpılıp terimler eklenip birleştirilirse

$$\frac{1}{2} \frac{dW^2}{dt} = \omega^2 r \frac{dr}{dt} - \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dt} = \frac{\omega^2}{2} \frac{d(r^2)}{dt} - \frac{dh}{dt} \quad \text{olarak}$$

izentropik akış için enerji denklemini verir. Girişten bir akım çizgisi boyunca integrasyon yapılırsa sonuçta

$$W^2 - W_1^2 = \omega^2 (r^2 - r_1^2) - 2(h - h_1) \quad \text{bulunur.} \quad (2.8)$$

$W_m = V_m$ ve $V_\theta = W_\theta + \omega r$ olduğundan dolayı

$$V^2 - V_\theta^2 = W^2 - W_\theta^2 = W^2 - W_\theta^2 + 2V_\theta \omega r - \omega^2 r^2$$

ya da

$$V^2 = W^2 + 2V_\theta \omega r - \omega^2 r^2 \quad \text{dır;}$$

buradan, girişte

$$h_1^i = h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_1 + \frac{W_1^2 + 2\omega r_1 - \omega^2 r_1^2}{2} \quad \text{bulunur.}$$

h_1 denklem 2.8 de yerine konduğunda

$$h = h_1^i - \omega \lambda + \frac{\omega^2 r^2 - W^2}{2} \quad \text{elde edilir.} \quad (2.9)$$

Akış izentropik kabulü ile türev alınırsa sonuçta

$$\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dq} = \frac{dh}{dq} = \frac{dh_1^i}{dq} - \omega \frac{d\lambda}{dq} + \omega^2 r \frac{dr}{dq} - W \frac{dW}{dq} \quad \text{bulunur.}$$

Bu eşitlik denklem 2.7 de yerine konulursa

$$\begin{aligned} \frac{dW}{dq} = & \frac{1}{W} \frac{dh_1^1}{dq} - \frac{\omega}{W} \frac{d\lambda}{dq} + \left[\frac{\omega^2 r}{W} + \frac{1}{W} \frac{dW_r}{dt} - \frac{(W_e + \omega r)^2}{r} \right] \frac{dr}{dq} + \\ & \frac{1}{W} \frac{d(rW_e + \omega r^2)}{dt} \frac{d\theta}{dq} + \frac{1}{W} \frac{dW_z}{dt} \frac{dz}{dq} \end{aligned} \quad (2.10)$$

elde edilir.

$$W_m = W \cos\beta \quad \text{ve} \quad \frac{d\alpha}{dt} = \frac{d\alpha}{dm} \frac{dm}{dt} = \frac{W_m}{r_c} \quad \text{olduğu dikkate}$$

alınarak $W_r = W_m \sin\alpha$ ve $W_z = W_m \cos\alpha$ nın türevleri alınır

$$\begin{aligned} \frac{dW_r}{dt} = & \frac{W^2 \cos^2\beta \cos\alpha}{r_c} + W \sin\alpha \cos\beta \frac{dW_m}{dm} \\ \frac{dW_z}{dt} = & - \frac{W^2 \cos^2\beta \sin\alpha}{r_c} + W \cos\alpha \cos\beta \frac{dW_m}{dm} \end{aligned} \quad (2.11)$$

bulunur.

Aynı zamanda

$$\frac{1}{W} \frac{d(rV_e)}{dt} = \frac{1}{W} \frac{d(rW_e + r^2\omega)}{dt} = r \cos\beta \frac{dW_e}{dt} +$$

$$W \sin\alpha \cos\beta \sin\beta + 2 r \omega \sin\alpha \cos\beta \quad \text{dır.} \quad (2.12)$$

Denklem 2.11 ve 2.12 kullanılarak ve $V_e = W_e + \omega r$, $W_e = W \sin\beta$ olduğu dikkate alınarak denklem 2.10 sonuçta aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\frac{dW}{dq} = a \frac{dr}{dq} + b \frac{dz}{dq} + c \frac{d\theta}{dq} + \frac{1}{W} \left[\frac{dh_1^1}{dq} - \omega \frac{d\lambda}{dq} \right] \quad (2.13)$$

burada

$$\begin{aligned}
 a &= \frac{W \cos^2 \beta \cos \alpha}{r_c} - \frac{W \sin^2 \beta}{r} + \sin \alpha \cos \beta \frac{dW_m}{dm} - 2\omega \sin \alpha \\
 b &= \frac{W \cos^2 \beta \cos \alpha}{r_c} + \cos \alpha \cos \beta \frac{dW_m}{dm} \\
 c &= W \sin \alpha \cos \beta \sin \beta + r \cos \beta \left[\frac{dW_e}{dm} + 2\omega \sin \alpha \right] \text{ dir.}
 \end{aligned} \tag{2.14}$$

Meridyenel düzlem analizi q eğrisinin meridyenel düzlem üzerindeki izdüşümü ile ilgilidir. Bu izdüşüm eğrisi çözüm ağı olacaktır. s bu eğri üzerindeki birim vektörü gösterirse

$$\frac{dW}{ds} = \frac{dW}{dq} \frac{dq}{ds} = a \frac{dr}{ds} + b \frac{dz}{ds} + c \frac{d\theta}{ds} + \frac{1}{W} \left[\frac{dh_1^1}{ds} - \omega \frac{d\lambda}{ds} \right] \text{ dir.} \tag{2.15}$$

Denklem 2.15 deki dr/ds ve dz/ds büyüklükleri meridyenel düzlem üzerindeki keyfi eğrinin $r=r(s)$ ve $z=z(s)$ parametrik denklemleri ile belirlenir. $d\theta/ds$ büyüklüğü gerçeğe göre θ üzerindeki değişimi verir. q eğrisi kanatlar arası yüzeyde kalırsa; $d\theta/ds$, $\theta=\theta(r,z)$ ile tanımlanabilir.

$$\frac{d\theta}{ds} = \frac{\partial \theta}{\partial r} \frac{dr}{ds} + \frac{\partial \theta}{\partial z} \frac{dz}{ds} \tag{2.16}$$

Denklem 2.14 ve 2.16, 2.15 de yerine konularak yeniden yazılırsa

$$\frac{dW}{ds} = \left(A \frac{dr}{ds} + B \frac{dz}{ds} \right) W + C \frac{dr}{ds} + D \frac{dz}{ds} + \left[\frac{dh_1^1}{ds} - \omega \frac{d\lambda}{ds} \right] \frac{1}{W} \tag{1.23}$$

Burada

$$A = \frac{\cos\alpha \cos^2\beta}{r_c} - \frac{\sin^2\beta}{r} + \sin\alpha \sin\beta \cos\beta \frac{\partial\theta}{\partial r}$$

$$B = - \frac{\sin\alpha \cos^2\beta}{r_c} + \sin\alpha \sin\beta \cos\beta \frac{\partial\theta}{\partial z}$$

$$C = \sin\alpha \cos\beta \frac{dW_m}{dm} - 2\omega \sin\beta + r \cos\beta \left(\frac{dW_e}{dm} + 2\omega \sin\alpha \right) \frac{\partial\theta}{\partial r}$$

$$D = \cos\alpha \cos\beta \frac{dW_m}{dm} + r \cos\beta \left(\frac{dW_e}{dm} + 2\omega \sin\alpha \right) \frac{\partial\theta}{\partial z} \quad (1.24)$$

Denklem 1.23 ve 1.24 ün bu yazılımı sayısal çözüm için elverişlidir.

2.2 SPLINE FIT CURVE' Un KULLANILMASI

Bir dizi argümana karşılık gelen bir dizi fonksiyon değerleri mevcut ise, gerçek fonksiyonu bu değerlere yaklaştıracak çeşitli eğri uydurma yöntemleri vardır. Klasik yöntem $n+1$ nokta için n inci derece bir polinom kullanımıdır. Ama bu, özellikle çok sayıda nokta için, özellikle uç noktalardaki türev ve eğriliklerin hesabı için yeterli olmayabilir. Diğer bir teknik ise daha az nokta kullanarak polinom parçacıkları elde etmektir, ama buda düzgün bir eğri vermez. Yakın zamanlarda büyük ilgi gören diğer bir yöntem ise birinci ve ikinci türevleri karşılayan üçüncü derece parçalar (piecewise cubic) yöntemidir ki buna çoğunlukla spline ile eğri uydurma (spline fit curve) adı verilir. Küçük eğimlerde, ikinci türev bir fonksiyonun eğriliğine yaklaşık eşit olduğundan, bir parçacığın (spline) biçim değiştirme enerjisi, $\int [f''(x)]^2 dx$ i minimize ederek minimize edilebilir. Burada $f(x)$, spline tarafından tanımlanan eğridir. Spline ile eğri uydurma bu özelliğe sahiptir. Bu yöntem Walsh, Ahlberg ve Wilson tarafından verilmiştir. [6]

Böylece spline ile uydurulmuş eğri verilen noktalardan geçen idealleştirilmiş bir spline'nın şekline uygun bir matematiksel ifade olur. Bu çalışmada iki keyfi sınır şartıyla birlikte noktaların koordinatları verildiği zaman, spline fit curve'un belirlenmesi için basit bir yöntem verilmiştir. Bilgisayar programında gerçekte kullanılan sınır koşulu, bir uç noktadaki ikinci türevin ,diğer noktadaki (bir sonraki) ikinci türevin yarısı olmasıdır. Bu spline'ı düz bırakmak yerine, son noktasının ötesinde hafifçe eğmeye eşdeğerdir. Spline fit curve, denklemlerdeki bir çok parametrenin belirlenmesi

için basit bir analitik yöntem sağlamıştır. Spline fit curve, birinci ve ikinci türevleri, eğrilikeri, enterpole edilmiş fonksiyon değerlerini, enterpole edilmiş türevleri belirlemek ve integrasyon için kullanılır.

Spline uydurma yöntemine ilişkin sözü edilmesi gerekli diğer bir hususda, gerçek bir spline eğrinin yaklaşık olarak belirlenmesi (uydurulması) çok büyük olmayan eğime bağlıdır. Deneysel olarak eğimin mutlak değeri birden büyük değilse iyi sonuçlar elde edilir. Radyal türbinlerde akım çizgilerine bu metodun uygulanmasında bir problem olur, bunun nedeni giriş açısının -90° civarında olmasıdır. Maksimum eğimi bir civarında tutarak yani koordinat eksenini 45° döndürerek bu problem halledilir.

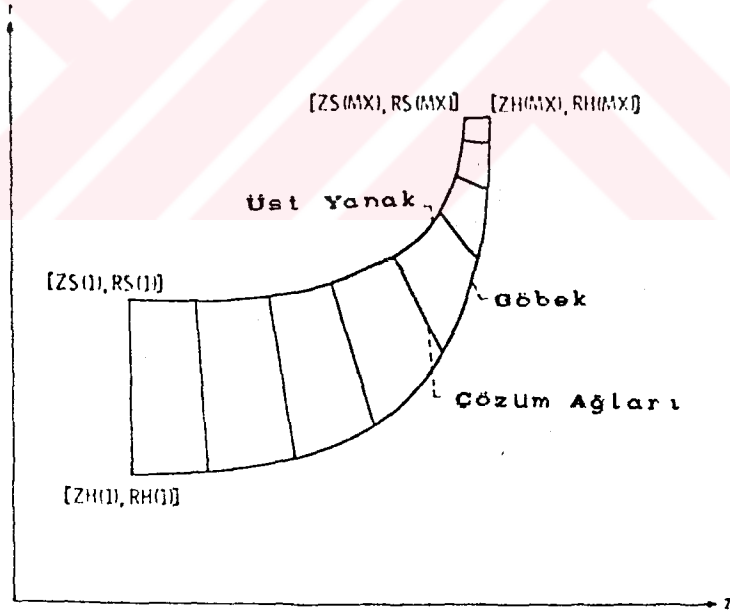


BÖLÜM 3

3.1 GİRİŞ BÖLÜMÜ

Bu kısımda ana program için giriş değerleri açıklanacaktır. Giriş değerleri esas olarak kütle debisi, dönme hızı, kanatların sayısı, özgül ısı oranı, giriş toplam sıcaklığı ve yoğunluğu, gaz sabiti, toplam izafi basınç kaybı, kanatlar arası yüzey profili, orta kanat şekli ve kanat kalınlığıdır. Bu programda birim sistemlerine bağlı sabitler kullanılmadığından dolayı herhangi bir birim sistemi ile çalışılabilir.

Giriş büyüklükleri Şekil 3.1 de giriş formu Şekil 3.2 de gösterilmiştir.



Şekil 3.1 Giriş büyüklükleri

5	10	15	20	21	30	31	40	41	50	51	60	61	70
TITLE													
MX	KMX	MR	MZ	W	WT	XN	GAM	AR					
TYPE	MT	SRW	MXBL	TEMP	ALM	RHO	PIOSS	ANGR					
KSTH	NPRT	ITER	KD	SFACT	ZSP1.IT	BETO	CONFAC	SSN					
ZS ARRAY													
ZH ARRAY													
RS ARRAY													
RH ARRAY													
THTA ARRAY													
ZT ARRAY (IF KD = 2, ZT ARRAY USED. THTA = f(ZT), MT = No. of.)													
TN ARRAY													
XZ ARRAY													
XR ARRAY													

Sekil 3.2 Giriş formu

Giris değerleri

MX	özüm ağı sayısı
KMX	akım çizgisi sayısı
MR	TN nin r değerlerinin sayısı
MZ	TN nin z değerlerinin sayısı
W	dönme hızı
WT	kütle debisi
XN	dolu kanatların sayısı
GAM	özgül ısı oranı
AR	gaz sabiti
TYPE	tamsayı,dizilerin nasıl kullanılacağını gösteren kod
	0 Bu büyüklükler ana program ile hesaplanacaktır
	1 Önceki durumda hesaplanan büyüklükler sonra ki adımda kullanılacaktır.
MT	ZT dizisinde z koordinatlarının sayısı
SRW	tamsayı,düzeltilme amaçlı çıkış kodu
	0 normal çalışma
	13 SPLINE
	16 SPLINT
	21 RUUT
MXBL	kanatlardan itibaren çözüm ağı sayısı
TEMP	giriş toplam sıcaklığı
ALM	girişte prerotation
RHO	giriş toplam yoğunluğu
PLOSS	toplam izafi basınç kaybı
ANGR	akım çizgisi dönme açısı
KSTH	her bir iterasyon için akım çizgilerinin düzeltme sayısını belirtir
	KSTH=0 normal çalışma
NPRT	akım çizgilerinin çıkış kontrol sayısı
ITER	iterasyon sayısı
KD	komprasör tipini belirtir
	KD=0 geri akışlı kanat için
	KD=1 difüzör ve aksenel komprasör için
	KD=2 radyal kanat için
SFACT	dağıtıcı kanatlar için katsayı

SFACT=1 dağıtıcısız durum
 SFACT=2 dağıtıcılı durum
 ZSPLIT dağıtıcı kanat başlangıcında z koordinatı
 BETO çıkışta akış açısı
 CORFAC akım çizgisi düzeltme oranı
 SSN düzeltme istenilen son çözüm ağı
 SSN=0 düzeltme yoksa
 ZS shroud da z koordinatları dizisi
 ZH hub da z koordinatları dizisi
 RS shroud da ZS e uygun r koordinatları dizisi
 RH hub da ZH a uygun r koordinatları dizisi
 THTA θ koordinatları dizisi (KD=1 ve 0 olduğu zaman θ çözüm ağı boyunca sabittir ve ZS,ZH,RS ve RH dizilerine uygun olmalıdır.KD=2 olduğu zaman; θ , z in bir fonksiyonudur ve ZT dizisine uygun olmalıdır.)
 ZT THTA dizisine uygun z koordinatları dizisi (sadece KD=2 olduğu zaman kullanılır)
 TN orta kanat şeklinde normal kalınlık dizisi
 XZ kalınlık için z koordinatları dizisi
 XR kalınlık için r koordinatları dizisi

3.2 ANA PROGRAM ve ALT PROGRAMLARA AİT DEĞİŞKENLER

Ana program QUAC metodun analizinde verilen bütün denklemleri içerir ve başlıca hesaplamaları yapar. Bu programda K akım çizgisi sayısını, I çözüm ağı sayısını belirtecektir. QUAC düzeltme, kök bulma, integrasyon, interpolasyon gibi çeşitli fonksiyonları yerine getirmek için RUUT, SMOOTH, INTGRL, CONTIN, SPLIDER, SPLINE, LININT ve SPLINT alt programlarını çağırır. Alt program RUUT verilen iki nokta arasındaki kökü bulur. Orta akım yüzeyini orta kanal şeklinden bölen noktada meridyenel mesafeyi bulmak için kullanılır. Alt program SMOOTH akım çizgilerini daha iyi bir sayısal çözüm için düzleştirir. Hub akım çizgisini temel akım çizgisi kadar düzleştirmek için kullanılır. Alt program INTGRL bir fonksiyonun eşit olmayan aralıklarla verilen noktalardaki sayısal integrasyonu için kullanılır. Alt program CONTIN gelecek iterasyonda hub ve shroud arasında akışın sürekliliğini sağlamak için gerekli hub hızını önceden tahmin etmek için kullanılır. Alt program SPLINE birinci ve ikinci türevleri bulmak için kullanılır. Alt program SPLIDER türev değerlerinin interpolasyonunda kullanılır. Alt program LININT bir fonksiyonun iki değeri arasında lineer interpolasyon yapabilir. Girişte verilen kanat kalınlıkları değerlerinden normal kanat kalınlığı t_n değerlerinin interpolasyonunda kullanılır. Alt program SPLINT interpolasyon yani ara değer bulmak için kullanılır.

Ana program değişkenleri :

- A geçici program değişkeni
- AB geçici program değişkeni
- AC geçici program değişkeni
- AD geçici program değişkeni

AE kanadın ön ucundan meridyen uzaklık
 AL α
 AMLER MLER
 B geçici program değişkeni
 BA hub ve K ıncı akım çizgisi arasındaki toplam kütle akışı
 BETA β
 BETAD β_l
 BETAT β_t
 BETOH hub da çıkış kanat açısı
 BETOM ortada çıkış kanat açısı
 BETOT ucta çıkış kanat açısı
 C geçici program değişkeni
 CAL $\cos\alpha$
 CBETA $\cos\beta$
 CI girişte sesin durma hızı
 COSBD $\cos\beta_l$
 COSBT $\cos\beta_t$
 CP c_p
 CURV $1/r_c$
 DELBTA $\beta_t - \beta_l$
 DELTA hesaplanmış akım çizgisi düzeltmesi
 DENSTY ρ
 DN hub dan çözüm ağı boyunca birim vektör
 DRDM $d(rw + W \sin\beta)r\Delta\theta/dm$
 DTDMB $(de/dm)_b$
 DTDMS dağıtıcı kanat ucunda de/dm
 DTDR $\partial e/\partial r$
 DTDZ $\partial e/\partial z$
 DWMDM dW_m/dm
 DWTDM dW_n/dm
 E geçici program değişkeni
 ERROR yeni iterasyon için maksimum hesaplanmış akım çizgisi düzeltmesi
 ERROR1 önceki iterasyondan ERROR
 EXPON $1/(\gamma-1)$
 G geçici program değişkeni

GAM	γ
HR	r yönünde çözüm ağı boyunca aralık
HZ	z yönünde çözüm ağı boyunca aralık
I	çözüm ağı sayısını gösteren indis
IND	altprogram CONTIN in kullanımı için kod sayısı
INF	ZH-ZS=0 olduğu zaman 1
K	akım çizgisi sayısını göstermek için indis
KMXM1	KMX-1
N	MXBL
N1	N+1
N2	MX-1
PRS	p
PSI	ψ
R	r
RB	r_b
RC	r_c
REXIT	ortalama çıkış yarıçapı
RHO	ρ_1^1
RI	ön uç yarıçapı
RIS	dağıtıcının ön uç yarıçapı
RO	arka uç yarıçapı
RSPLIT	dağıtıcı kanadın ön ucunda r koordinatı
RUNO	işlem sayısı
SA	A,Denklem 1.23
SAL	$\sin\alpha$
SB	C,Denklem 1.23
SBETA	$\sin\beta$
SC	β ,Denklem 1.23
SD	D,Dneklem 1.23
SLA	çözüm ağı üzerinde akım çizgileri arasında ortalama uzaklık
SM	girişten bir meridyenel akım çizgisine olan uzaklık
SM1	akım yüzeyinin kanat yüzeyinden saptığı noktadan önce birinci çözüm ağından diğer çözüm ağına uzaklık
SM2	akım yüzeyinin kanat yüzeyinden saptığı noktadan sonra birinci çözüm ağından diğer çözüm ağına uzaklık
SMF	meridyenel uzaklık oranı

SMEXIT birinci çözüm ağındak kanadın arka ucuna meridyenel uzaklık

SMRB birinci akım çizgisinden orta akım yüzeyinin orta kanat şeklinden saptığı noktaya olan meridyenel uzaklık

T t_n

TANBB $\tan\beta_b$

TANS $\tan\beta_s$, dağıtıcının ön ucunda

TEMP T_1^1

THTAB θ_b

THTAF θ_f

THTAS θ_s

THH hub da orta kanat şekli üzerinde θ koordinatı

THHC geçici program değişkeni

THH1 hub da kanat yüzeyi 1 üzerindeki θ koordinatı

THH2 hub da kanat yüzeyi 2 üzerindeki θ koordinatı

THM ortada orta kanat şeklinin θ koordinatı

THMC geçici program değişkeni

THM1 ortada kanat yüzeyi 1 üzerindeki θ koordinatı

THM2 ortada kanat yüzeyi 2 üzerindeki θ koordinatı

THS shroud da orta kanat şeklinin θ koordinatı

THSC geçici program değişkeni

THS1 shroud da kanat yüzeyi 1 üzerindeki θ koordinatı

THS2 shroud da kanat yüzeyi 2 üzerindeki θ koordinatı

TOLER iterasyon toleransı

TSPLIT dağıtıcı kanadın ön ucunda normal kanat kalınlığı

TPP1P T^{11}/T_1^1

TT T_θ

T1P T/T_1^1

W ω

WA w

WAS w^*

WASS w^{**}

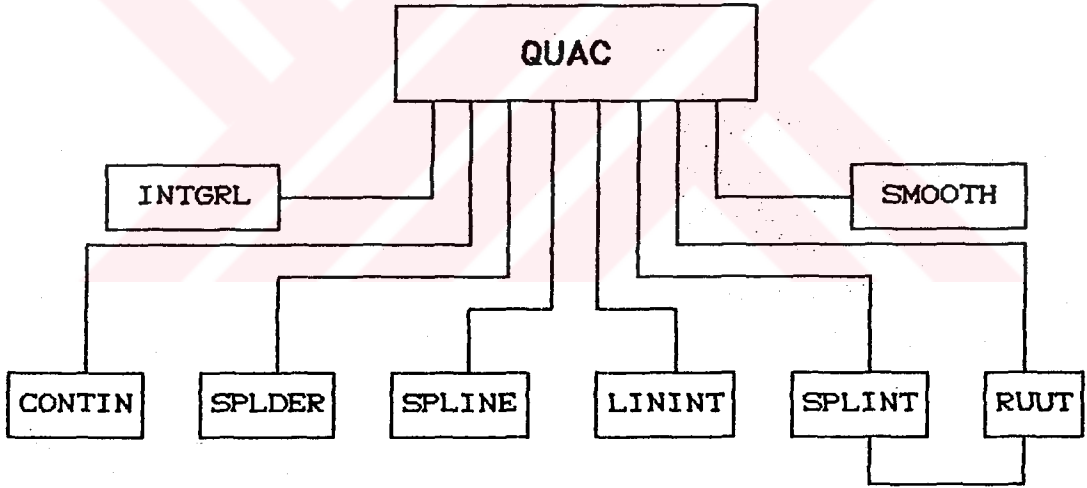
WT toplam kütle debisi

WTFL hub ve Kıncı akım çizgisi arasında hesaplanan kütle debisi

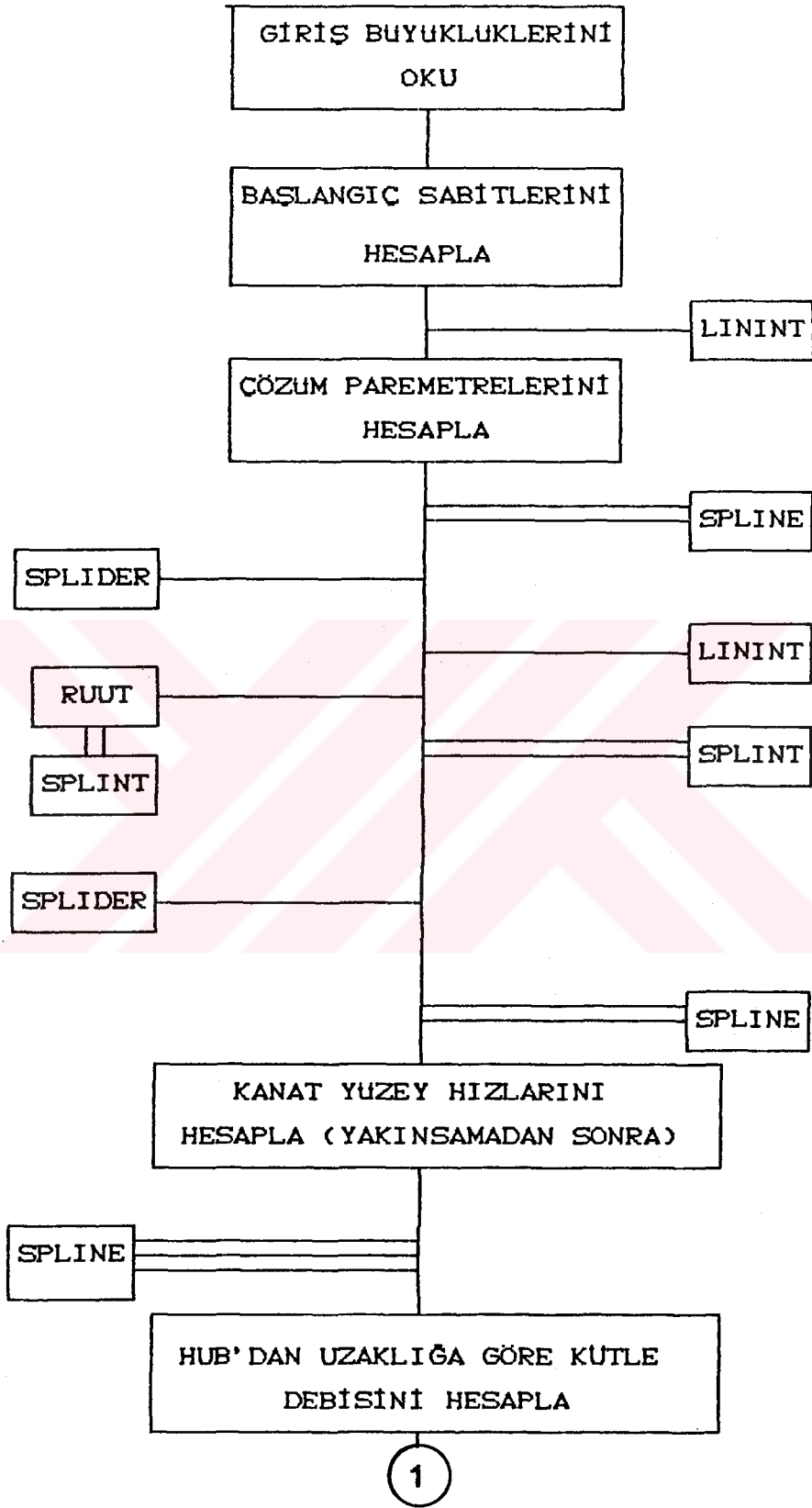
WTHRU w_n

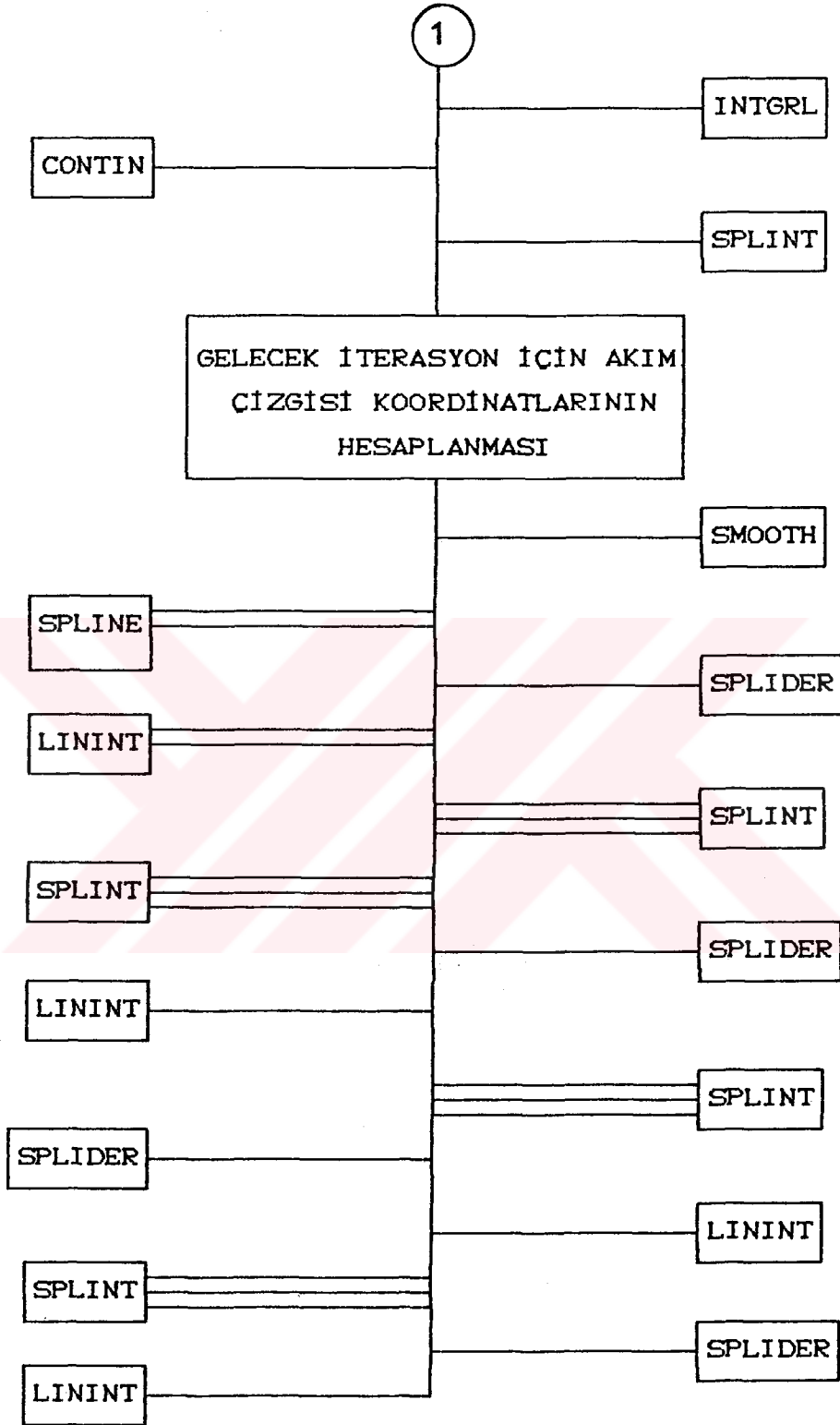
WTR emme yüzeyi hızı
 WL basma yüzeyi hızı
 YA bir çözüm ağında birim uzunluk başına ortalama
 kütle debisi
 YH geçici program değişkeni
 YM geçici program değişkeni
 YS geçici program değişkeni
 Z z
 ZEXIT çıkışta ortalama z koordinatı

Ana ve alt programlar arasındaki ilişkiler ve programın genel akışı da şekil 3.3 ve 3.4 de gösterilmiştir.



Sekil 3,3 Ana ve alt program arasındaki ilişkiler





Sekil 3.4 Programın genel akışı

3.3 ÇIKIŞ DEĞERLERİ

Bu programın çıkışı altı ana gruptan oluşur. Aşağıda her bölüme ait açıklamalar sıralanmıştır.

(1) Birinci çıkış ana programın girişidir.

(2) İkinci çıkış; girişte sesin durma hızını, orta akım yüzeyinin orta kanat şeklinden ayrıldığı yerdeki yarıçapı ve bir çözüm elde etmek için gerekli iterasyonların sayısını uygun maksimum akım çizgisi değişimleri ile verir.

(3) Çıkış üç hesaplamada kullanılan bazı önemli büyüklükleri verir.

ALPHA	meridyenel akım çizgisi ve z eksenini arasındaki açı
RC	meridyenel akım çizgisinin eğrilik yarıçapı
SM	meridyenel birim vektör
BETA	akış açısı, β
TT	teğetsel kanat kalınlığı
SA	A, Denk. 1.23
SB	C, Denk. 1.23
SC	B, Denk. 1.23
SD	D, Denk. 1.23

(4) Çıkış dört her akım çizgisi için hızları ve basınçları verir.

Z	z koordinatı
R	r koordinatı
WA	orta akım yüzeyinde izafi hız
PRESS	statik basınç
WTR	emme-yüzeyi hızı
WL	basma-yüzeyi hızı
TTREL	toplam izafi sıcaklık

(5) Çıkış beş kanatlar arası yüzey ve ortası için akım kanalı ve kanat şekli koordinatlarını verir.

STGR kanadın arka uç merkezinden ön uç merkezine kadar olan daire üzerinde birim vektör.

RI ön uç yarıçapı

RO arka uç yarıçapı

Dağıtıcı kanatlar sözkonusu olduğunda aşağıdaki çıkışlar ek olarak verilir.

MLER dağıtıcı kanadın ön ucundan arka ucuna uzaklık

STGRS dağıtıcı kanadın arka uç merkezinden ön uç merkezine kadar olan daire üzerinde birim vektör.

RI dağıtıcının ön uç yarıçapı

RO dağıtıcının arka uç yarıçapı

BETAS dağıtıcının ön ucunda akış açısı

(6)Çıkış altı hub,orta ve uç için akış açılarını verir.



BÖLÜM 4

4.1 AKIS ANALİZİ YAPILAN ÖRNEKLER

Bu bölümde bilgisayar programı arkaya eğik kanatlı kompressör, radyal kompressör ve kanatlı difüzör için verilen uygun giriş değerleriyle çalışılmıştır. Akım çizgileri;meridyem düzlemde akım çizgileri boyunca izafi hızlar, emme yüzeyi hızları, basma yüzeyi hızları, statik basınçlar ve sıcaklıklar grafikler halinde gösterilmiştir. Ayrıca bir akım çizgisi boyunca izafi hızlar, emme yüzeyi hızları ve basma yüzeyi hızlarıda bir grafik halinde belirtilmiştir. Nominal çalışma koşullarının dışında arkaya eğik kanatlı ve radyal kompressör için aynı WT kütle debisinde W devir sayısı % 25-50 fazlalaştırılıp azaltılmış ve bu çalışma koşullarına ait izafi hız ve statik basınç diyagramlarıda verilmiştir. Bütün bunlara ek olarak radyal kompresörde nominal W devir sayısı, WT kütledebisi % 25 artırılmışve % 50 azaltılmış, bu çalışma koşullarına ait izafi hız ve statik basınç diyagramlarıda verilmiştir.

Aşağıda arkaya eğik kanatlı kompressör için elde edilen çıkış örneği kısaltılarak verilmiştir. Programın çıkışı altı ana bölümden meydana gelmektedir. Her bir çıkışa ait büyüklüklerin ne anlama geldiği aşağıda kısaca listelenmiştir.

- (1)Ana programın girişi;
- (2)Girişte sesin durma hızı,orta akım yüzeyinin orta kanat yüzeyünden ayrıldığı yerdeki yarıçap ve bir çözüm elde etmek için gerekli iterasyonların sayısı maksimum akım çizgisi değişimleri ile birlikte;
- (3)Hesaplama kullanılan bazı önemli büyüklükler ;
- (4)Akım çizgileri koordinatları,hızlar ve basınçlar;
- (5)Kanatlar arası yüzey ve ortası için akım kanalı ve kanat şekli koordinatları;
- (6)Hub,orta ve uç için akış açıları.

RUN NO. 1 ..INPUT DATA CARD LISTING

MX	KMX	MR	MZ	W	WT	XN
13	21	5	6	7853.9804700	0.0621600	15.0000000
GAM		AR				
1.3999996		1716.1999500				
TYPE	MT	SRW	MXBL	TEMP	ALM	RHO
0	0	0	4	518.6999510	0.0000000	0.0023770
PLOSS		ANGR				
1622.8000500		45.0000000				
KSTH	NPRT	ITER	KD	SFACT	ZSPLIT	BETO
4	5	1	0	2.0000000	0.1250000	-53.9499969
CORFAC		SSN				
0.1000000		8.0000000				
ZS ARRAY						
-0.0754300			-0.0500000	-0.0250000	0.0000000	
0.0099208			0.0396820	0.0729170	0.0975830	
0.1314200			0.1695800	0.1825800	0.1889200	
0.1916700						
ZH ARRAY						
-0.0754300			-0.0500000	-0.0250000	0.0000000	
0.0101670			0.0540000	0.1208300	0.1557500	
0.1843300			0.2010000	0.2047500	0.2058900	
0.2061700						
RS ARRAY						
0.1412500			0.1412500	0.1412500	0.1412500	
0.1412500			0.1413500	0.1432000	0.1469200	
0.1571200			0.1829100	0.2048700	0.2275700	
0.2500400						
RH ARRAY						
0.0423750			0.0423750	0.0423750	0.0423750	
0.0432290			0.0432290	0.0604420	0.0856550	
0.1262000			0.1784500	0.2071100	0.2277100	
0.2500400						
THTA ARRAY						
1.0829000			0.6977000	0.3380000	0.0000000	
-0.1250000			-0.5000000	-0.9000000	-1.1000004	
-1.3000002			-1.5000000	-1.6000004	-1.6750002	
-1.7500000						

BLADE THICKNESS TABLE

TN ARRAY			
0.0041670	0.0050000	0.0058330	0.0075000
0.0075000	0.0075000		
0.0031250	0.0037500	0.0043750	0.0058330
0.0075000	0.0075000		
0.0020830	0.0020833	0.0022500	0.0033330
0.0050000	0.0058330		
0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000
0.0020830	0.0054170		
0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000
0.0000000	0.0050000		
Z ARRAY			
-0.0008330	0.0472500	0.0944500	0.1417000
0.1833300	0.2083300		
R ARRAY			
0.0416700	0.0915800	0.1412500	0.2083300
0.2541700			

2

STAG.SPEED OF SOUND AT INLET = 340.27 RB = 0.06628

2

ITERATION NO. 1	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.005608
ITERATION NO. 2	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.004904
ITERATION NO. 3	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.004334
ITERATION NO. 4	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.003925
ITERATION NO. 5	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.003546
ITERATION NO. 6	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.003203
ITERATION NO. 7	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.002893
ITERATION NO. 8	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.002616
ITERATION NO. 9	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.002360
ITERATION NO. 10	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.002128
ITERATION NO. 11	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.001917
ITERATION NO. 12	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.001727
ITERATION NO. 13	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.001556
ITERATION NO. 14	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.001406
ITERATION NO. 15	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.001264
ITERATION NO. 16	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.001137
ITERATION NO. 17	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.001022
ITERATION NO. 18	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000919
ITERATION NO. 19	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000826
ITERATION NO. 20	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000742
ITERATION NO. 21	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000666
ITERATION NO. 22	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000599
ITERATION NO. 23	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000538
ITERATION NO. 24	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000483
ITERATION NO. 25	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000433
ITERATION NO. 26	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000389
ITERATION NO. 27	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000349
ITERATION NO. 28	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000313
ITERATION NO. 29	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000281
ITERATION NO. 30	MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000252

3

ITERATION NO. 67				
ALPHA	RO	SM	BETA	TT
SA	SB	SC	SD	
STREAMLINE 1				
-0.234204	0.784670	0.000000	-33.195816	0.000000
-6.906480	8606.289060	-0.028231	-2433.255130	
0.295508	1.613430	0.007751	-32.061783	0.000000
-6.296581	8321.242190	0.032475	-4906.468750	
-0.919494	-6.872246	0.015371	-30.736755	0.000000
-7.711721	7992.378910	-0.123770	2871.596920	
3.659956	32.653488	0.022991	-28.499039	0.001446
2.298506	7721.093750	-0.147025	3146.524170	
4.068859	-28.701767	0.026101	-26.429077	0.001472
-11.579379	6991.203120	0.823694	-1615.205320	
1.431355	18.547684	0.039461	-16.236710	0.001613
3.407788	4168.871090	-0.085150	-4616.281250	
27.762497	19.176376	0.060496	-16.841705	0.001965
3.673533	4077.256590	-1.933762	-741.229980	
44.634796	24.884109	0.073623	-20.264282	0.002121
4.026920	4061.722900	-3.975910	-1491.100340	
64.118912	18.983490	0.088743	-25.749664	0.001957
1.718629	4554.652340	-3.542356	-1542.219240	
79.539398	13.131786	0.105460	-31.632919	0.001773
0.487438	4032.964840	-2.640114	-520.410645	
85.268402	9.763947	0.114270	-36.617264	0.001893
0.172637	-2041.886720	-2.085744	744.000488	
88.218002	6.781168	0.120558	-41.230209	0.001900
0.036806	685.628906	-1.183015	-18.820465	
90.105484	3.080238	0.127365	-53.949951	0.001804
-0.000596	12903.668000	-0.325151	-0.088450	

4

Z WTR	R WL	WA TTREL	PRESS
STREAMLINE 1			
-0.022991	0.012916	188.232208	0.867407
192.032379	184.432053	281.204590	
-0.015240	0.012916	160.855667	0.920941
168.235809	153.475525	281.204590	
-0.007620	0.012916	139.119690	0.958792
133.616928	144.622437	281.204590	
0.000000	0.012916	185.543198	0.872929
184.671661	186.414734	281.204590	
0.003099	0.013176	188.445190	0.850637
194.929092	181.961288	281.404541	
0.016459	0.013176	131.774963	0.862611
136.907516	126.621735	281.404541	
0.036829	0.018423	103.265762	0.815335
119.234375	87.297150	286.285400	
0.047472	0.026108	127.565384	0.836589
145.465393	109.661484	296.360107	
0.056184	0.038466	158.863831	1.050759
196.285278	121.442383	319.853516	
0.061265	0.054391	233.048080	1.566596
272.181641	193.914536	363.390137	
0.062408	0.063127	246.998749	2.152702
307.807617	186.189850	393.613037	
0.062755	0.069406	232.559189	2.874826
279.282227	185.836014	418.111816	
0.062840	0.076212	281.397461	3.445473
283.096680	279.697998	447.290039	

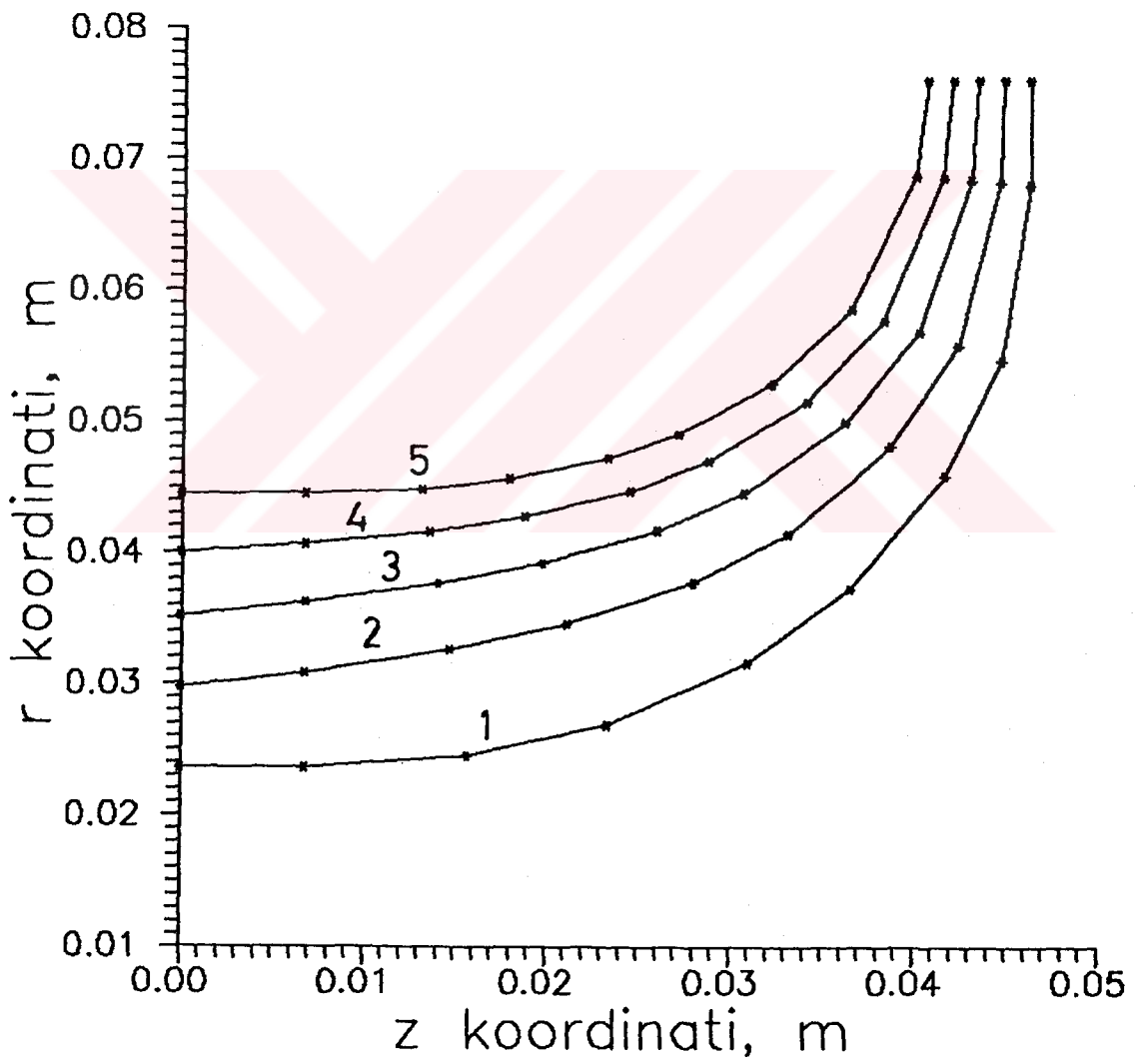
5

ITERATION NO. 67		MAX. STREAMLINE CHANGE = 0.000005	
SHROUD			
STREAM-CHANNEL COORDINATES			
M ARRAY			
-0.0229910	-0.0152400	-0.0076200	0.0000000
0.0030238	0.0120951	0.0222407	0.0298439
0.0406158	0.0546541	0.0624324	0.0696161
0.0765160			
R ARRAY			
0.0430528	0.0430528	0.0430528	0.0430528
0.0430528	0.0430833	0.0436472	0.0447811
0.0478900	0.0557508	0.0624442	0.0693631
0.0762119			
STREAM-CHANNEL NORMAL THCKNESS			
0.0009820	0.0009401	0.0008986	0.0009263
0.0009167	0.0009664	0.0008337	0.0006657
0.0005743	0.0004064	0.0002995	0.0002347
0.0002122			
BLADE COORDINATES			
M ARRAY			
-0.0070076	-0.0046451	-0.0023226	0.0000000
0.0009217	0.0036866	0.0067789	0.0090964
0.0123797	0.0166585	0.0190293	0.0212189
0.0233220			
THETEA ARRAY BLADE SURFACE 1			
0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000
-0.0966896	-0.4712903	-0.8729683	-1.0756140
-1.2762051	-1.4772968	-1.5797405	-1.6559057
-1.7335157			
THETEA ARRAY BLADE SURFACE 2			
0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000
-0.1265830	-0.5019823	-0.9003043	-1.0976582
-1.2970667	-1.4959745	-1.5935316	-1.6673660
-1.7335157			
STGR = -1.7335 RI = 0.31745E-03RO = 0.27517E-03			
SPLITTERS MLER = 0.03863 STGRS = -0.46210 RI = 0.00103			
RO = 0.00028 BETAS = -13.50326			

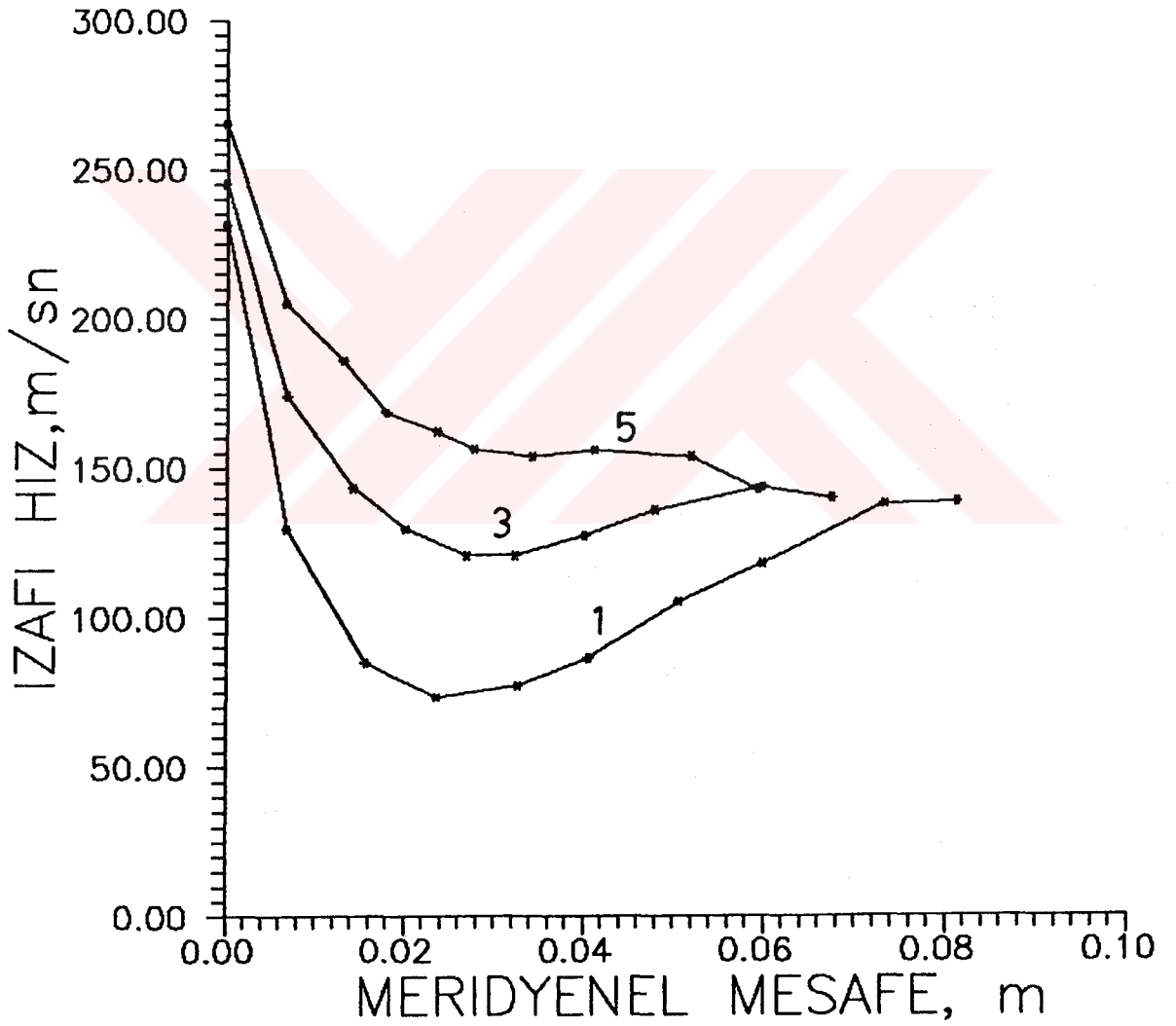
6

INLET ANGLES - HUB -30.70 MEAN -53.79 SHROOD -60.95

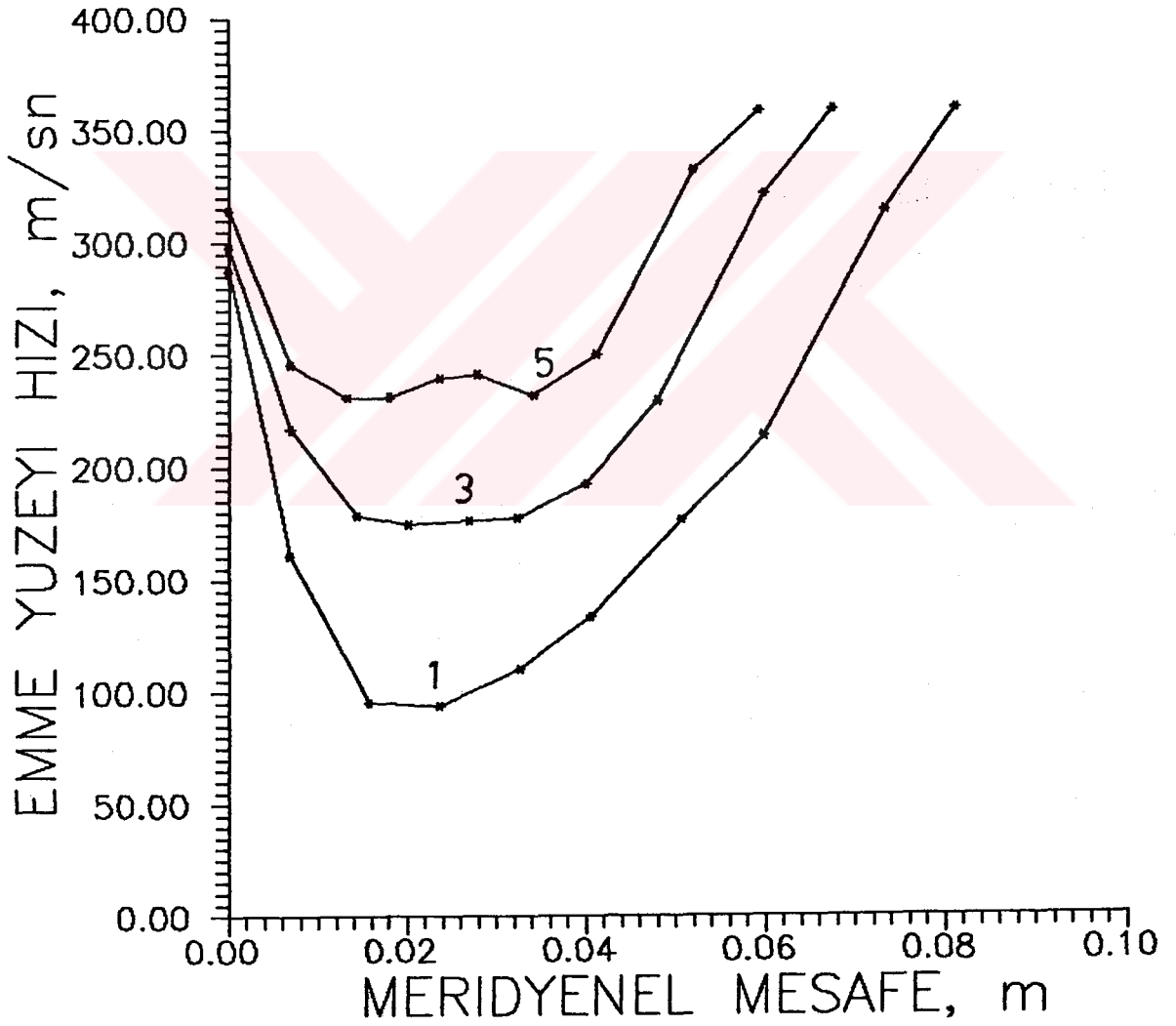
RADYAL KOMPRESSÖR
 $W=4031.7 \text{ RD/s}$ $WT=0.2769 \text{ kg/s}$



RADYAL KOMPRESSÖR
 $W=4031.7 \text{ RD/S}$ $WT=0.2769 \text{ KG/S}$

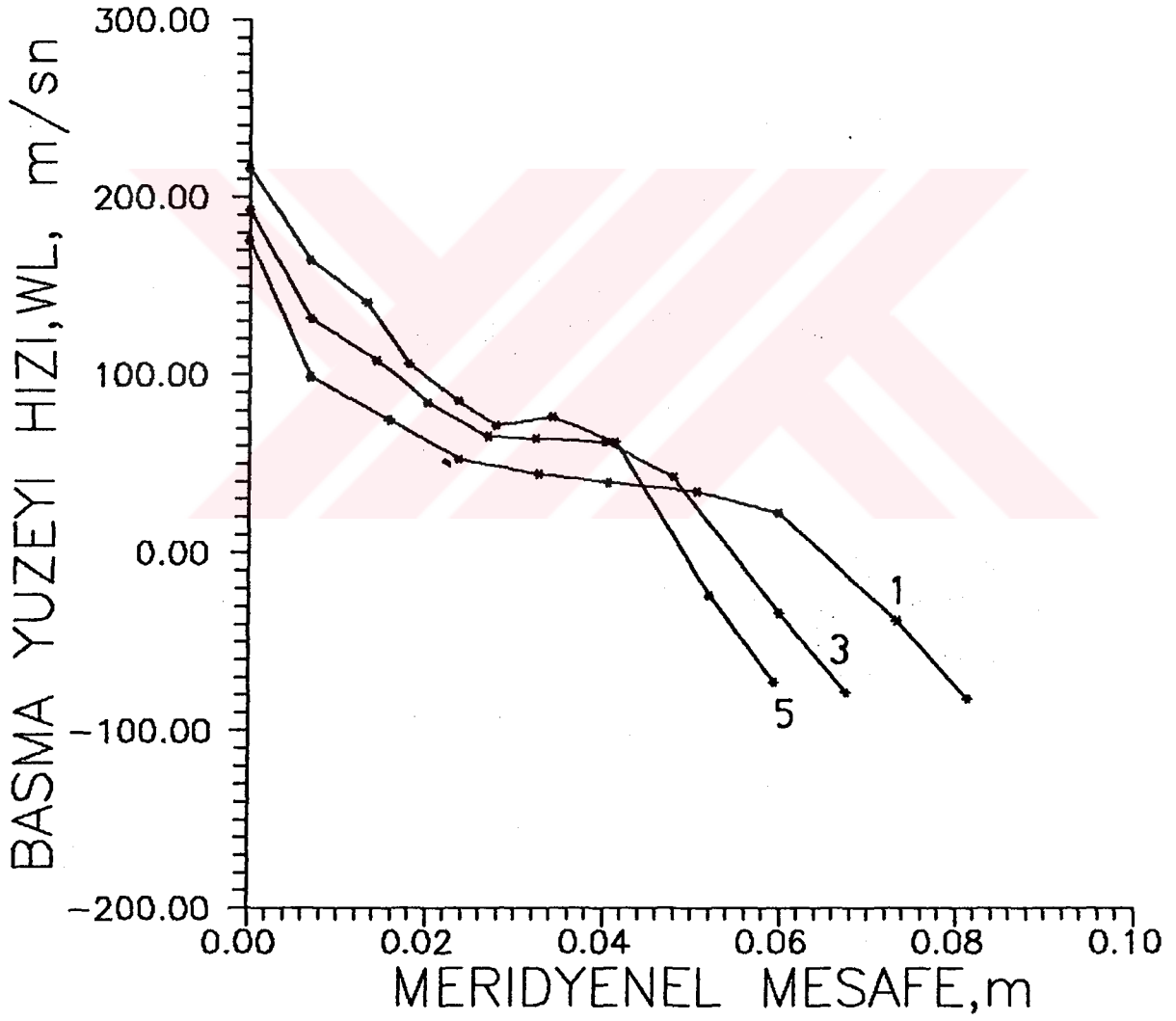


RADYAL KOMPRESSÖR
 $W=4031.7 \text{ RD/s}$ $WT=0.2769 \text{ kg/s}$

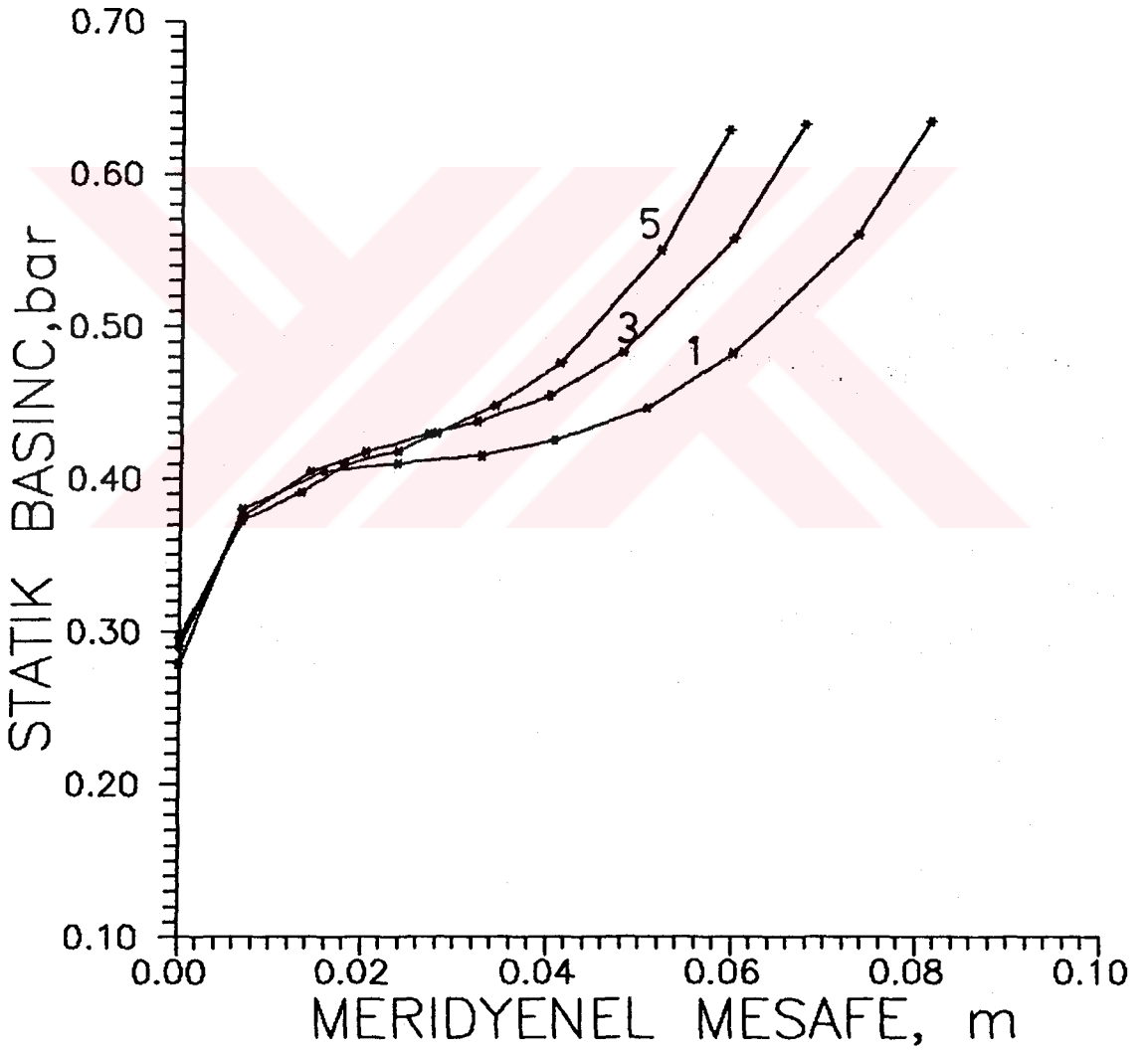


RADYAL KOMPRESSÖR

W=4031.7 RD/s WT=0.2769 kg/s



RADYAL KOMPRESSÖR
W=4031.7 RD/S WT=0.2769 KG/S

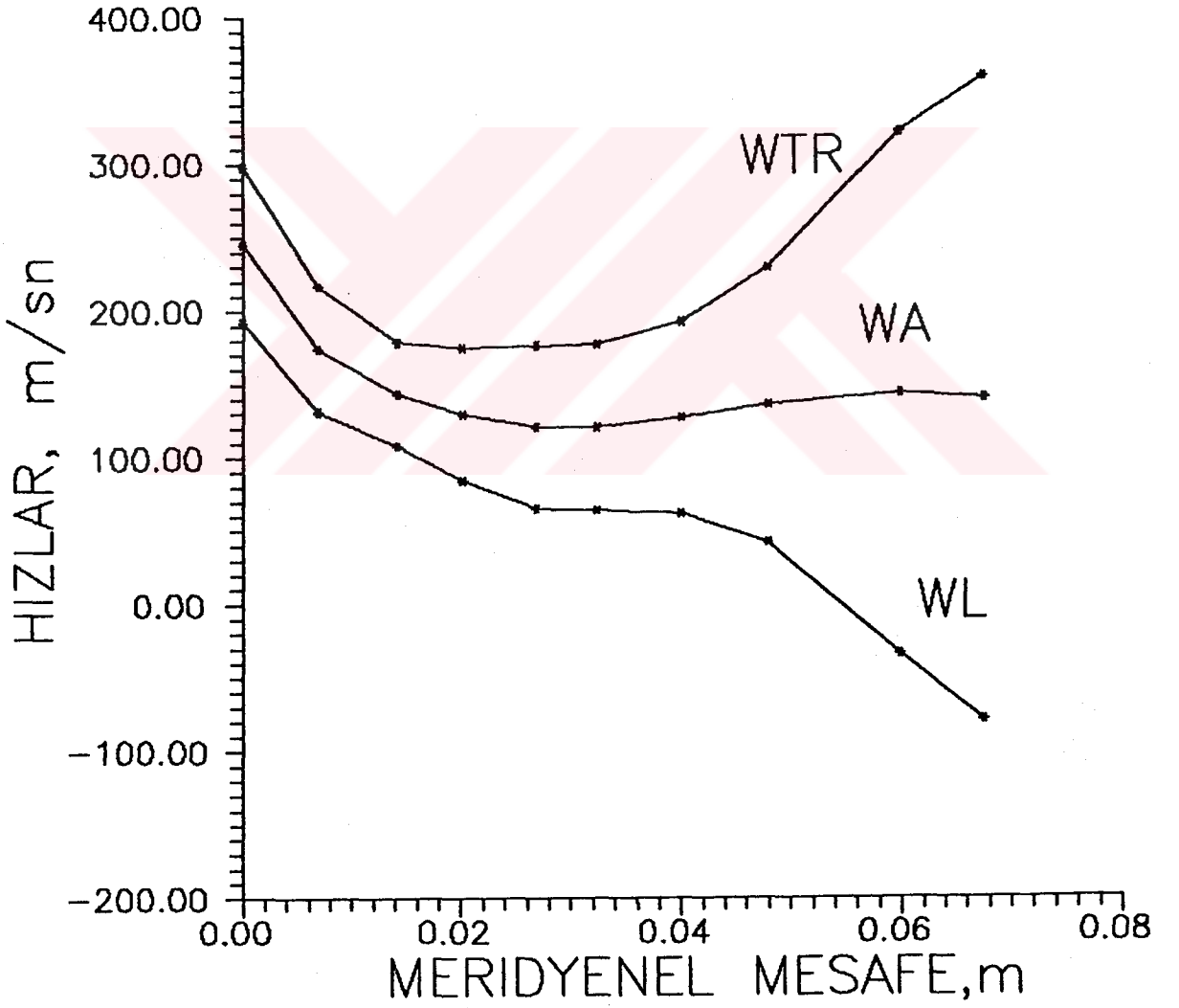


RADYAL KOMPRESSÖR

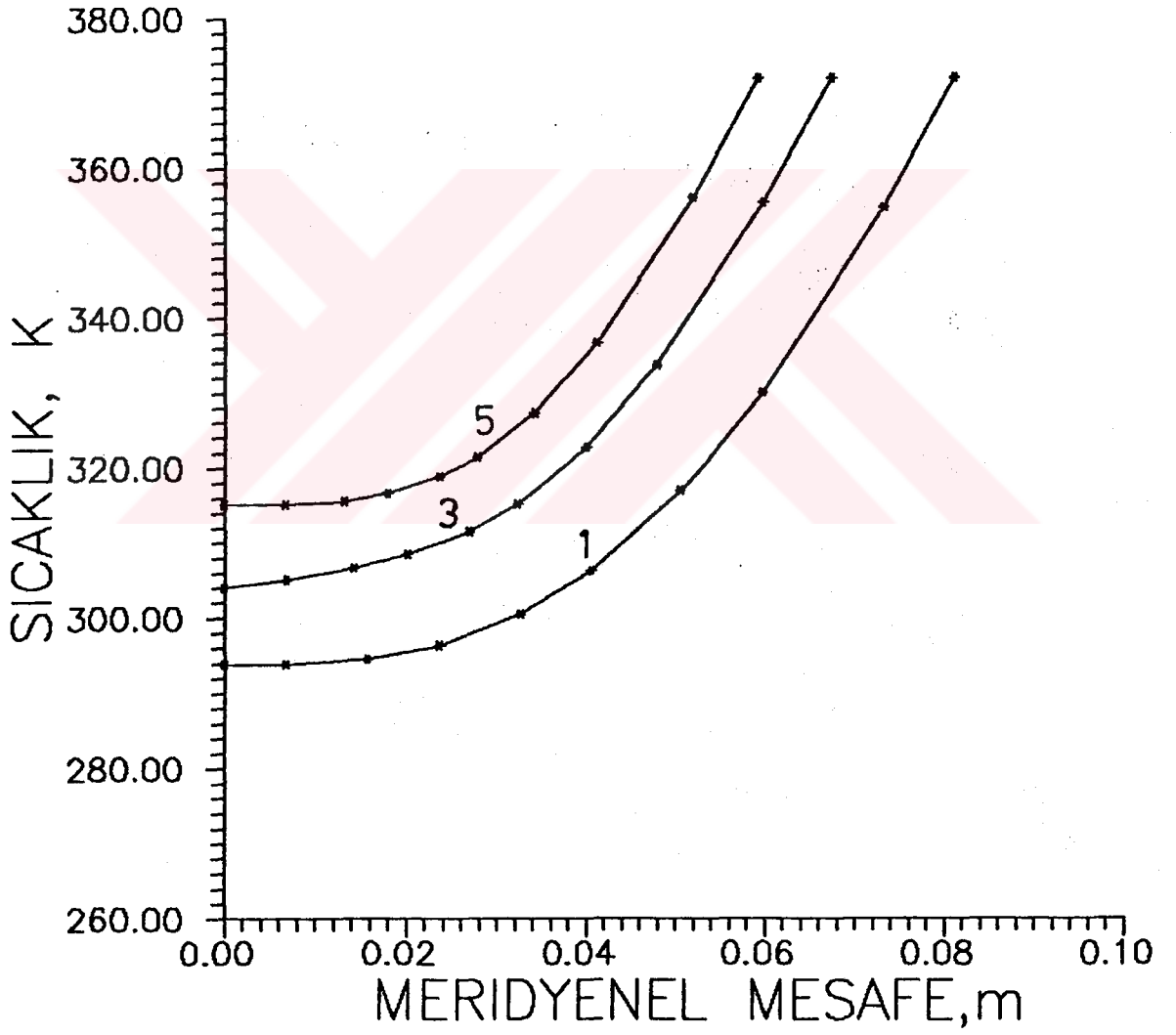
$W=4031.7 \text{ RD/s}$ $WT=0.2769 \text{ kg/s}$

EMME YÜZEYİ, BASMA YÜZEYİ VE İZAFİ HIZLAR

3. AKIM ÇİZGİSİ ÜZERİNDE

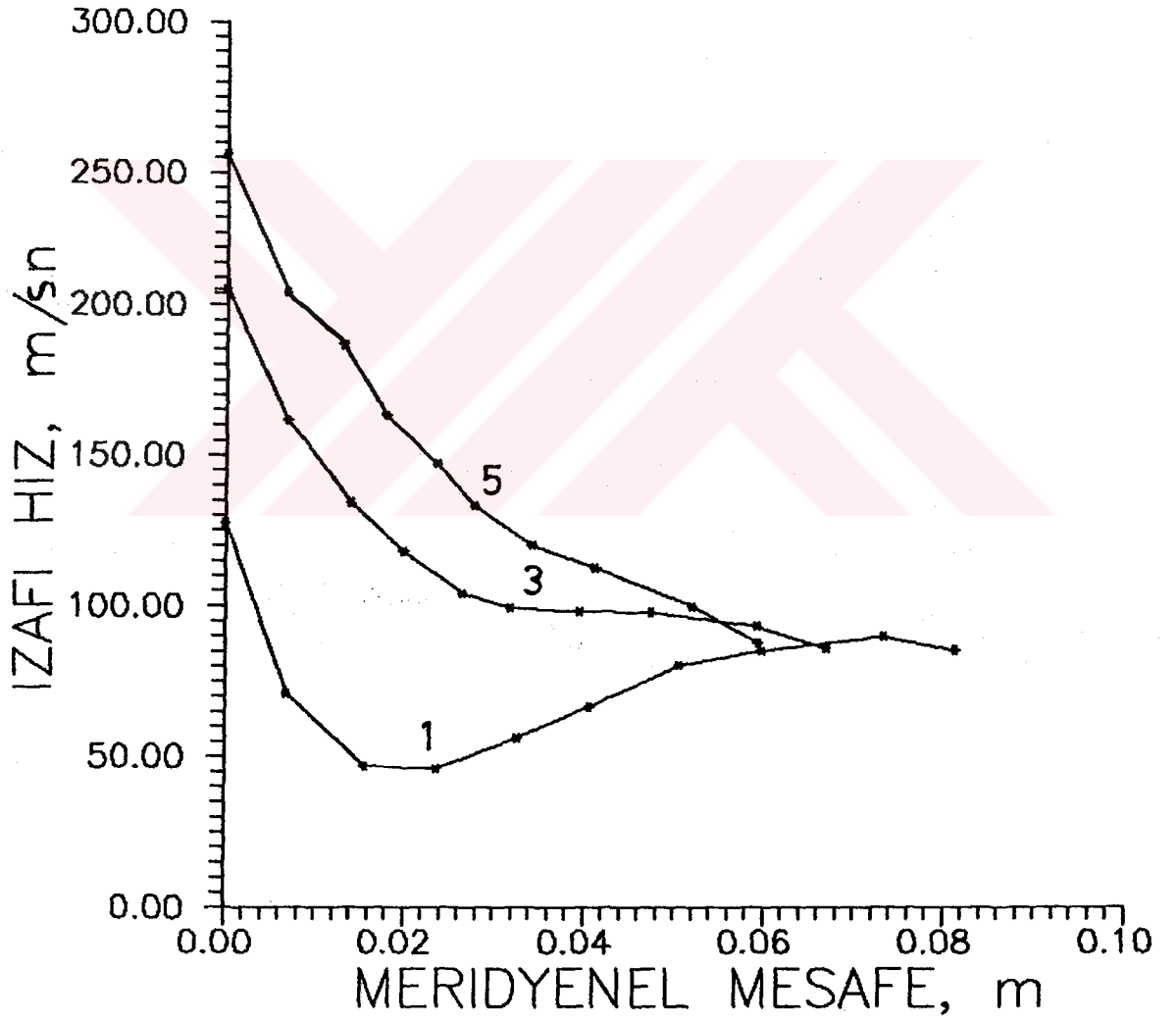


RADYAL KOMPRESSÖR
 $W=4031.7 \text{ RD/S}$ $WT=0.2769 \text{ KG/S}$

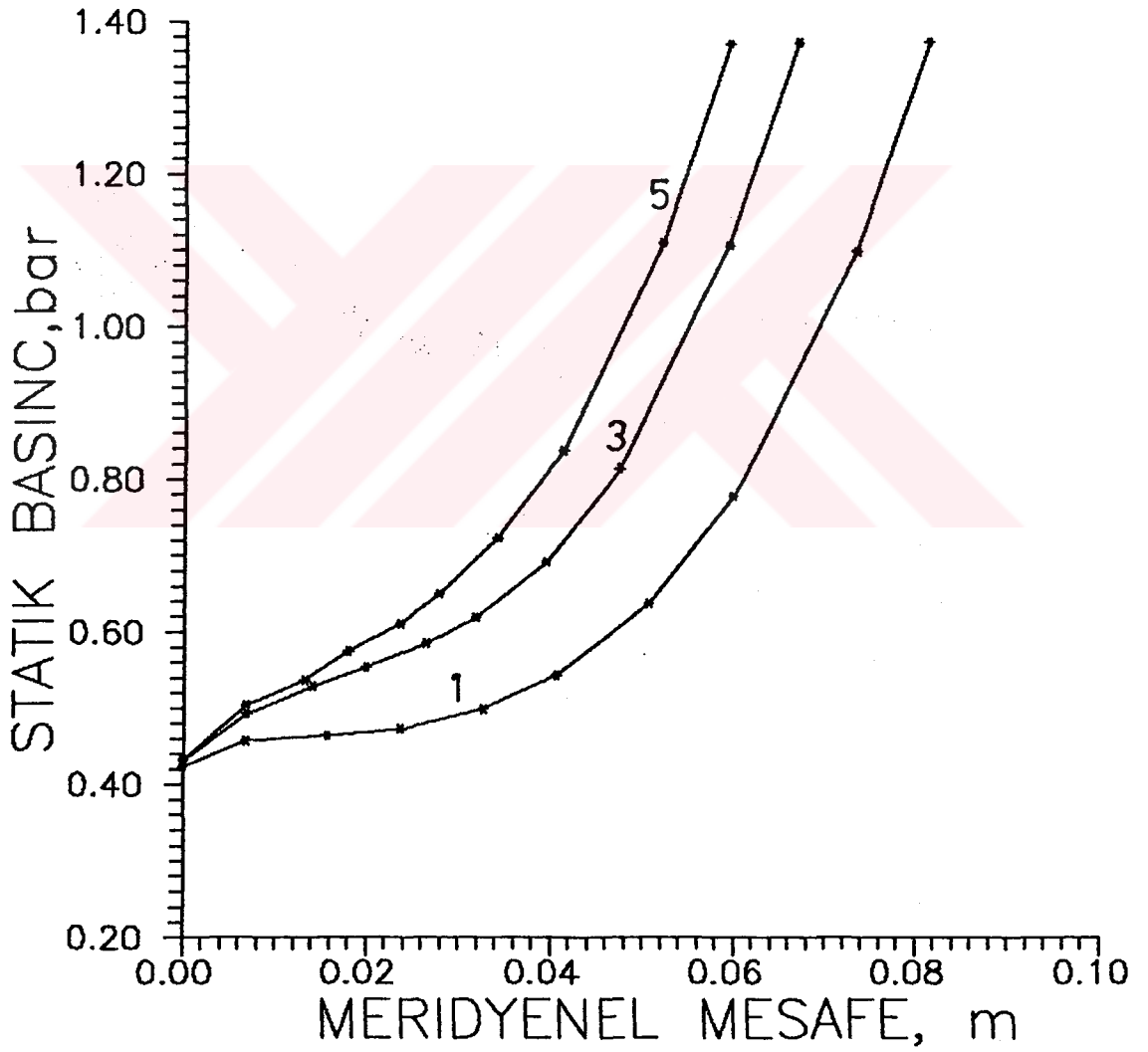


RADYAL KOMPRESSÖR

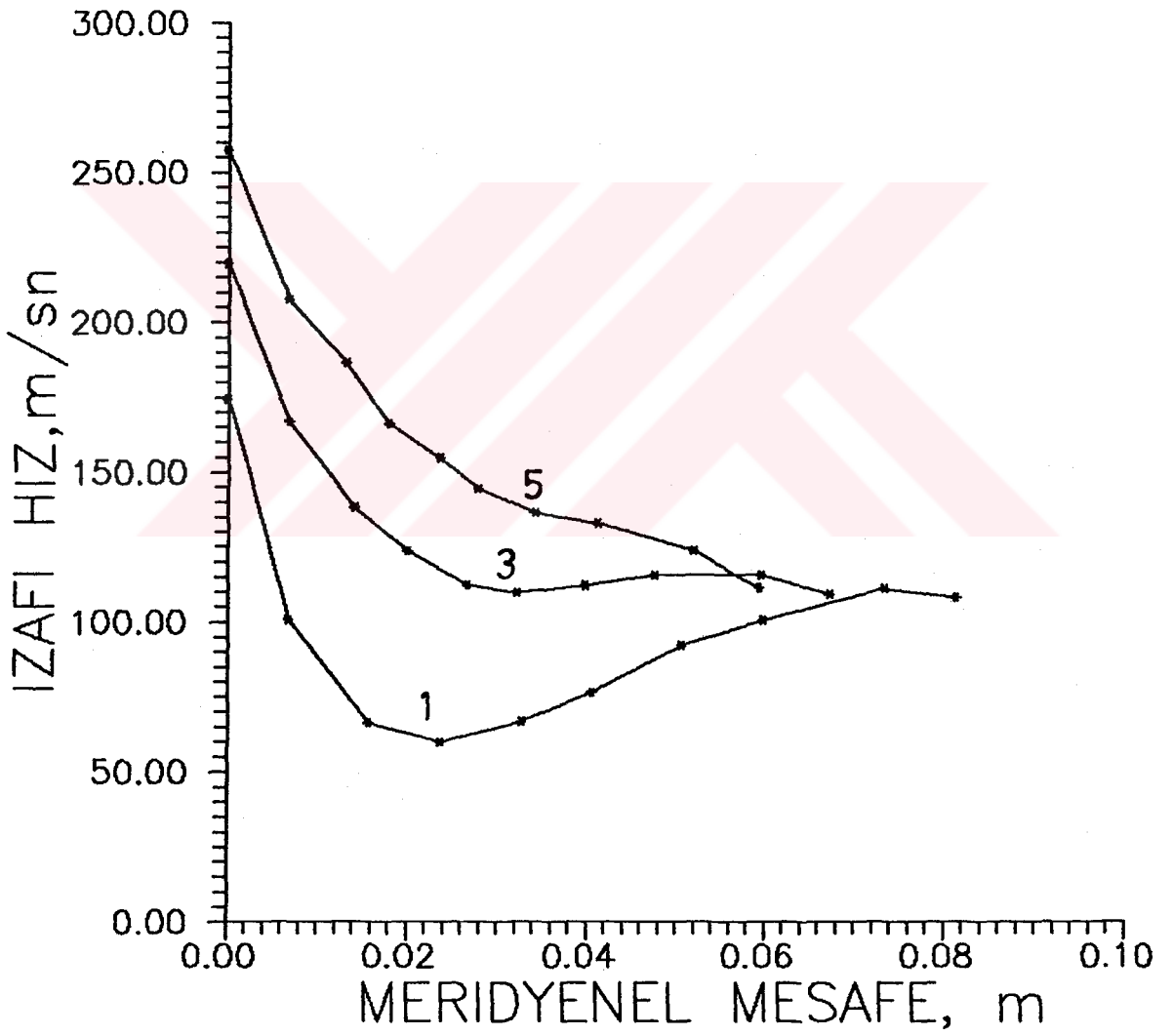
$W=6047.55 \text{ RD/s}$ $WT=0.2769 \text{ kg/s}$



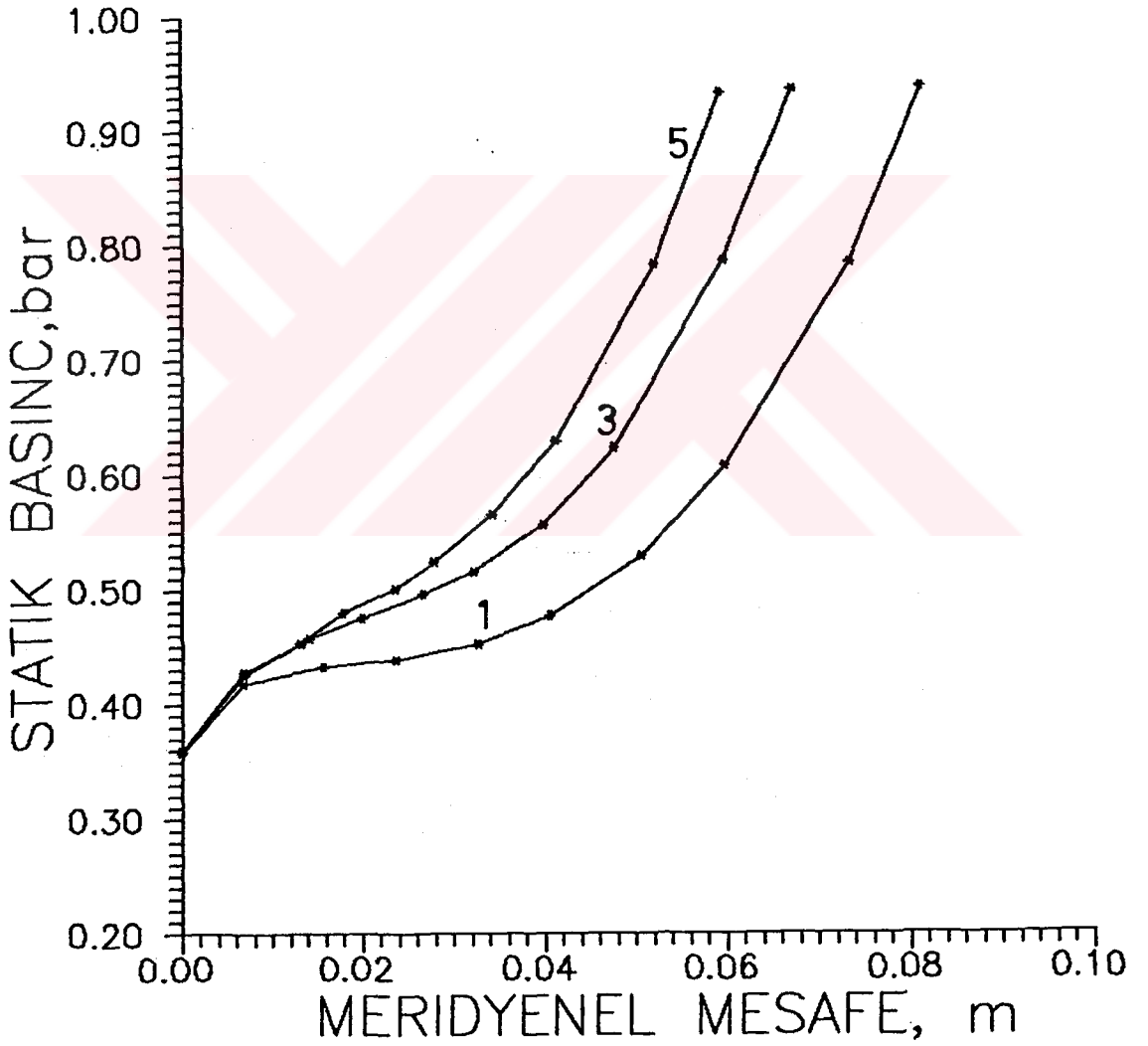
RADYAL KOMPRESSÖR

 $W=6047.55 \text{ RD/s}$ $WT=0.2769 \text{ kg/s}$ 

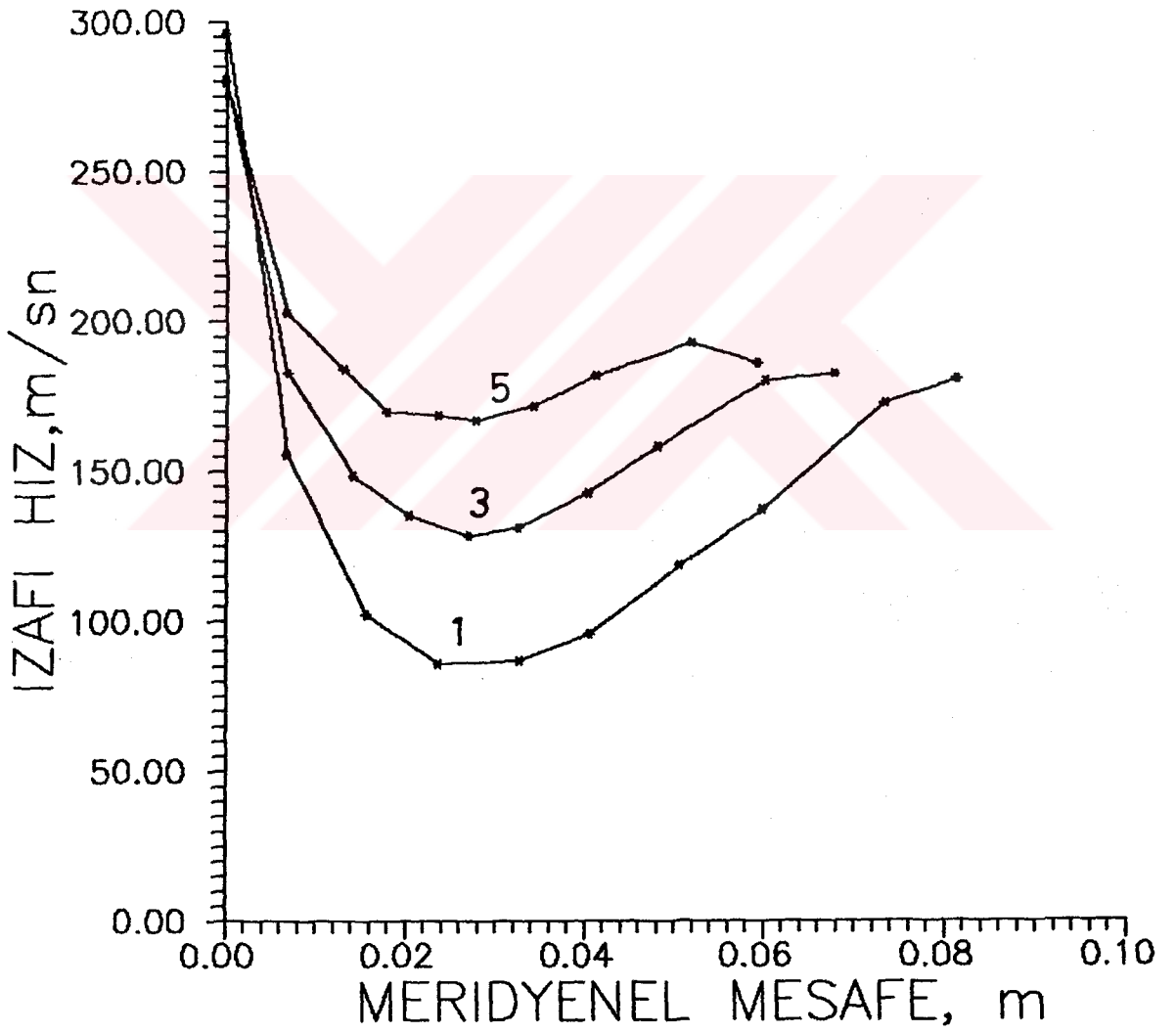
RADYAL KOMPRESSÖR
 $W=5039.625 \text{ RD/S}$ $WT=0.2769 \text{ KG/S}$



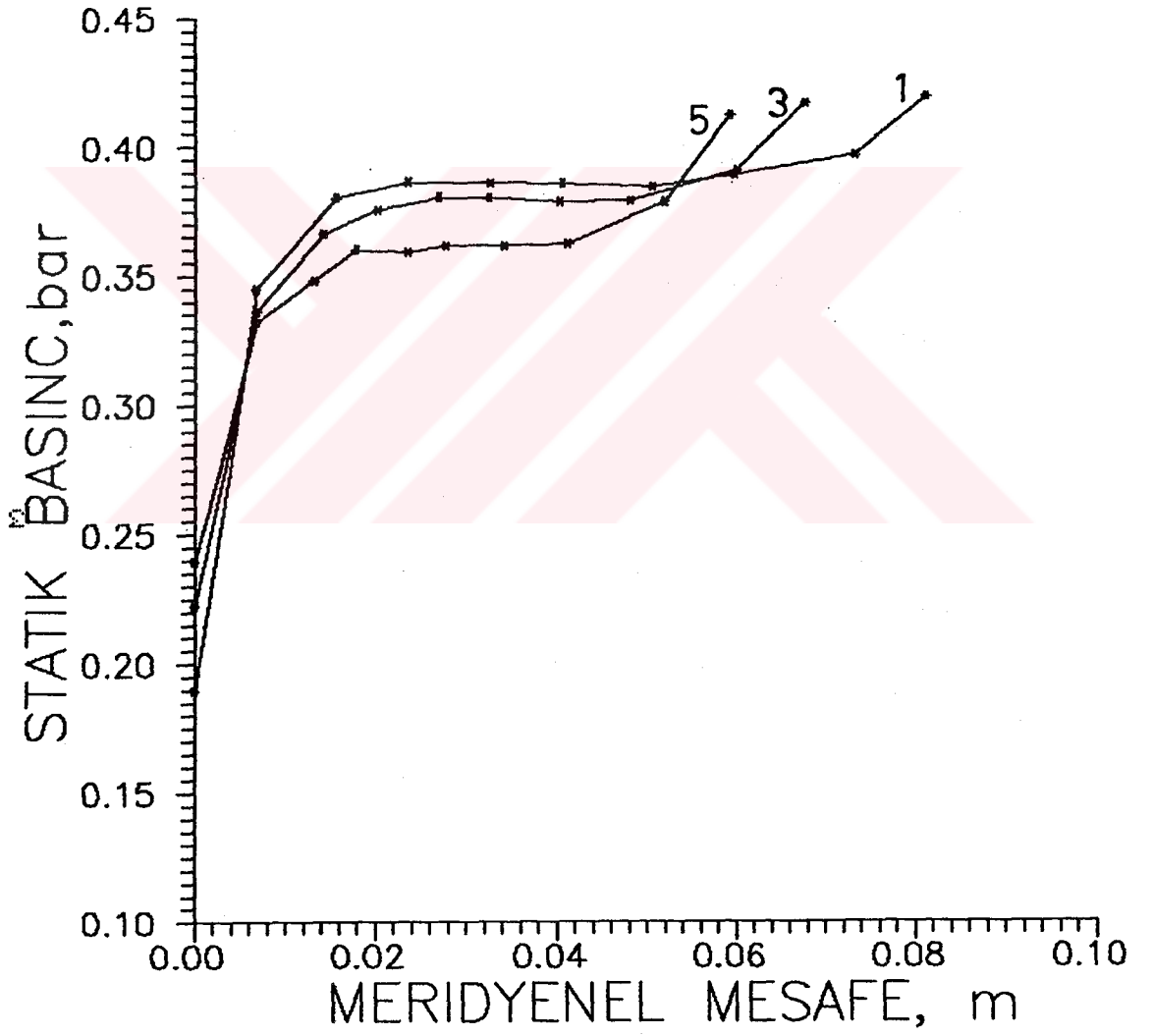
RADYAL KOMPRESSÖR

 $W=5039.625 \text{ RD/s}$ $WT=0.2769 \text{ Kg/s}$ 

RADYAL KOMPRESSÖR
 $W=3023.775 \text{ RD/s}$ $WT=0.2769 \text{ kg/s}$

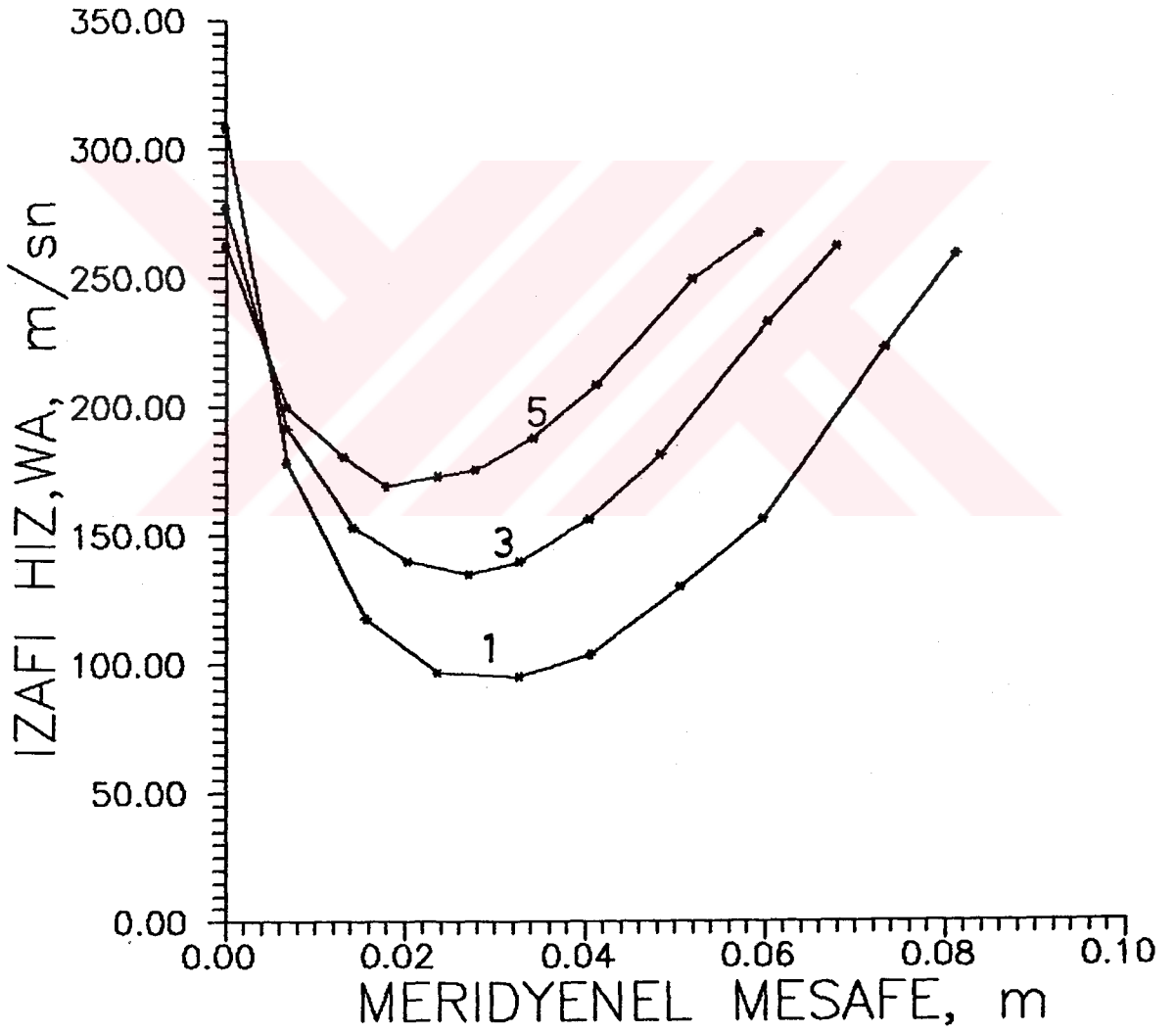


RADYAL KOMPRESSÖR

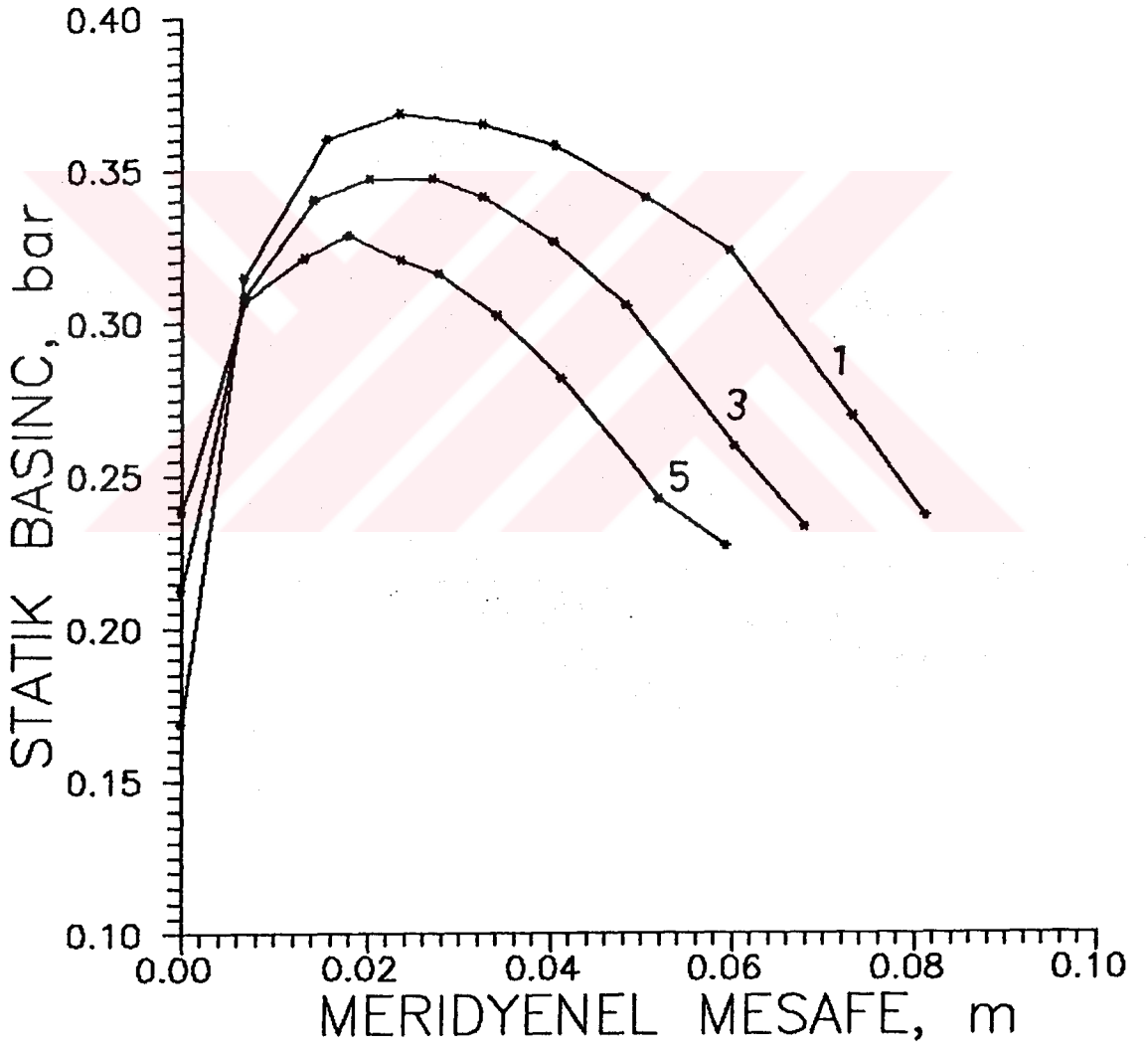
 $W=3023.775 \text{ RD/s}$ $WT=0.2769 \text{ kg/s}$ 

RADYAL KOMPRESSÖR

W=2015.85 RD/s WT=0.2769 kg/s



RADYAL KOMPRESSÖR

 $W=2015.85 \text{ RD/s}$ $WT=0.2769 \text{ KG/s}$ 

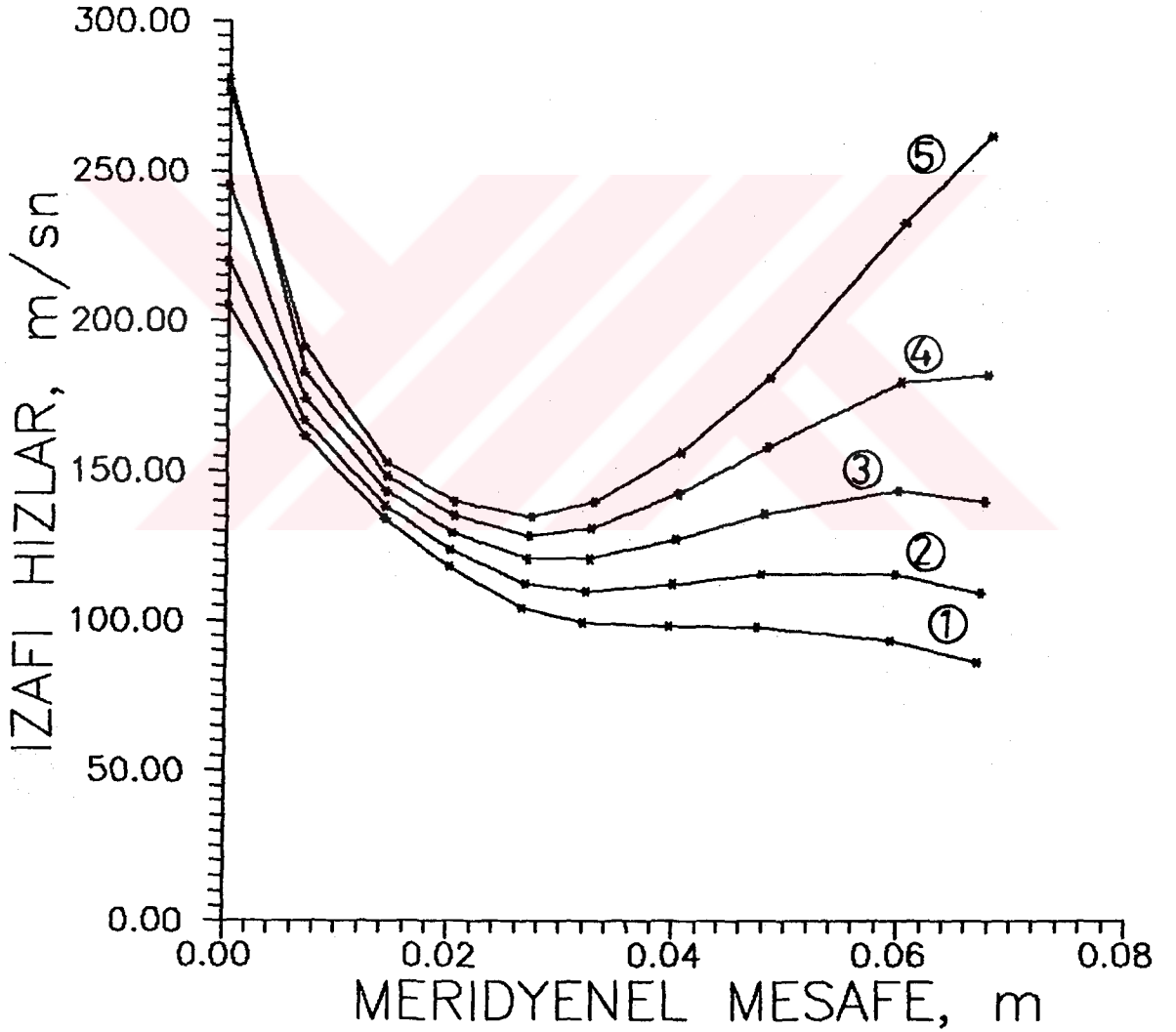
RADYAL KOMPRESSÖR

WT=0.27691 kg/s

AYNI KÜTLE DEBİSİNDE 3. AKIM ÇİZGİSİ ÜZERİNDE

DEĞİŞİK DEVİR SAYILARINDA İZAFİ HIZLAR

- 1) $\omega=2015.85$ RD/s 2) $\omega=3023.775$ RD/s 3) $\omega=4031.7$ RD/s
 4) $\omega=5039.625$ RD/s 5) $\omega=6047.55$ RD/s

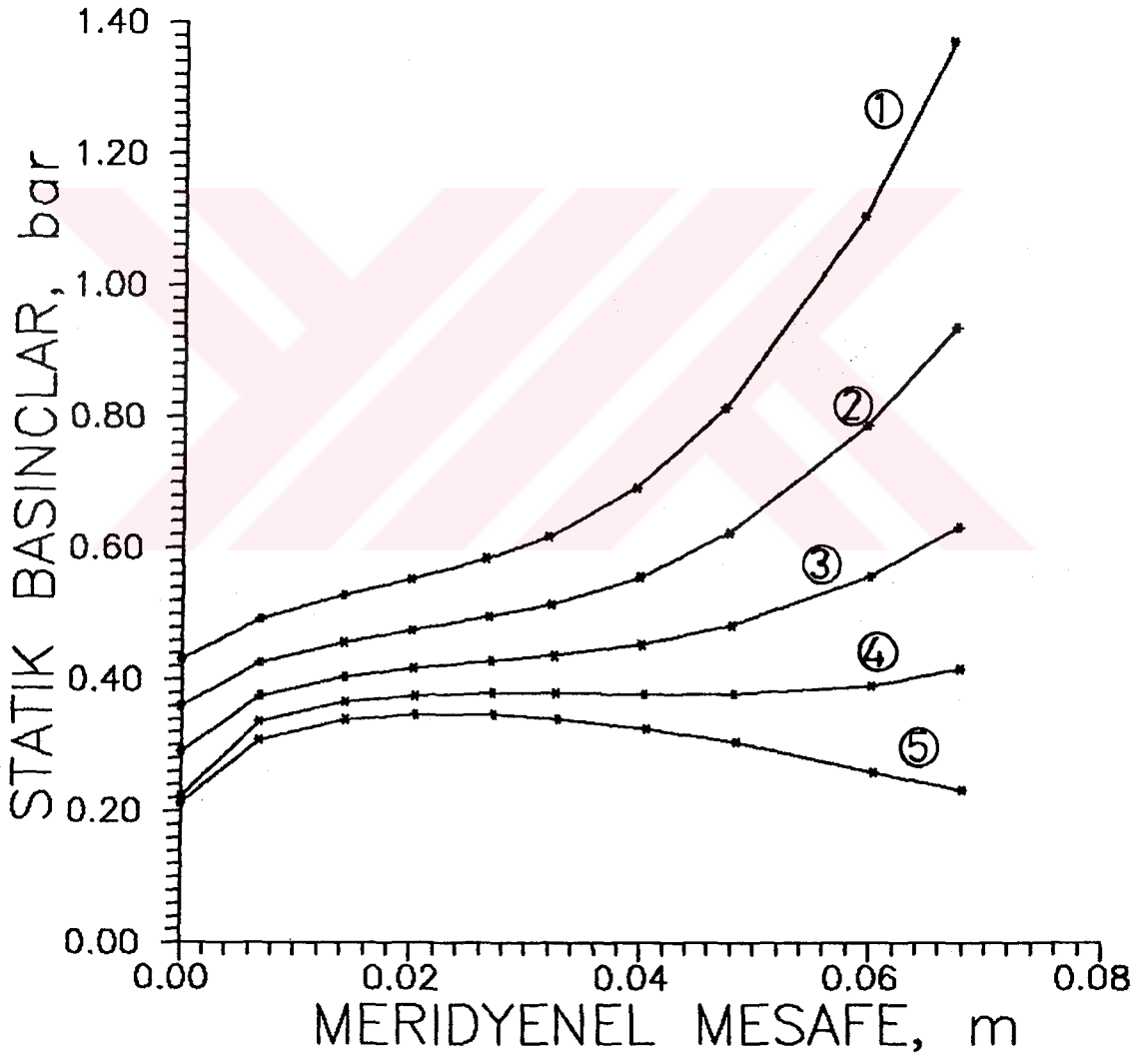


RADYAL KOMPRESSÖR

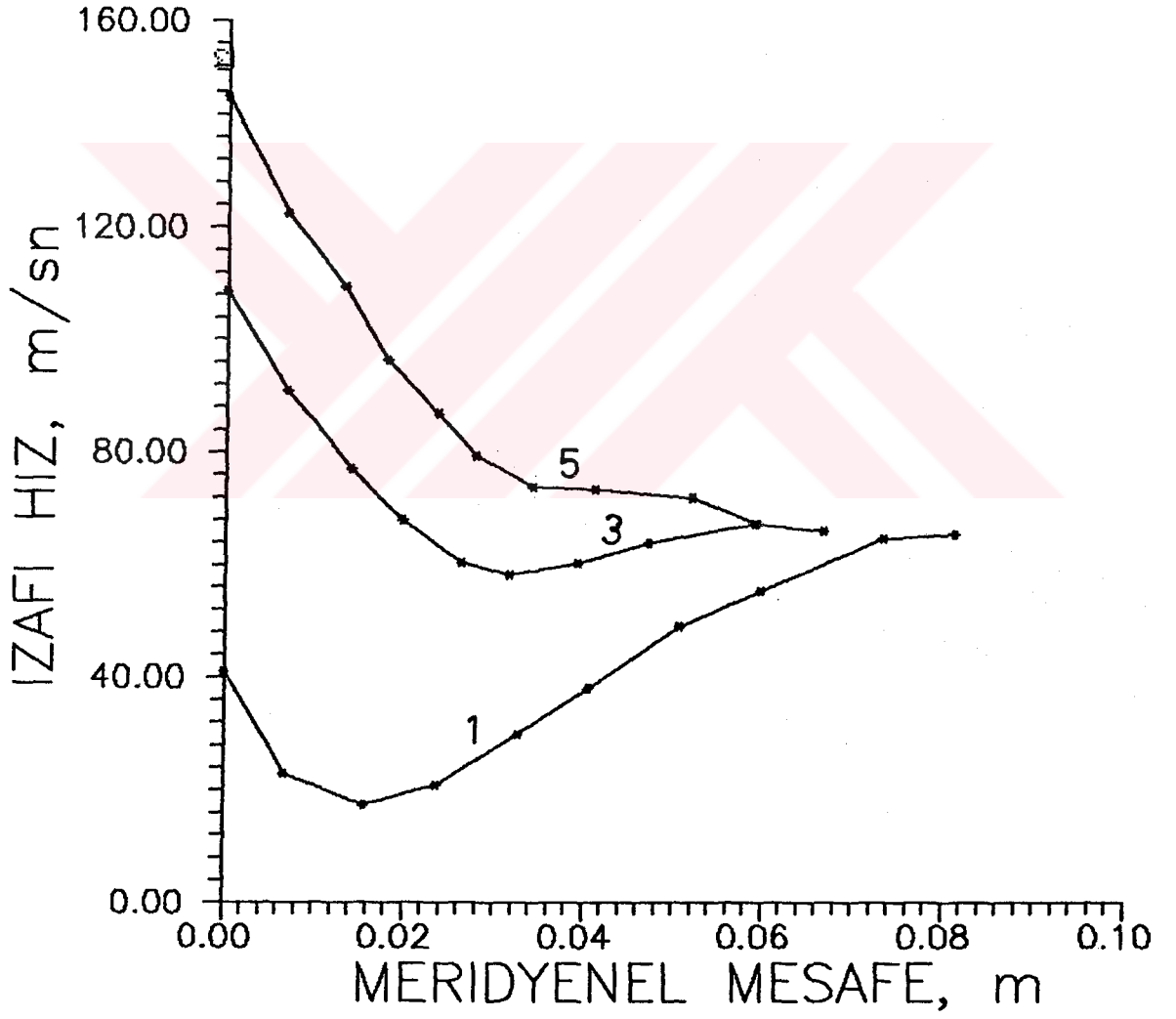
WT=0.27691 kg/s

AYNI KÜTLE DEBİSİNDE 3. AKIM ÇİZGİSİ ÜZERİNDE

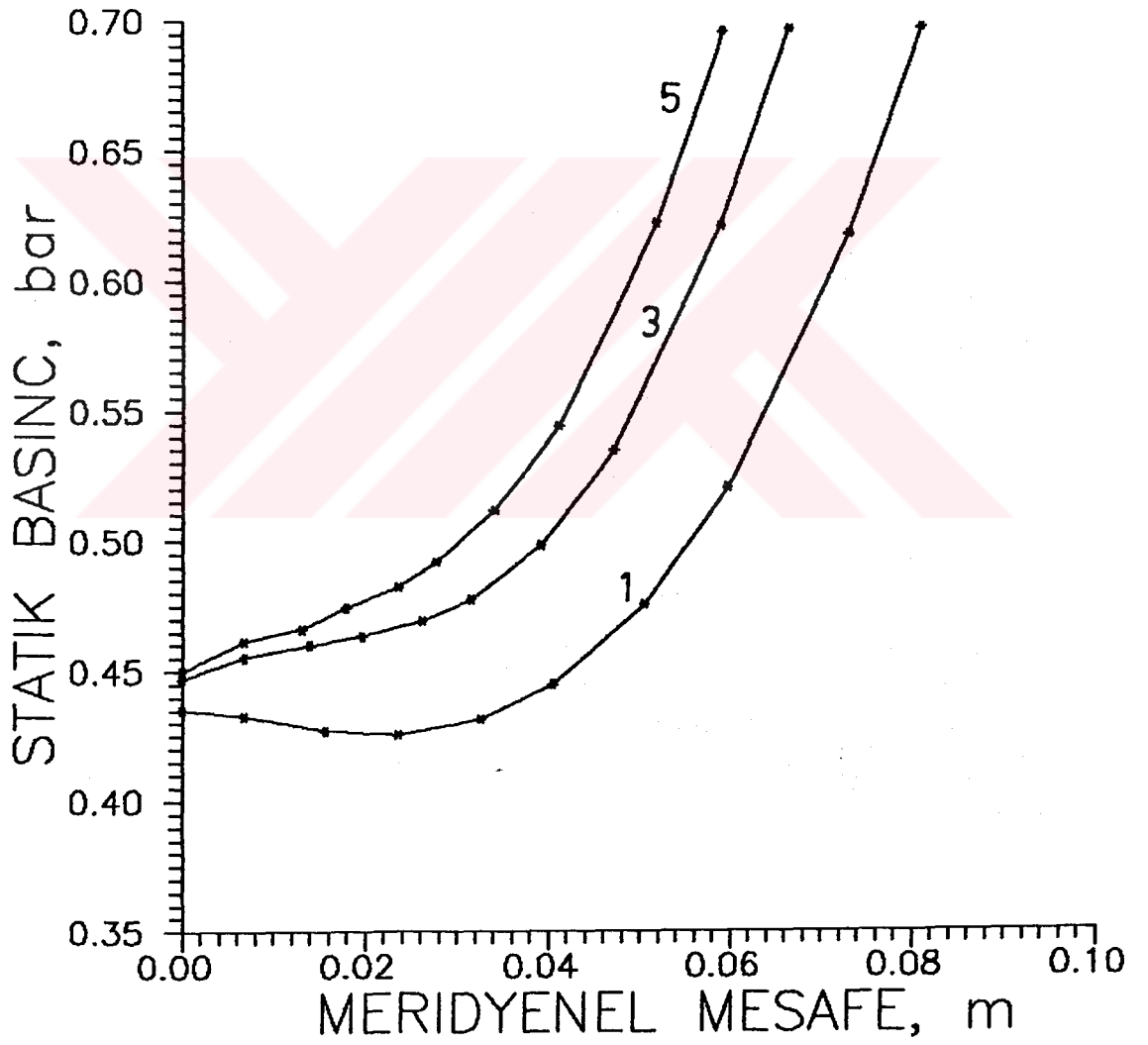
DEĞİŞİK DEVİR SAYILARINDA STATİK BASINÇLAR

1) $\omega=2015.85$ RD/s 2) $\omega=3023.775$ RD/s 3) 4031.7 RD/s4) 5039.625 RD/s 5) 6047.55 RD/s

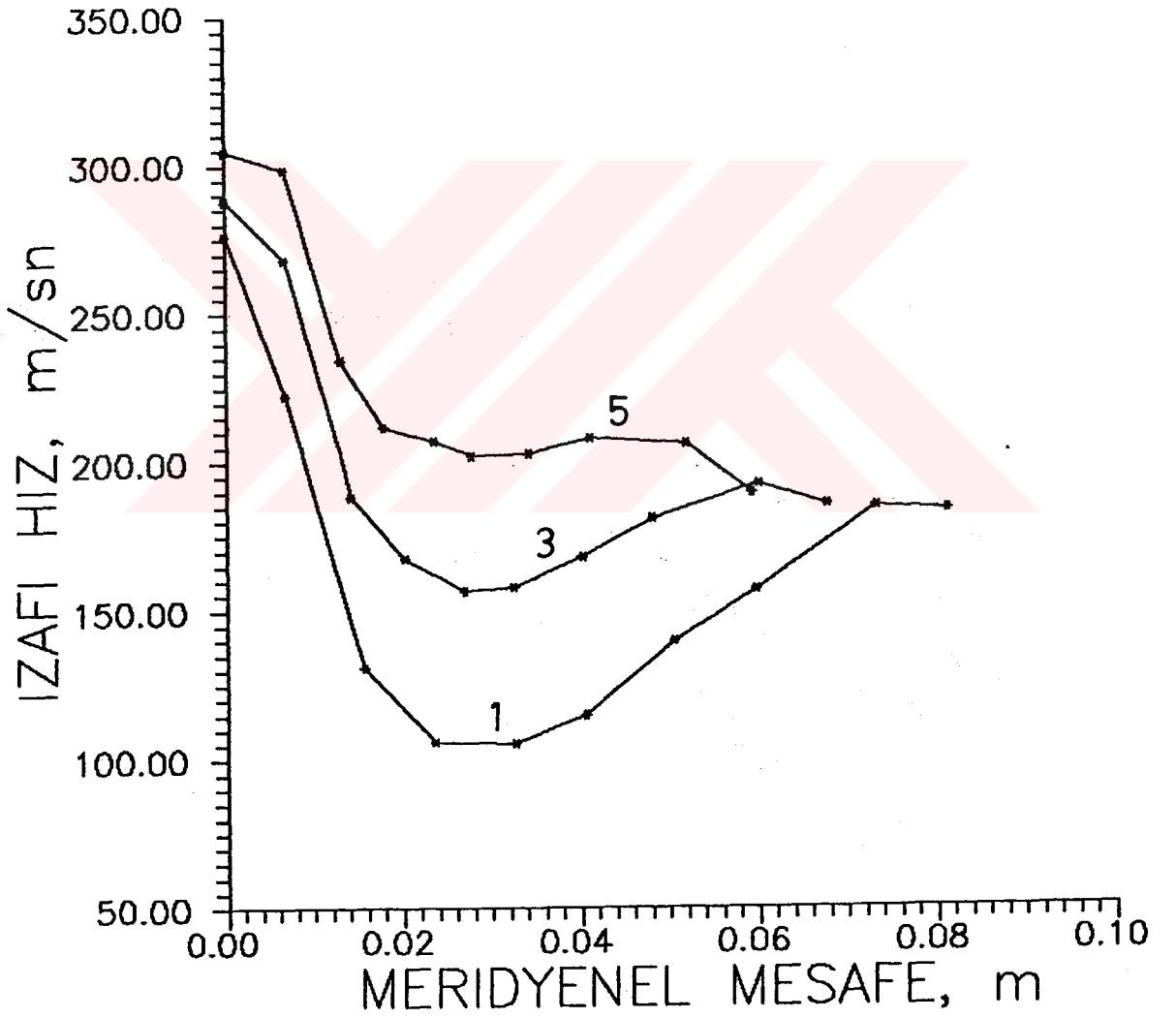
RADYAL KOMPRESSÖR
 $W=4031.7 \text{ RD/S}$ $WT=0.13846 \text{ KG/S}$



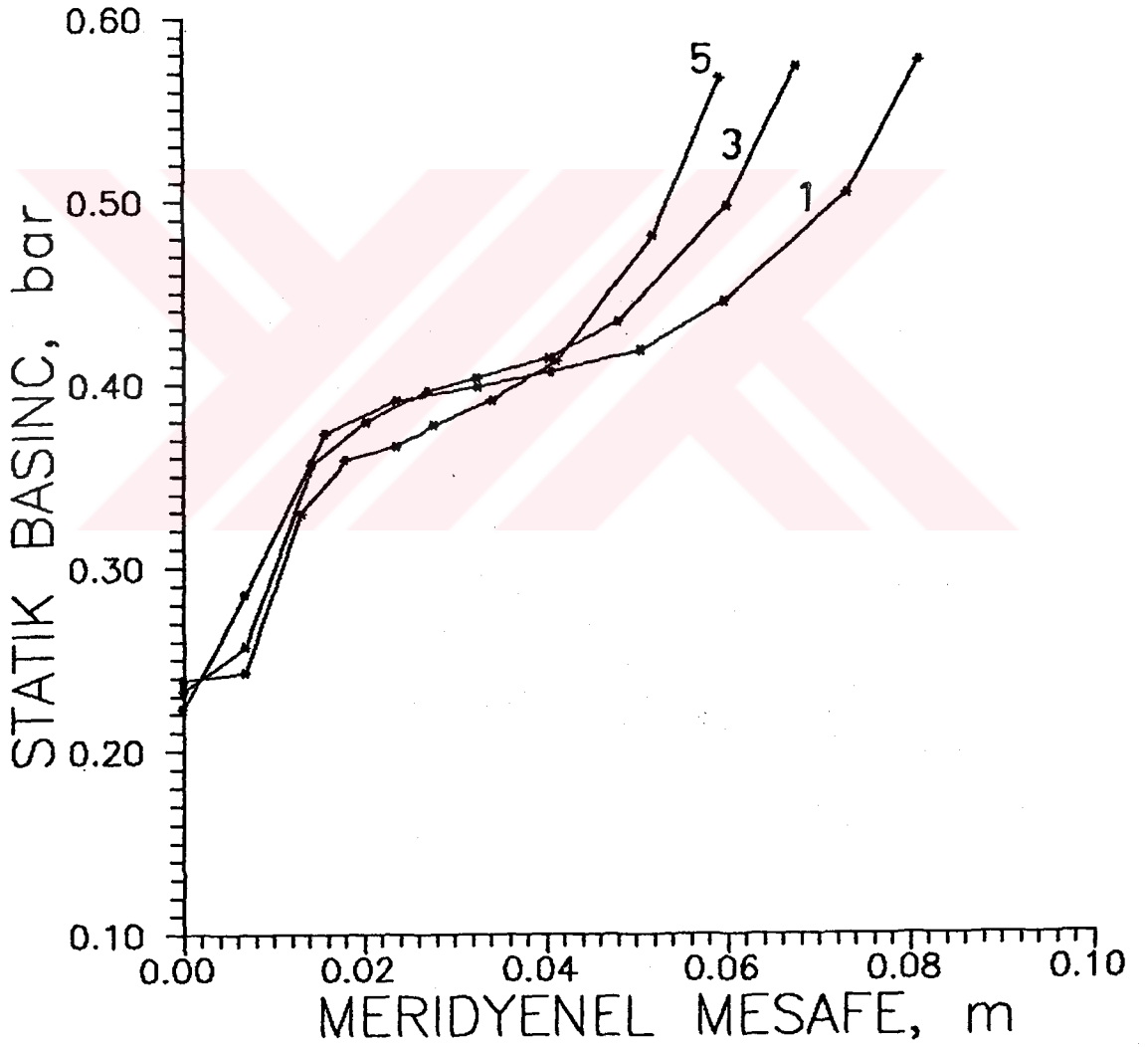
RADYAL KOMPRESSÖR
 $W=4031.7 \text{ RD/s}$ $WT=0.13846 \text{ kg/s}$



RADYAL KOMPRESSÖR
 $W=4031.7$ RD/S $WT=0.34615$ KG/S



RADYAL KOMPRESSÖR
W=4031.7 RD/s WT=0.34615 KG/s



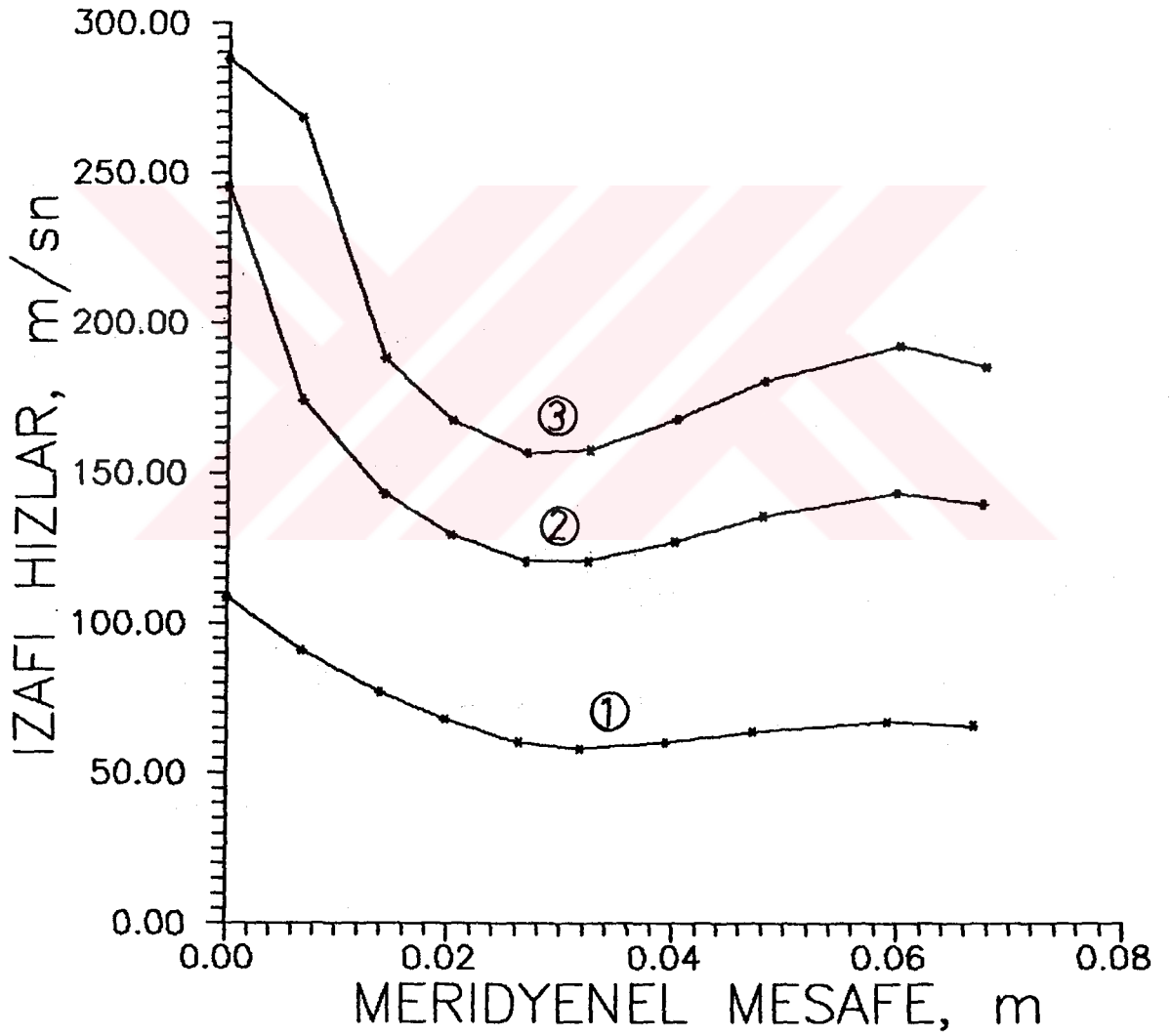
RADYAL KOMPRESSÖR

W=4031.7 RD/s

AYNI DEVİR SAYISINDA 3. AKIM ÇİZGİSİ ÜZERİNDE

DEĞİŞİK KÜTLE DEBİLERİNDE İZAFİ HIZLAR

1) WT=0.13846 kg/s 2) WT=0.2769 kg/s 3) WT=0.34615 kg/s



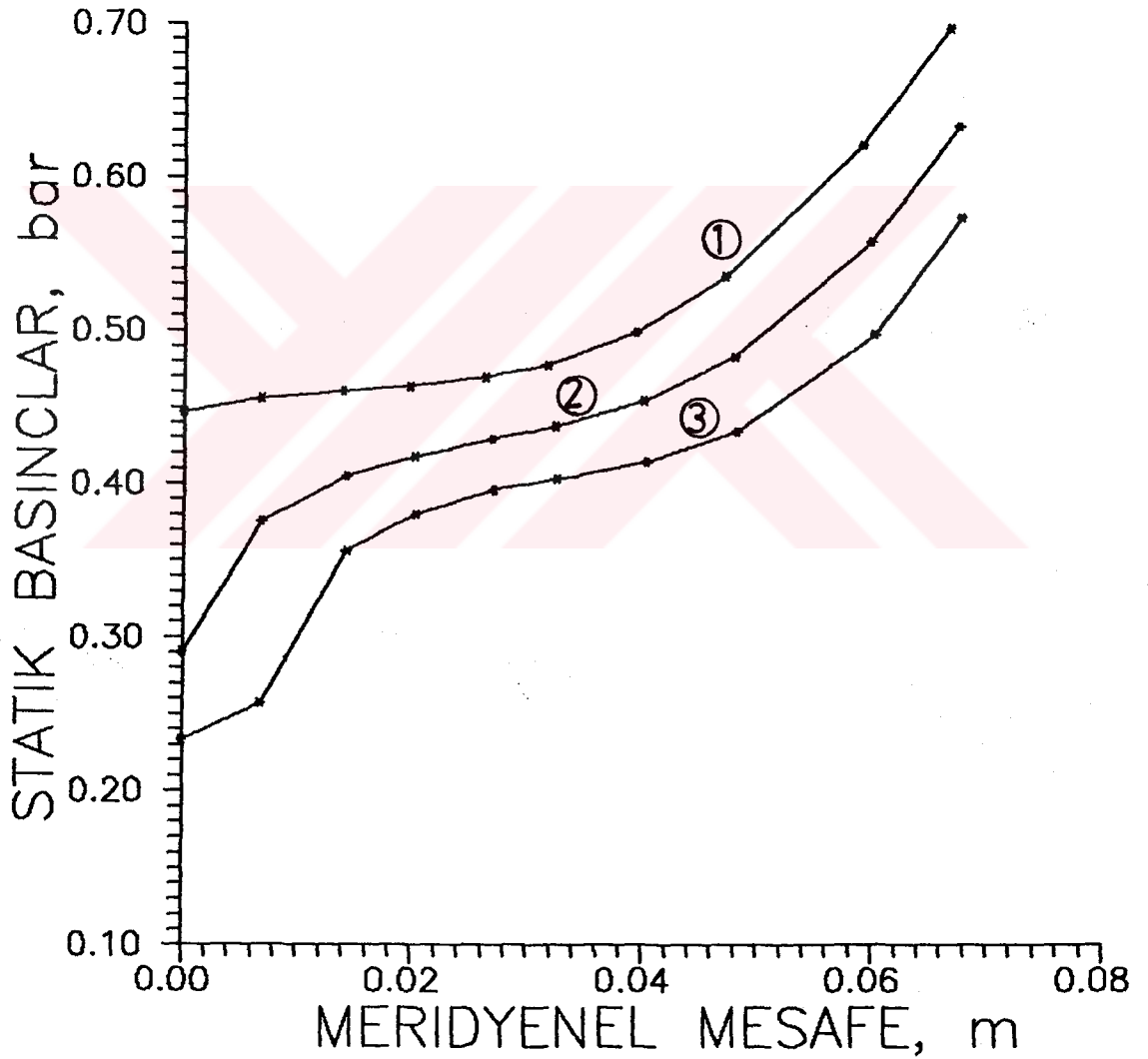
RADYAL KOMPRESSÖR

$W=4031.7 \text{ RD/s}$

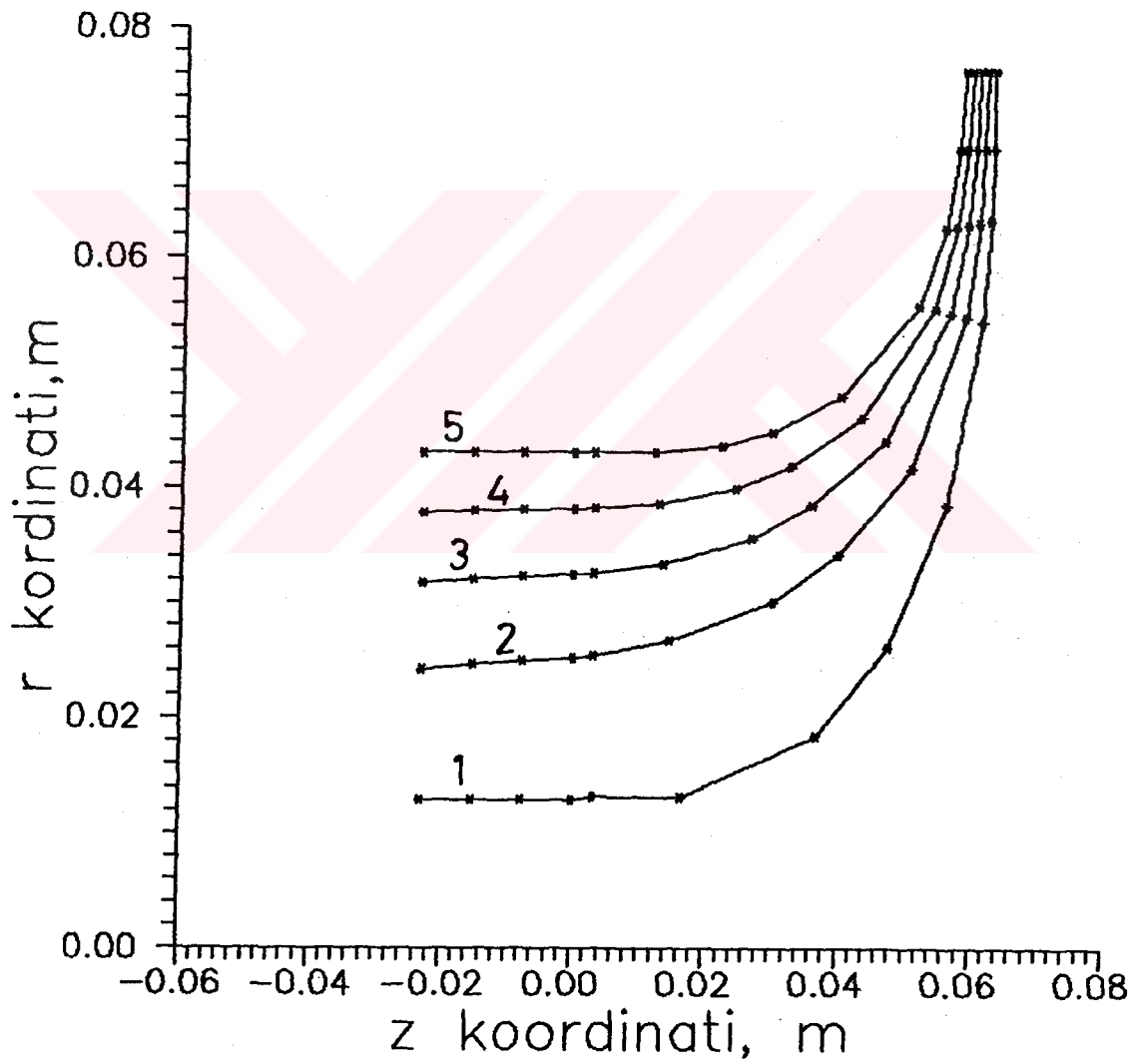
AYNI DEVİR SAYISINDA 3. AKIM ÇIZGISI ÜZERİNDE

DEĞİŞİK KÜTLE DEBİLERİNDE STATİK BASINÇLAR

1) $WT=0.13846 \text{ kg/s}$ 2) $WT=0.2769 \text{ kg/s}$ 3) $WT=0.34615 \text{ kg/s}$

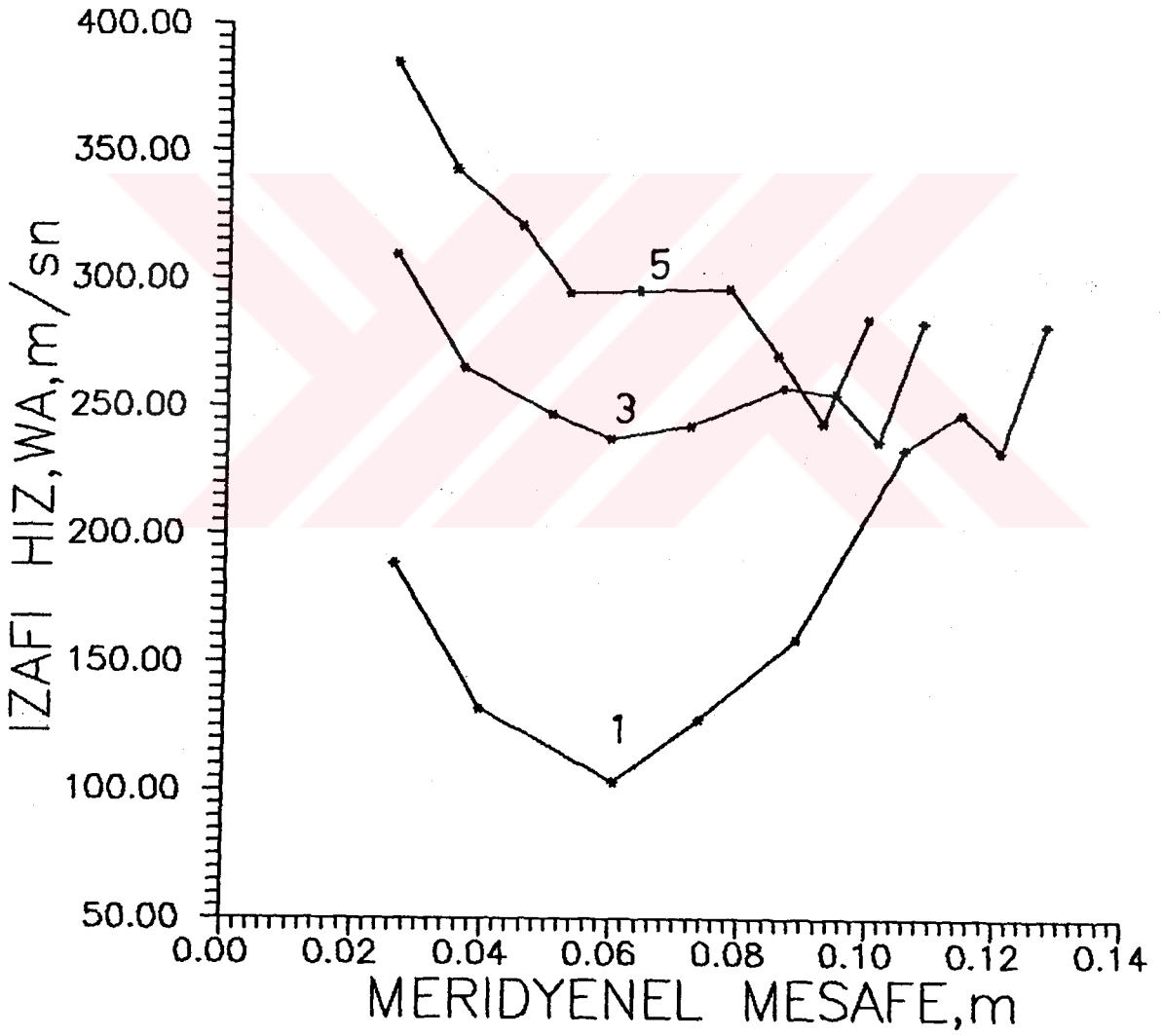


ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=7853.98. \text{RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$

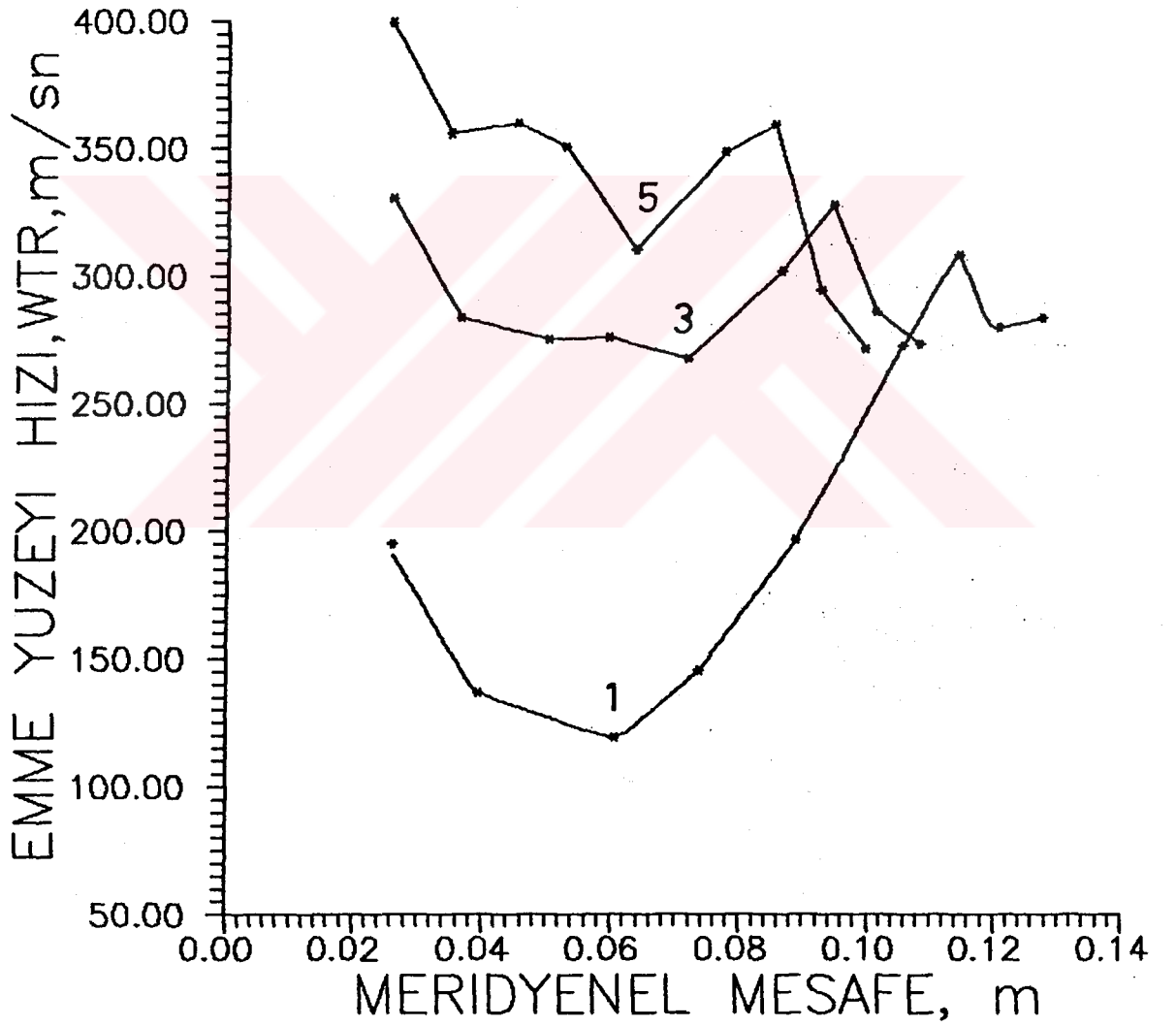


ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR

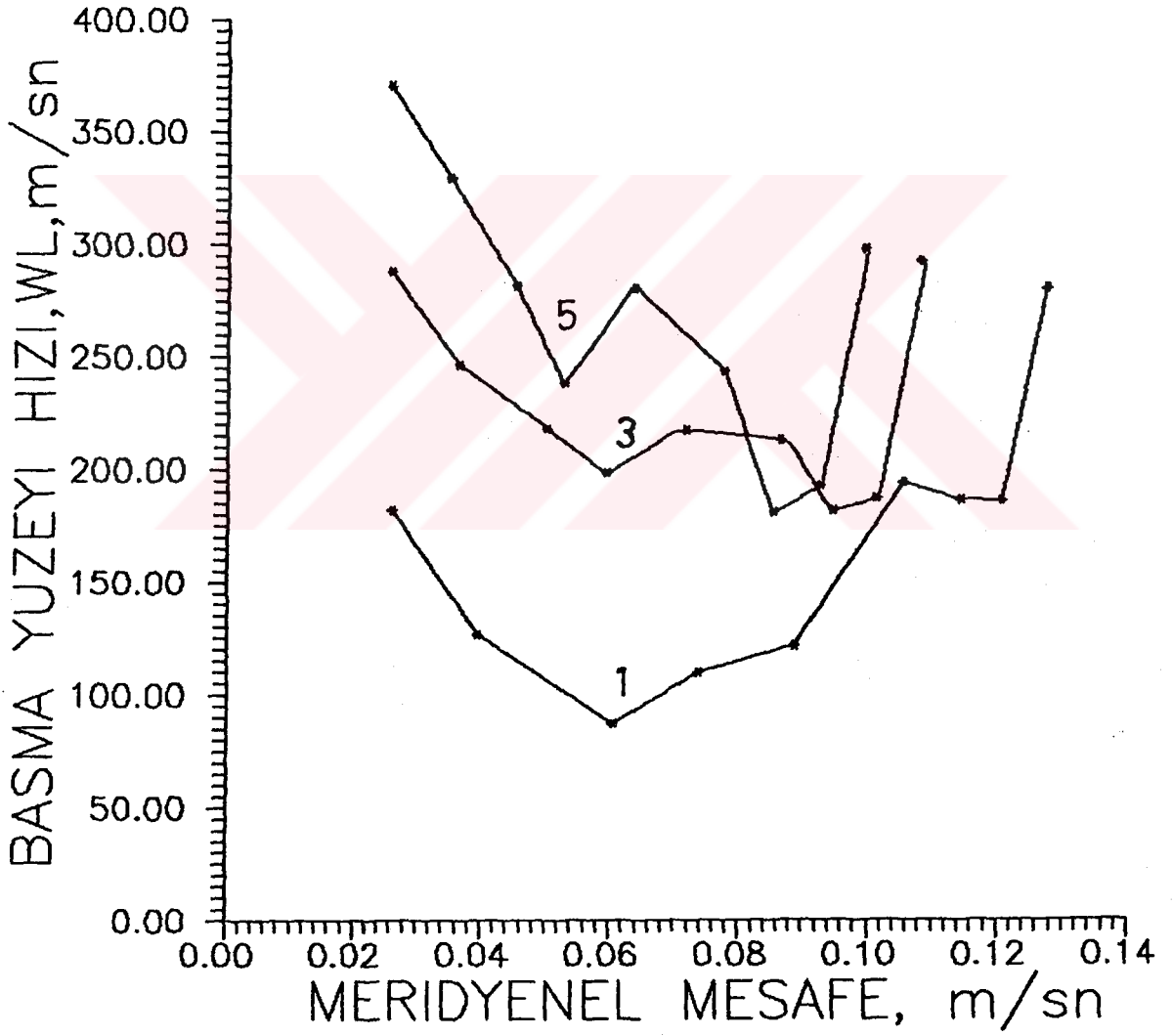
W=7853.98. RD/s WT=0.90716 kg/s



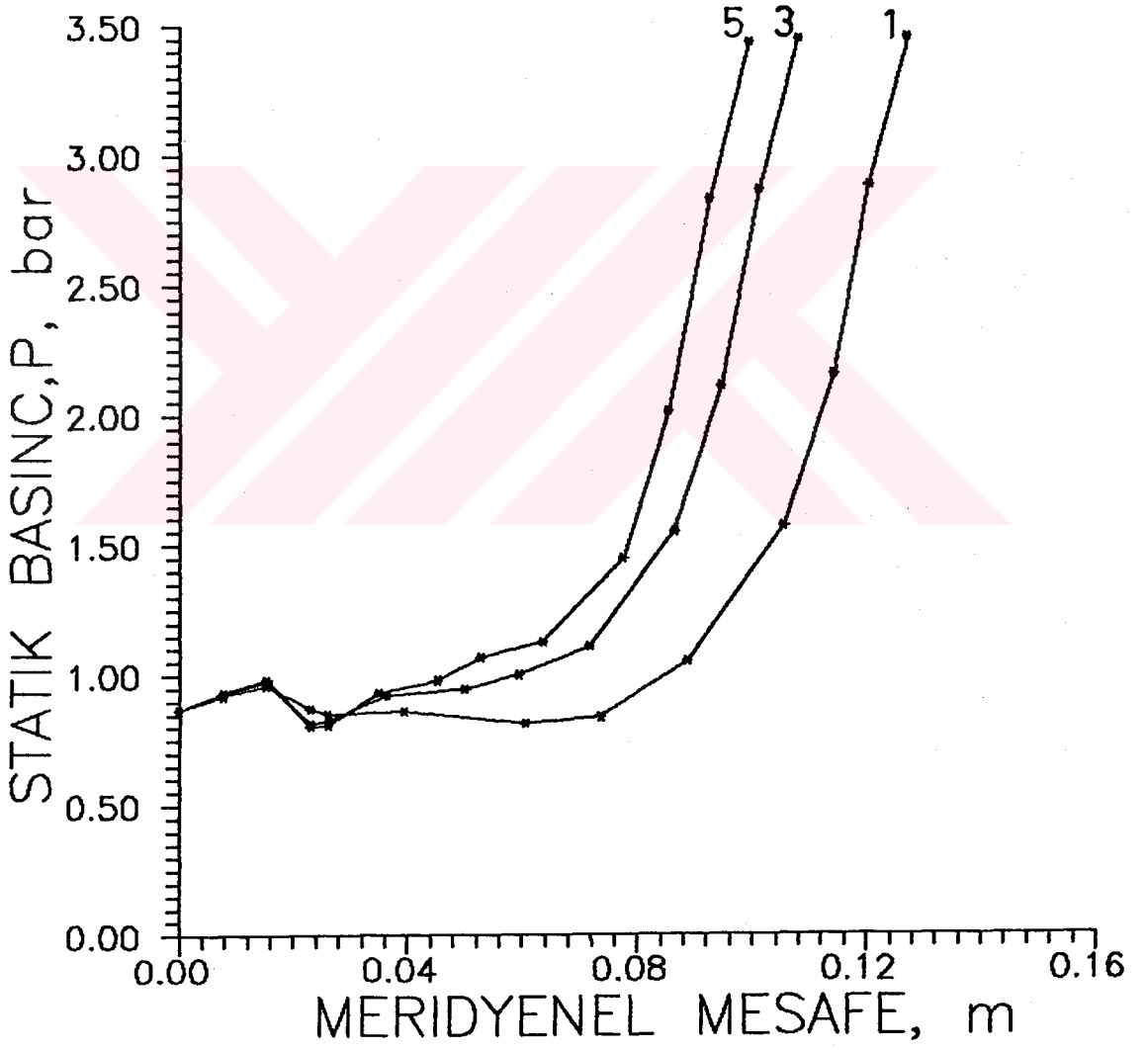
ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=7853.98. \text{ RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$



ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=7853.98. \text{ RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$



ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=7853.98. \text{ RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$

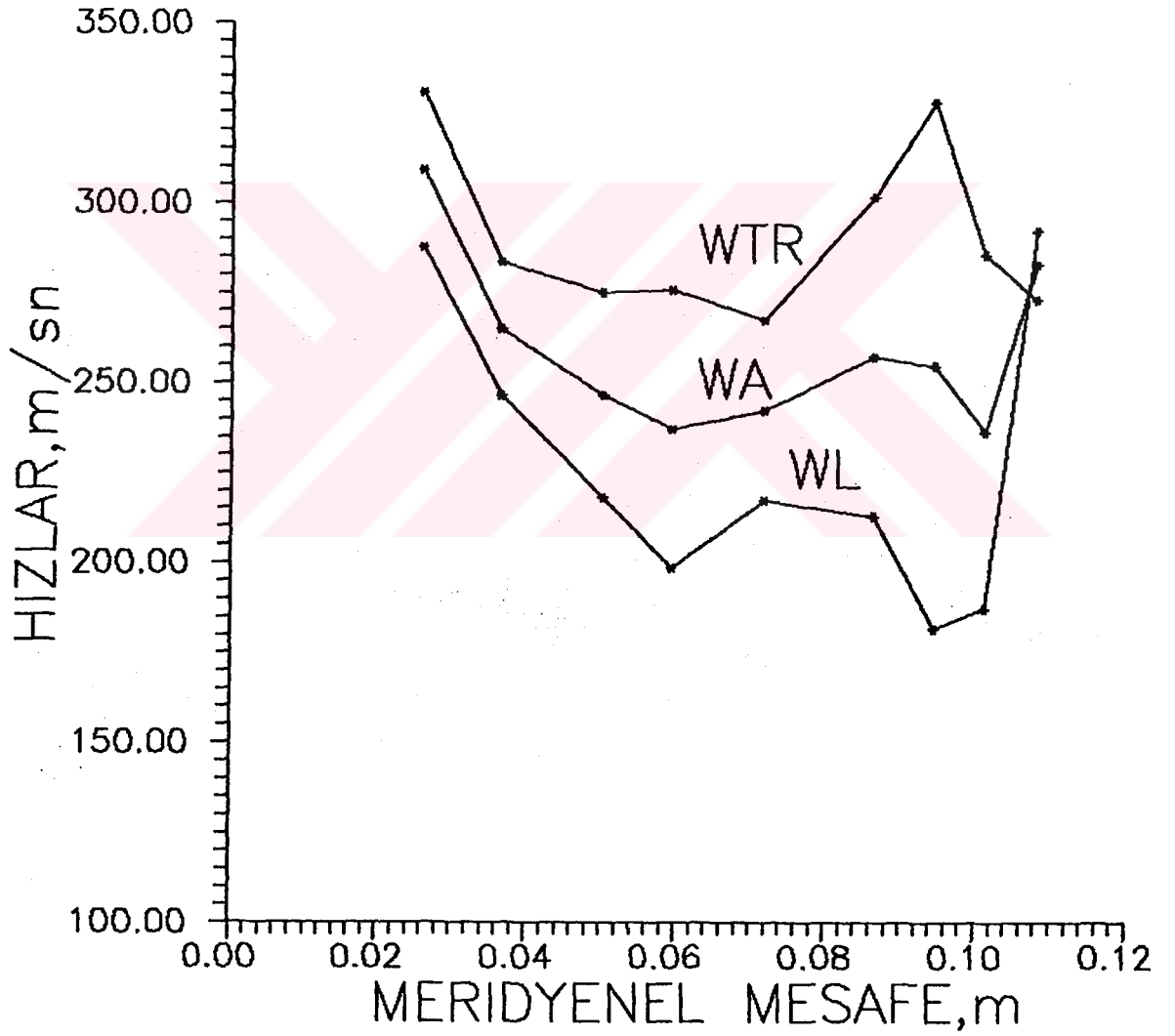


ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR

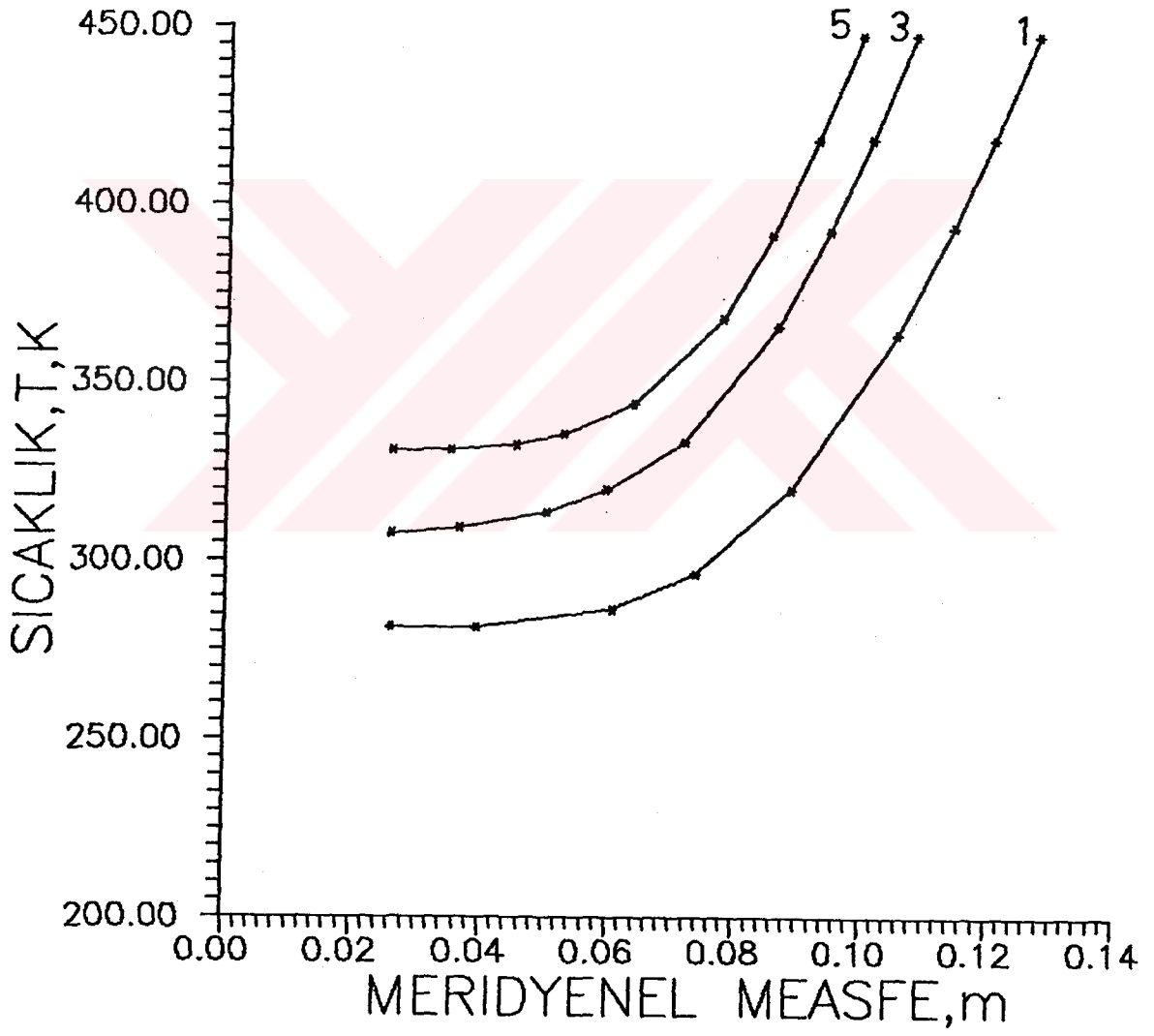
$W=7853.98. \text{RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$

EMME YÜZEYİ, BASMA YÜZEYİ VE İZAFİ HIZLAR

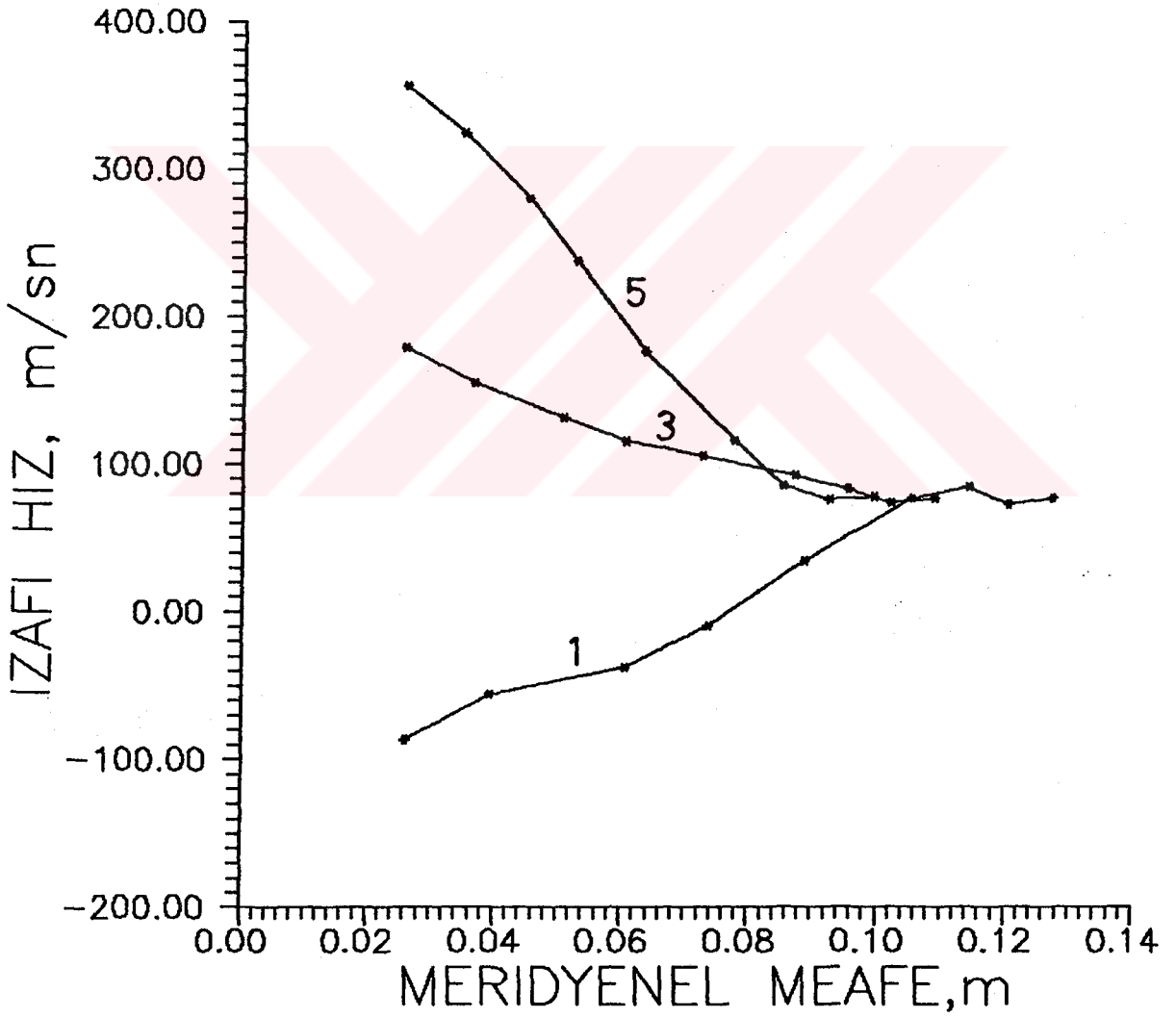
3. AKIM ÇİZGİSİ ÜZERİNDE



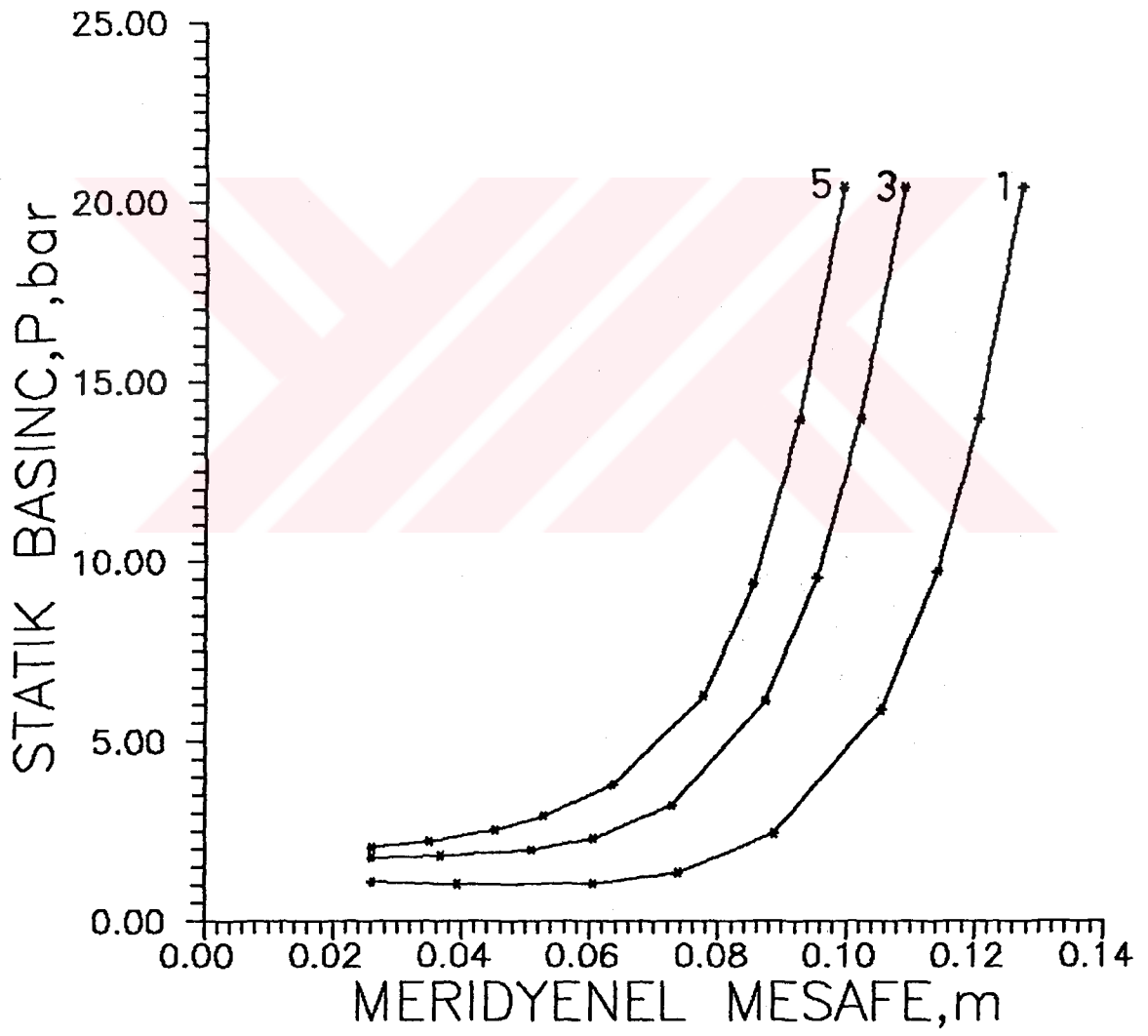
ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=7853.98. \text{ RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$



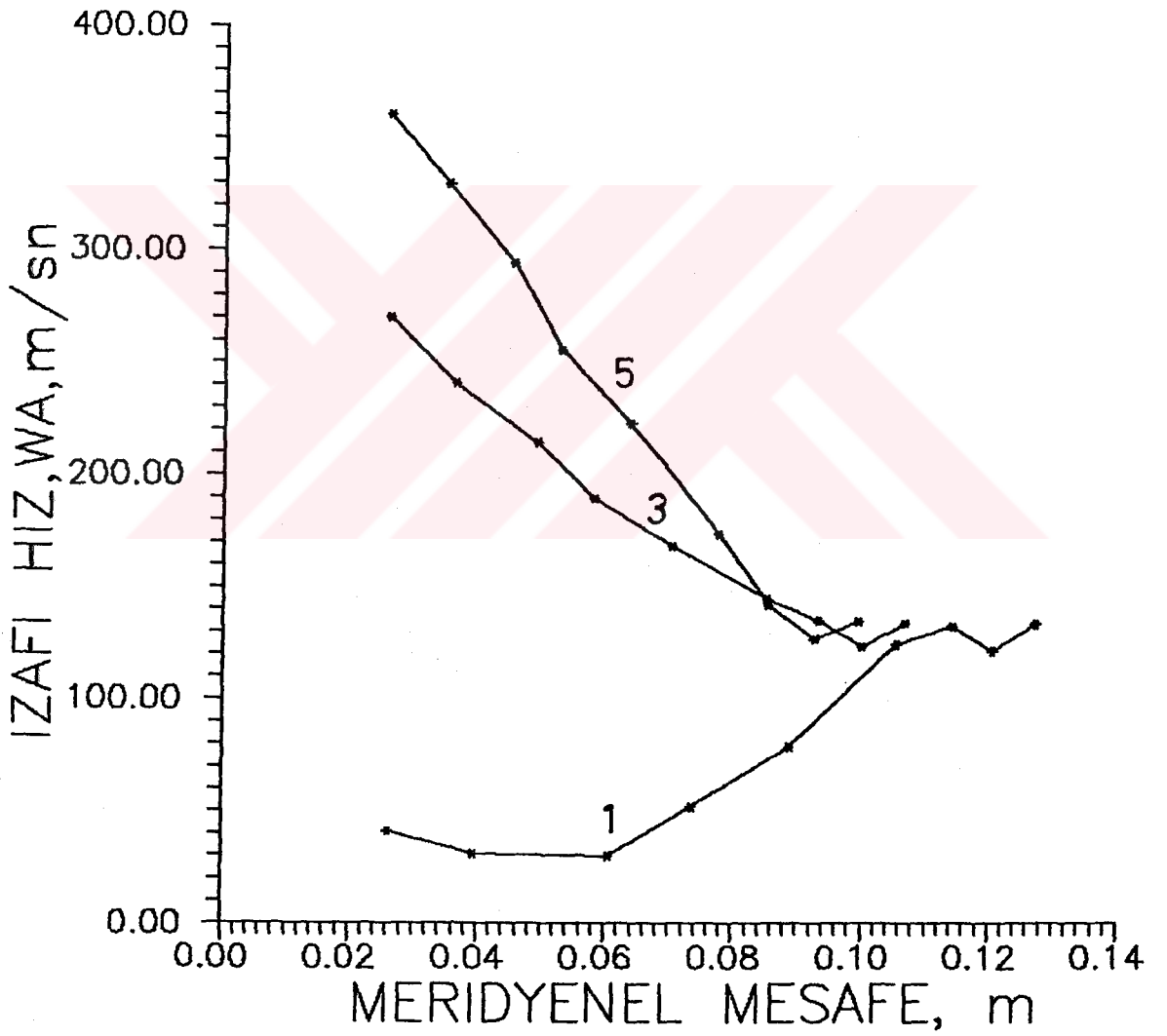
ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=11780.97$ RD/s $WT=0.90716$ kg/s



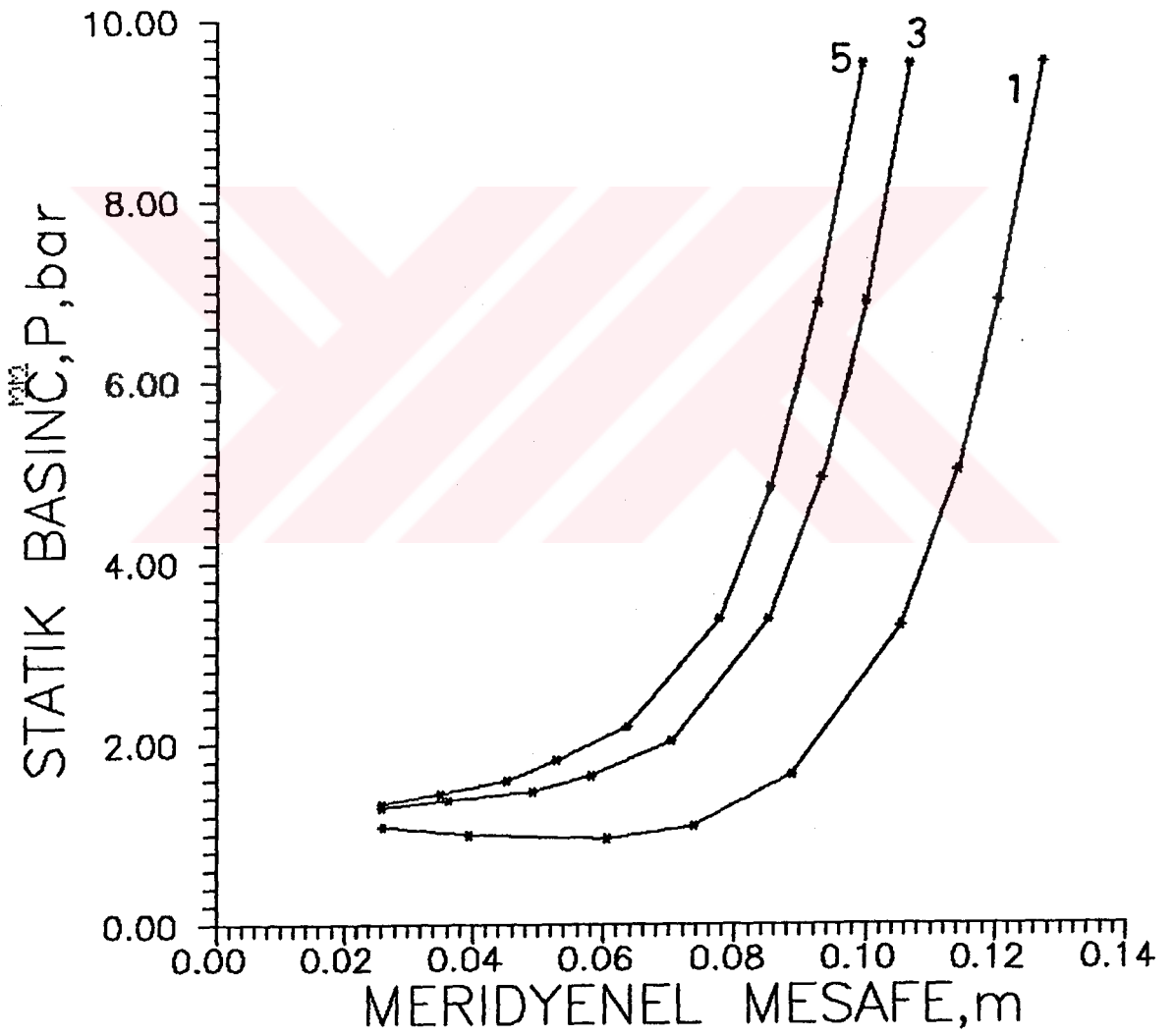
ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=11780.97$ RD/S $WT=0.90716$ KG/S



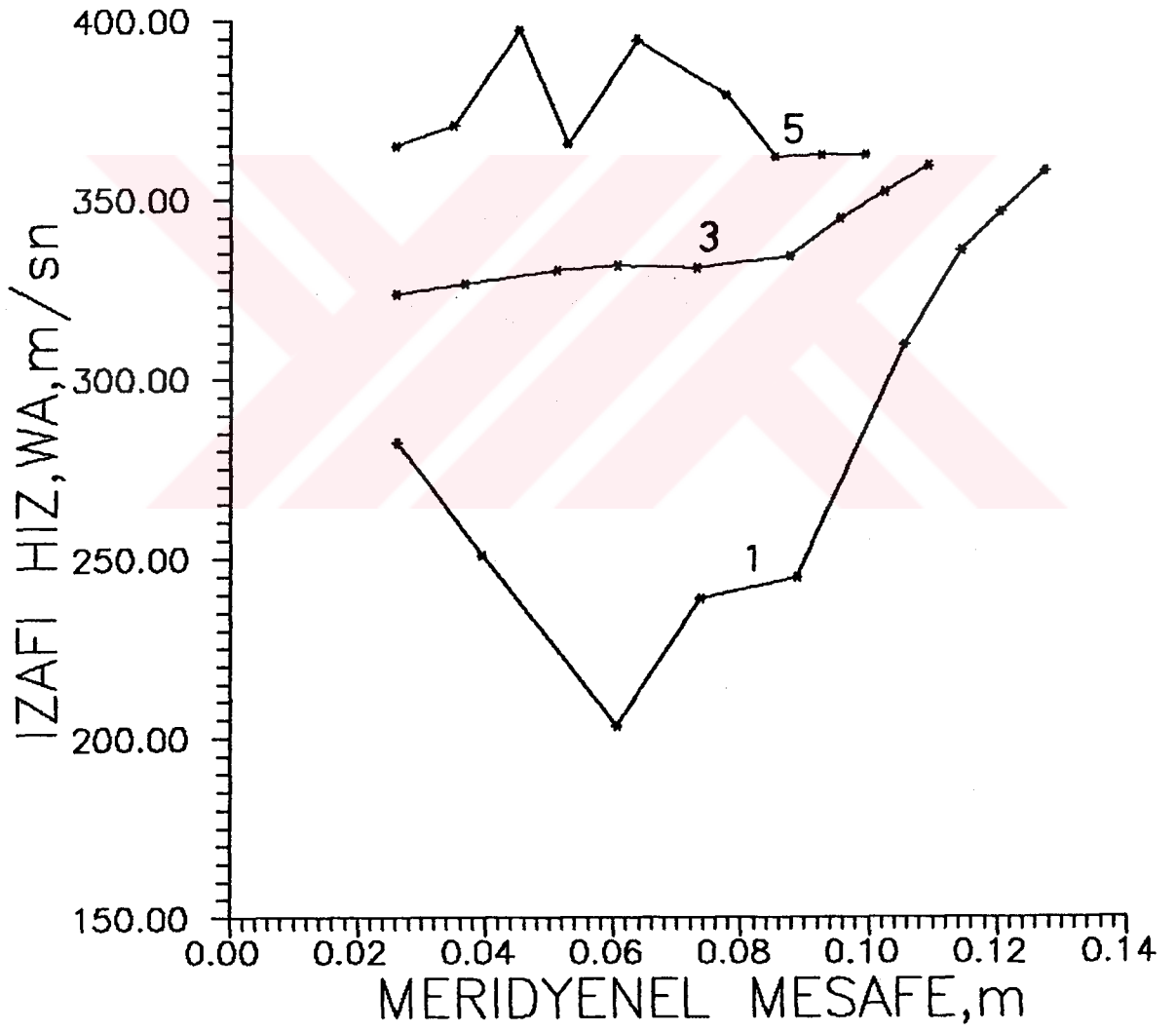
ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W = 9817.475 \text{ RD/s}$ $WT = 0.90716 \text{ kg/s}$



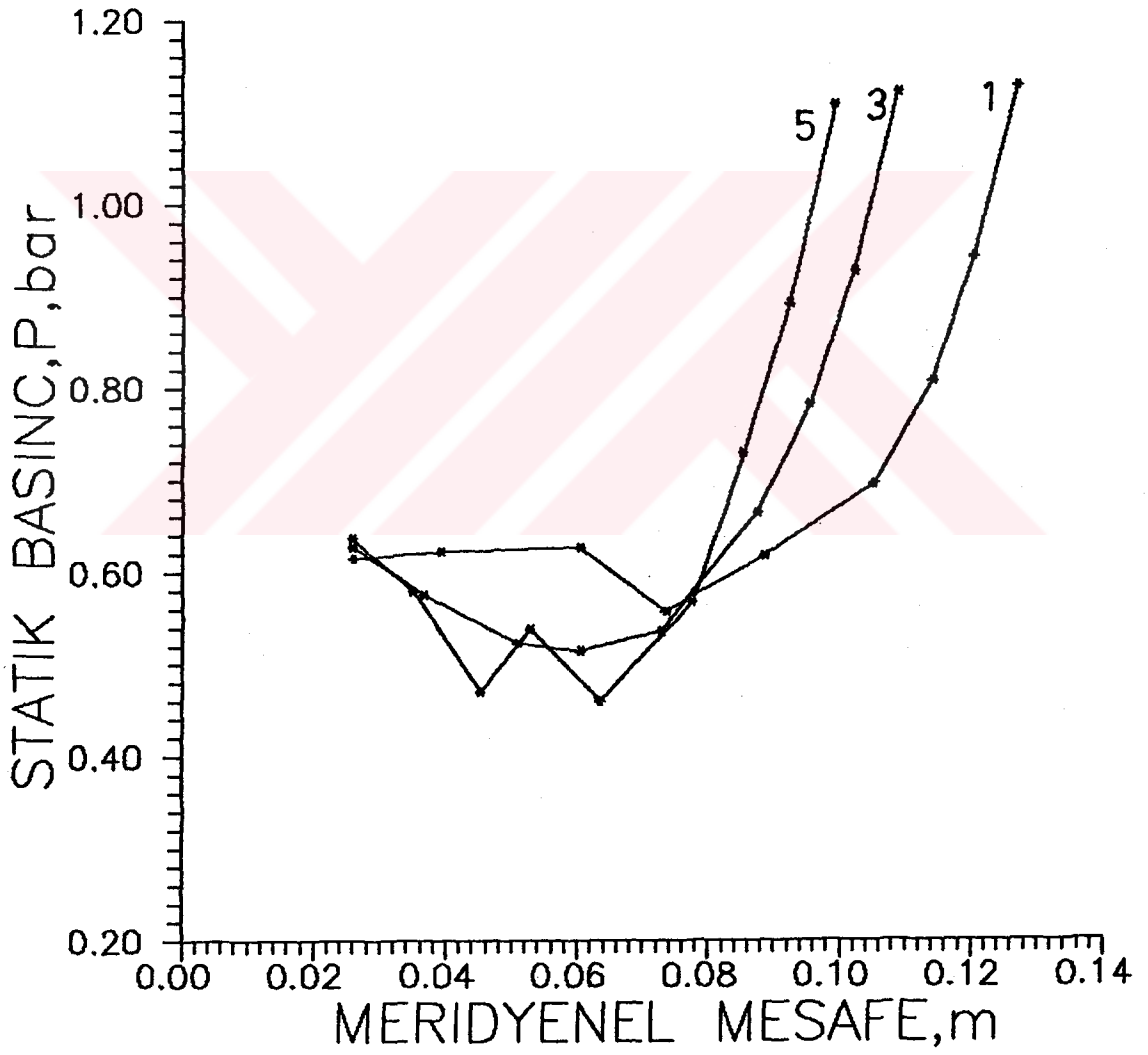
ARKAYA EĞİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W = 9817.475 \text{ RD/s}$ $WT = 0.90716 \text{ kg/s}$



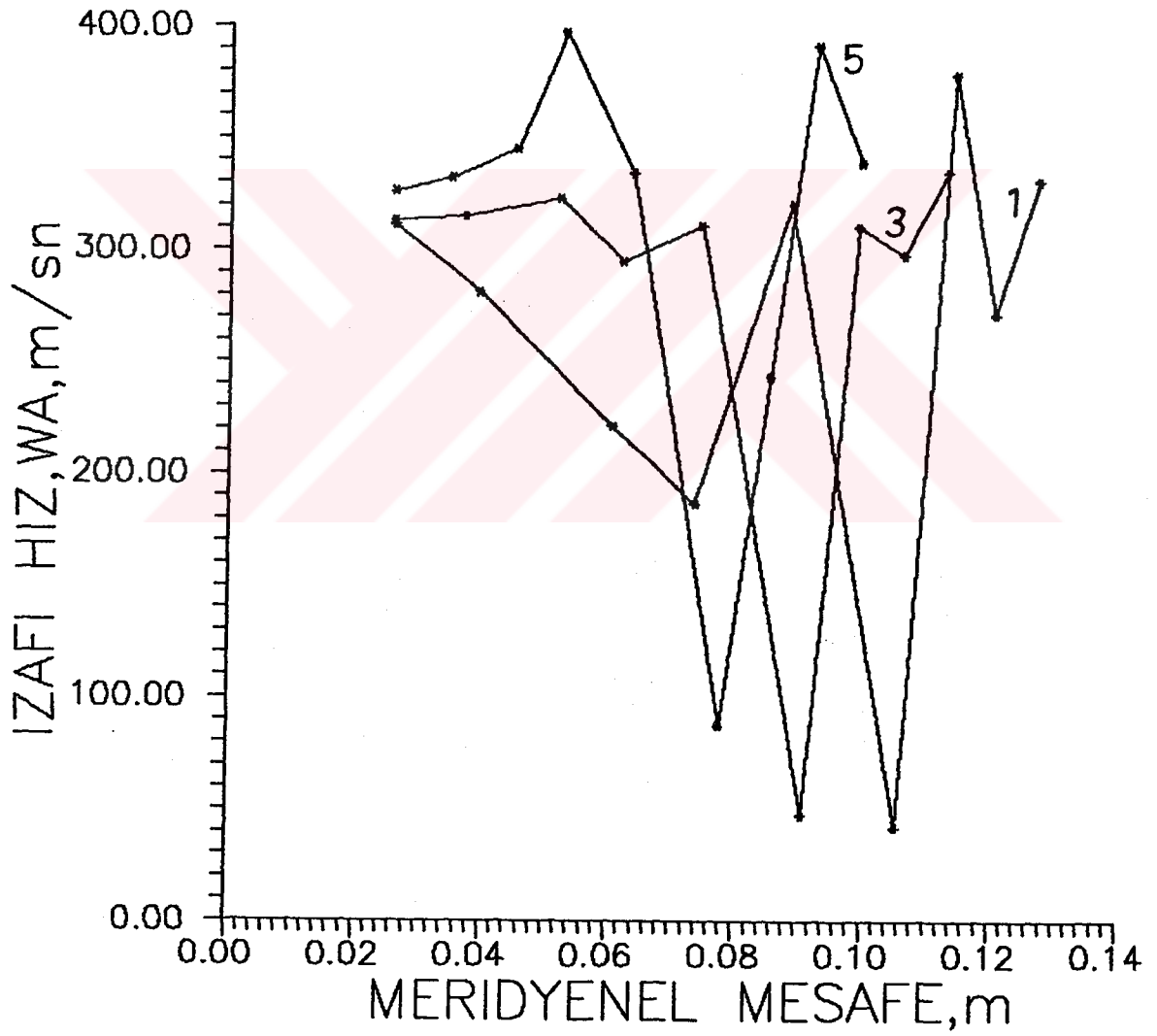
ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=5890.485. \text{ RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$



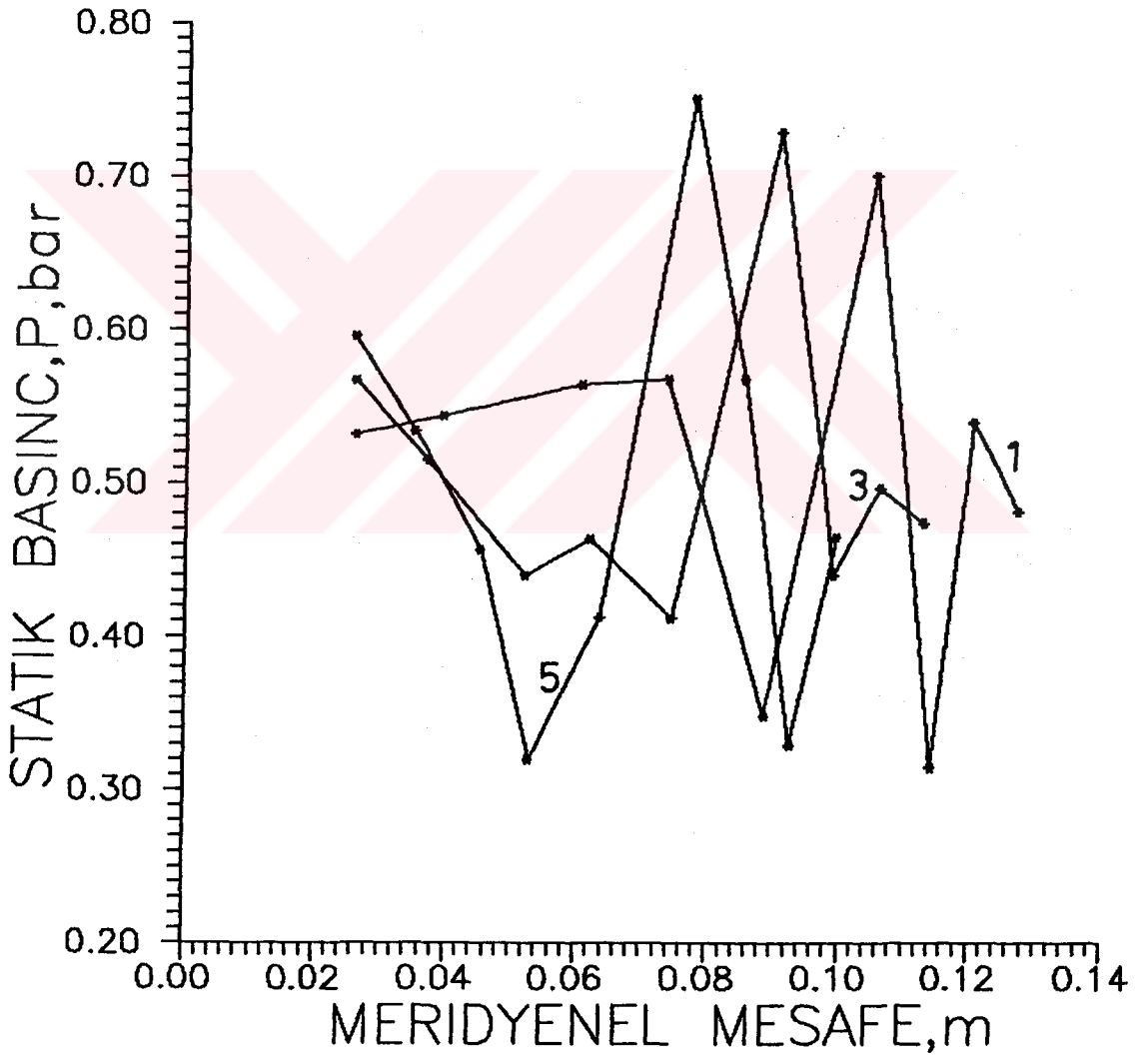
ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=5890.485. \text{ RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$



ARKAYA EĞİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=3926.99. \text{ RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$



ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR
 $W=3926.99. \text{ RD/s}$ $WT=0.90716 \text{ kg/s}$



ARKAYA EGİK KANATLI KOMPRESÖR

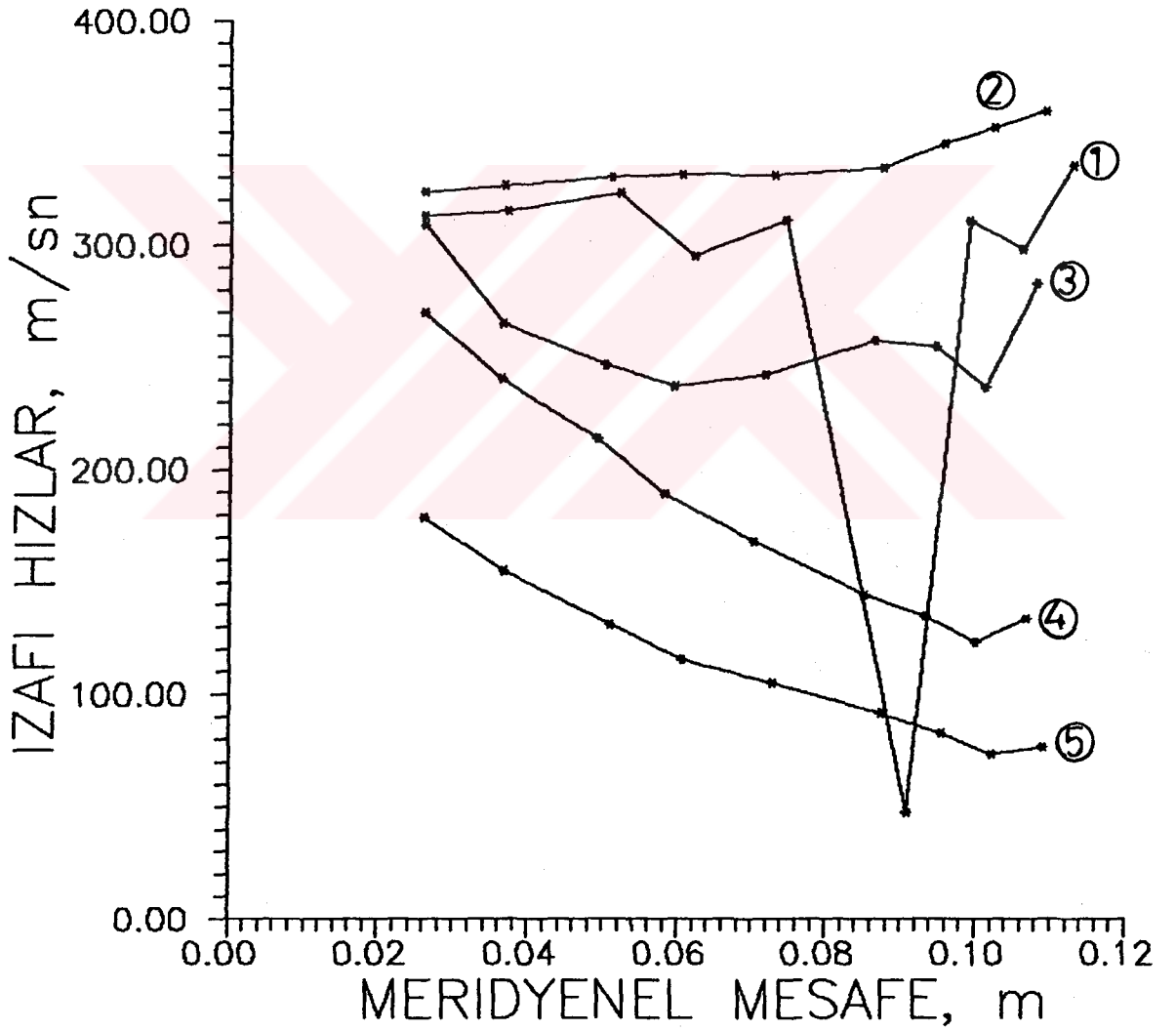
WT=0.90716 kg/s

AYNI KÜTLE DEBİSİNDE 3. AKIM ÇİZGİSİ ÜZERİNDE

DEĞİŞİK DEVİR SAYILARINDA İZAFİ HIZLAR

1) $w=3926.99$ RD/s 2) $w=5890.485$ RD/s 3) $w=7853.98$ RD/s

4) $w=9817.475$ RD/s 5) 11780.97 RD/s

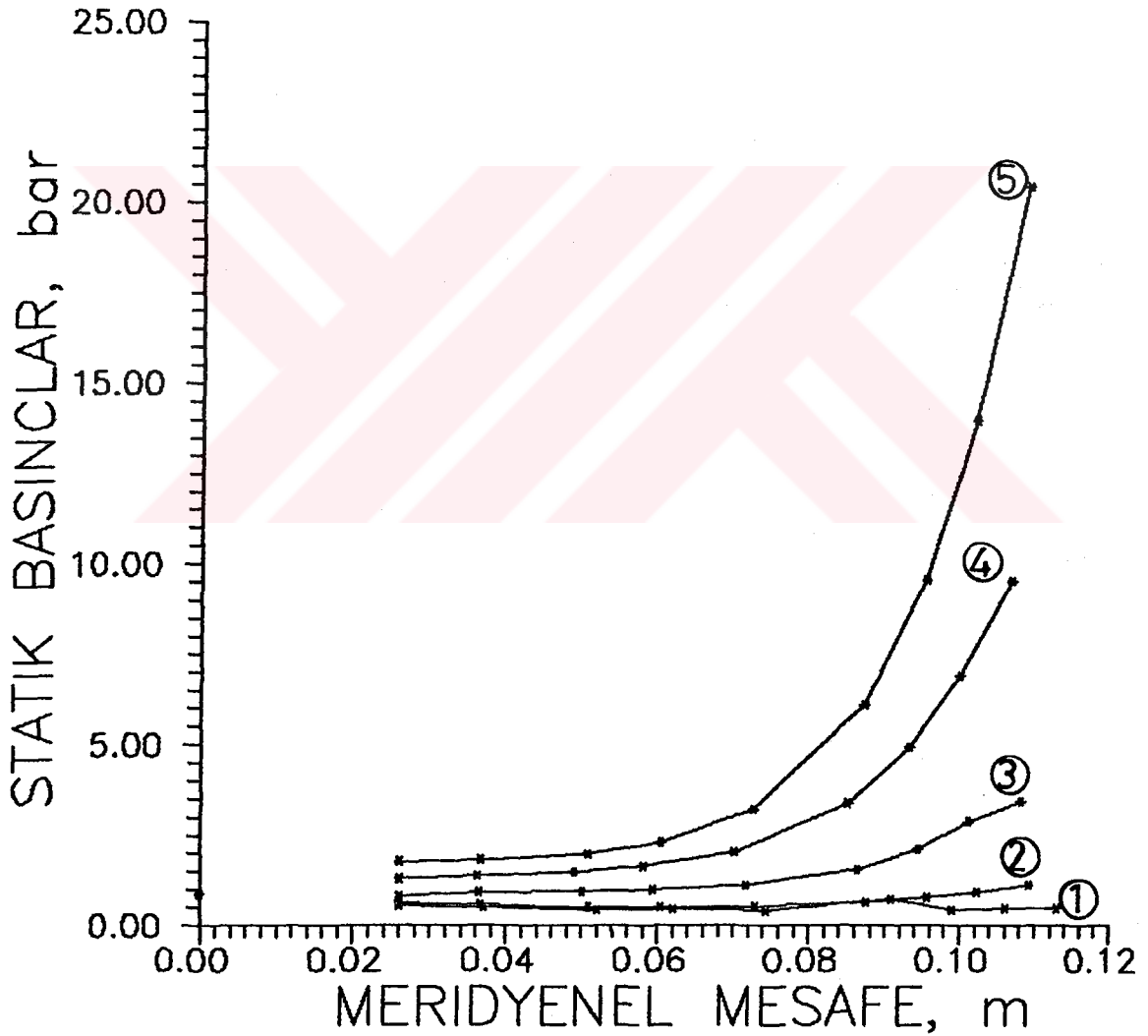


ARKAYA EĞİK KANATLI KOMPRESÖR

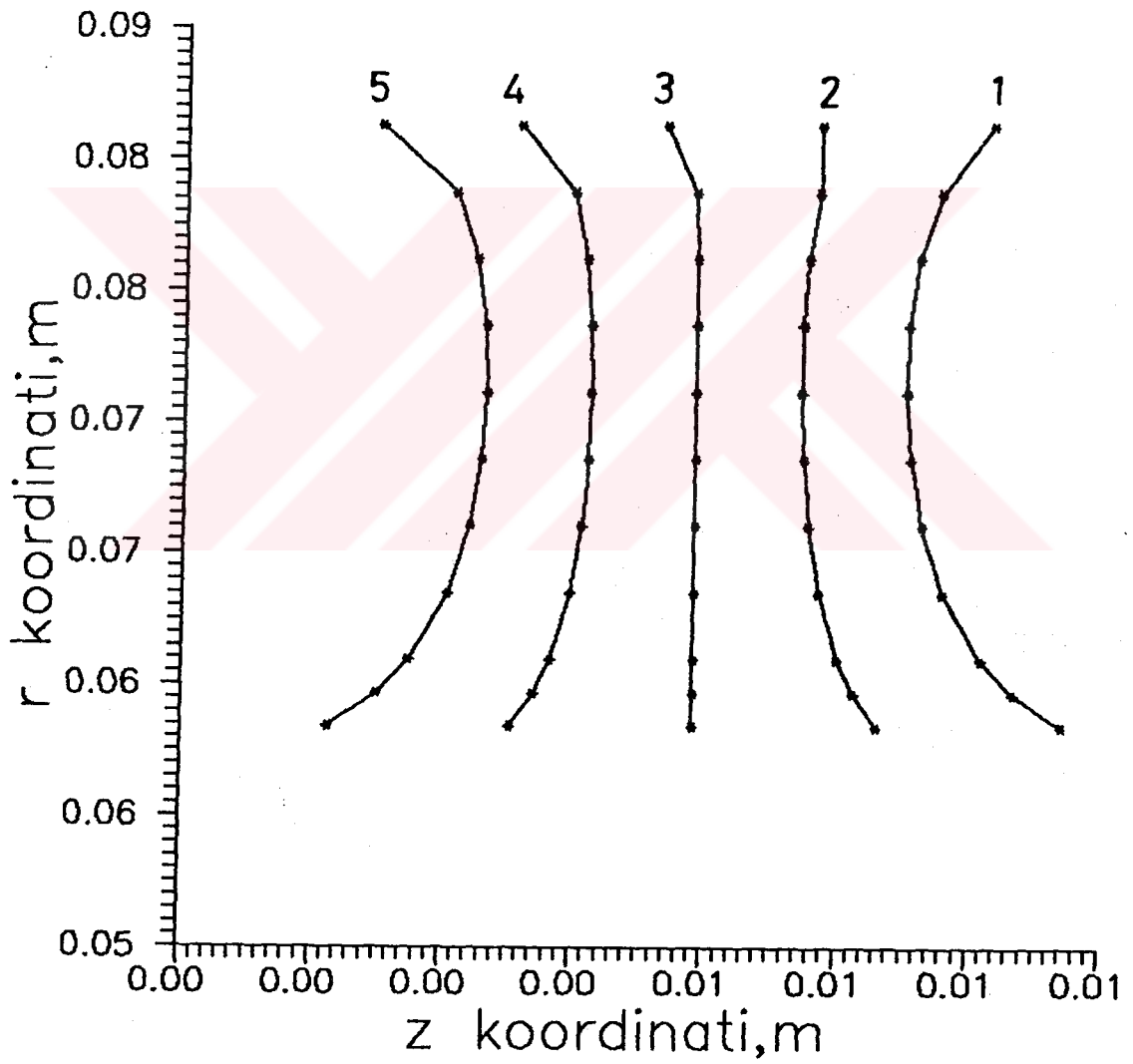
WT=0.90716 kg/s

AYNI KÜTLE DEBİSİNDE 3. AKIM ÇİZGİSİ ÜZERİNDE
DEĞİŞİK DEVİR SAYILARINDA STATİK BASINÇLAR

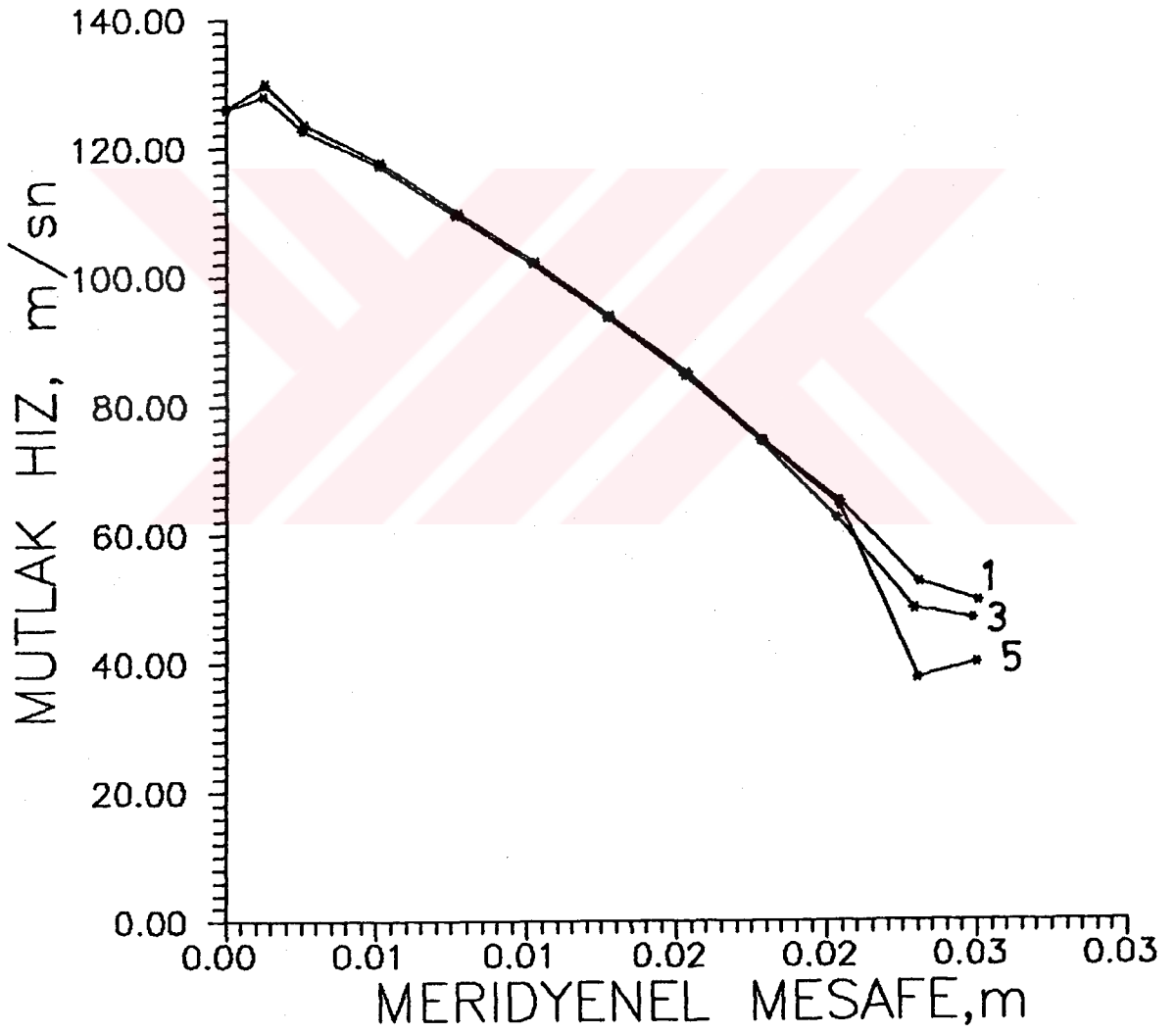
- 1) $w=3926.99$ RD/s 2) $w=5890.485$ RD/s 3) $w=7853.98$ RD/s
4) $w=9817.475$ RD/s 5) 11780.97 RD/s



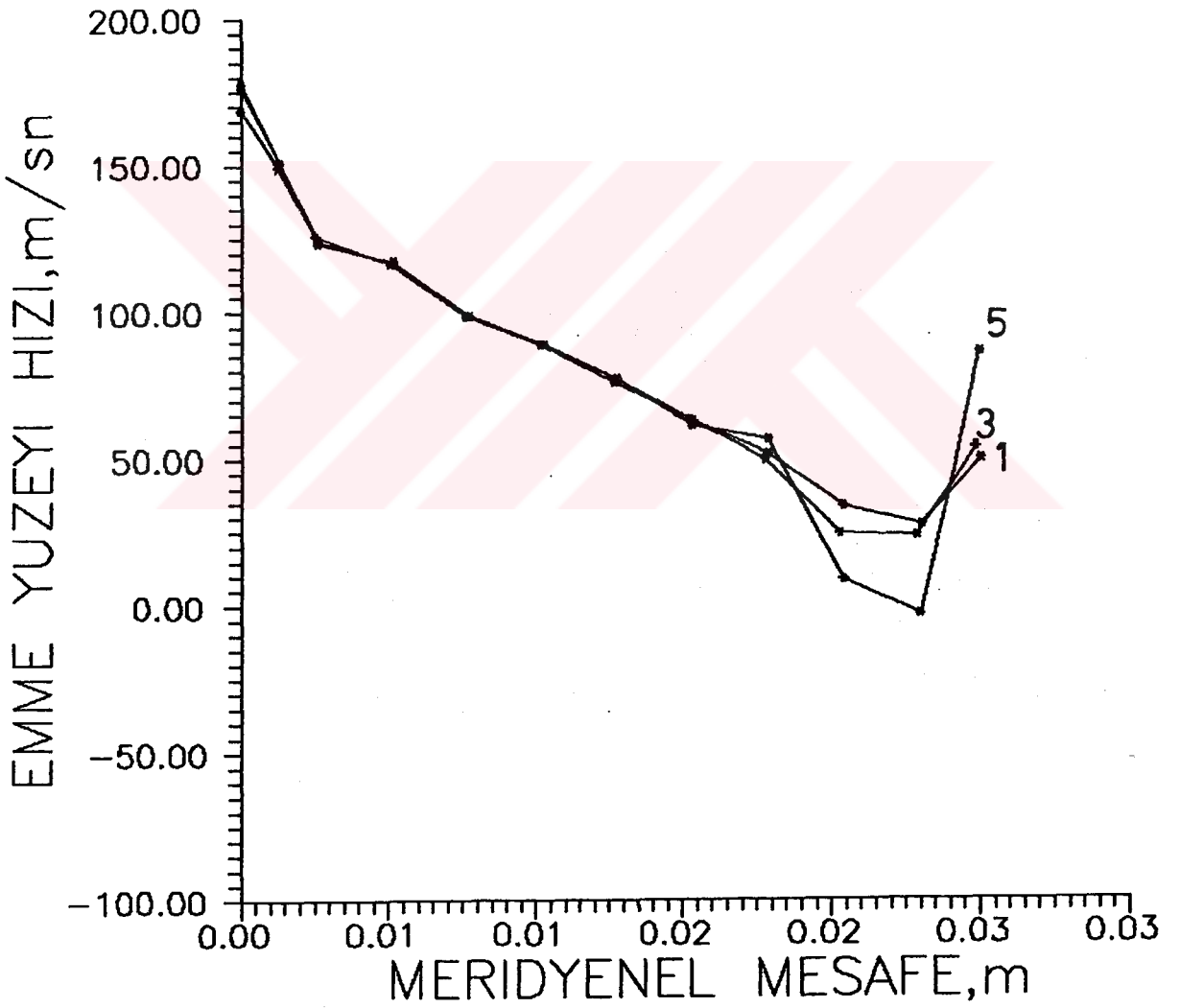
KANATLI DIFUZÖR
 $W=0. \text{ RD/s}$ $WT=0.342959 \text{ kg/s}$



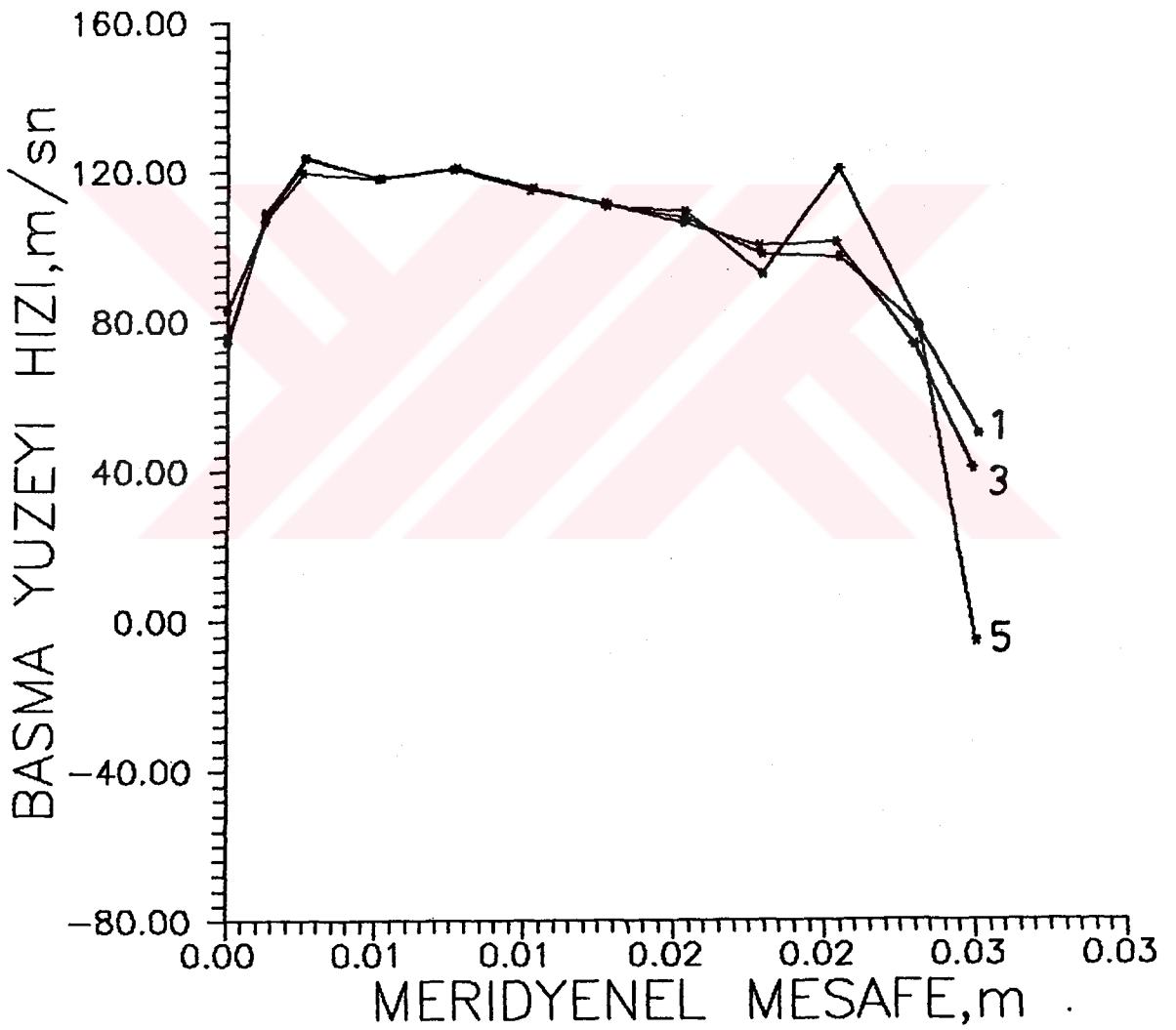
KANATLI DİFUZÖR
 $W=0. \text{ RD/s}$ $WT=0.342959 \text{ kg/s}$



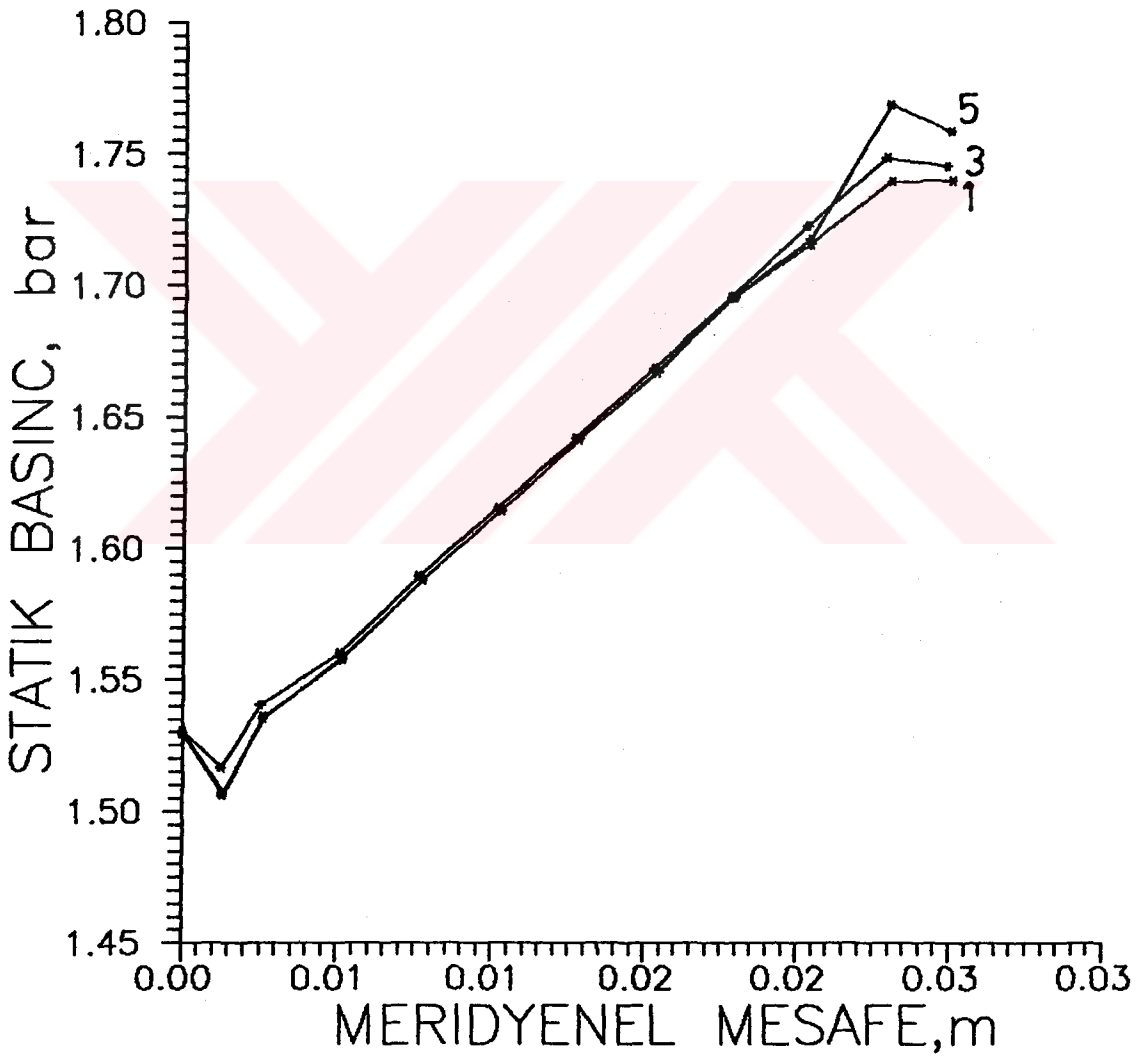
KANATLI DİFUZÖR
 $W=0. \text{ RD/s}$ $WT=0.342959 \text{ KG/s}$



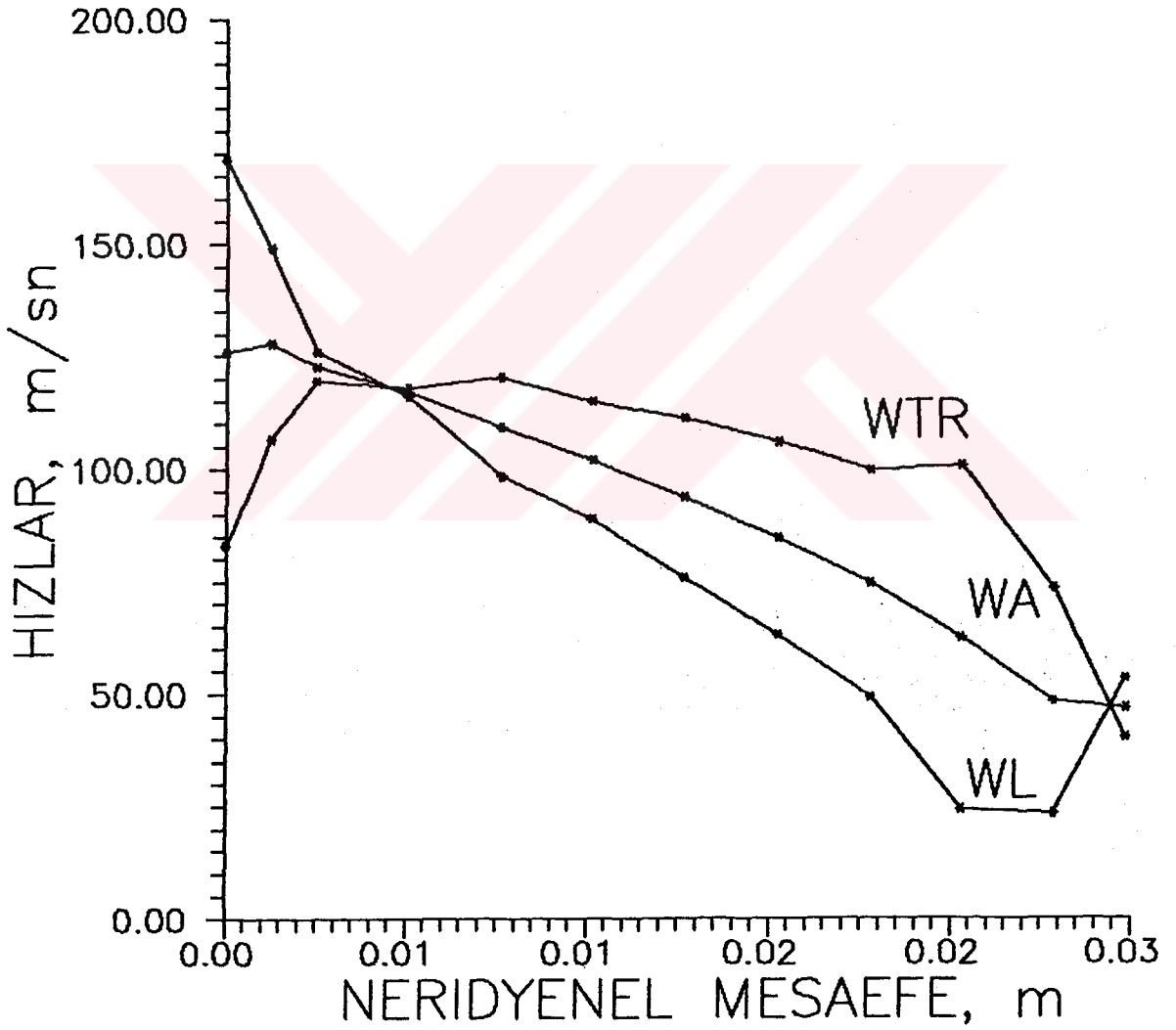
KANATLI DİFUZÖR
 $W=0. \text{ RD/S}$ $WT=0.342959 \text{ KG/S}$



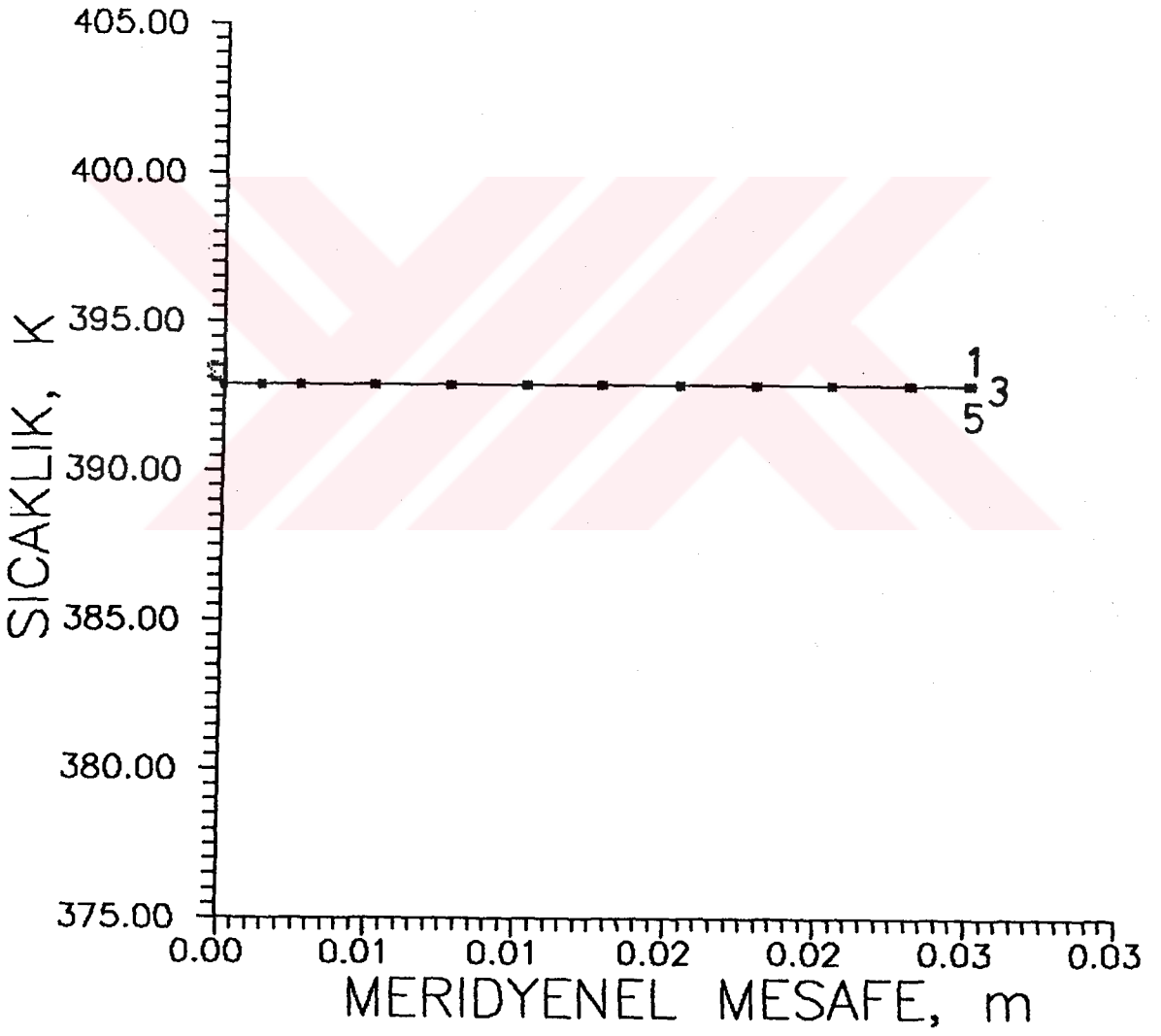
KANATLI DİFUZÖR
W=0. RD/S WT=0. 342959 KG/S



KANATLI DIFUZÖR
 $W=0. \text{RD/s}$ $WT=0.342959 \text{ kg/s}$
EMME YÜZEYİ, BASMA YÜZEYİ VE MUTLAK HIZLAR
3. AKIM ÇİZGİSİ ÜZERİNDE



KANATLI DİFUZÖR
 $W=0. \text{ RD/s}$ $WT=0.342959 \text{ kg/s}$



4.2 BİLGİSAYAR PROGRAMININ ÇALIŞTIRILMASI İLE ELDE EDİLEN SONUÇLAR

Bilgisayar yardımıyla elde edilen akış analizi sonuçları, deneyler sonucunda elde edilen sonuçlarla karşılaştırıldığında aralarında çok büyük ayrılıklar görülmemektedir. Türbomakına çarkı içindeki akışın analizi yapılırken pek çok kabul yapılmakta, fakat bunlar elde edilen sonuçları gerçekten tamamen uzaklaştırmamaktadır.

Kabul edilen teorik yaklaşımlarla, türbomakına çarkı içindeki akış analizi, gerçekte meydana gelebilecek durumları da bize göstereceğinden son derece faydalıdır. Eğer belirli bir geometri ve giriş koşullarındaki türbomakına çarkında, bilgisayar programı yardımıyla meydana gelen akış incelenirse, akışta oluşabilecek istenmeyen durumlar gözlenebilir. Bu koşulların gerçekte meydana gelebileceği düşüncesinden, türbomakına tasarımcısı gerekli dizayn parametrelerini değiştirerek istenmeyen durumu yok edebilir. Ayrıca çeşitli dizayn parametrelerinin akış üzerindeki etkisini görmek mümkündür. Böylece türbomakına çarkındaki akış için kabul edilen teorik yaklaşımlarla, iç akışın özellikleri saptanarak, türbomakinanın daha yüksek performans sağlayacak koşulları tesbit edilebilir.

KAYNAKLAR

- [1] CAMPBELL, K., ve, TALBERT, J.E., Some Advantages and Limitations of Centrifugal and Axial Aircraft Compressor, S.A.E. Journal 53, 10, 1945
- [2] MICHEAL, R.V., Fortran Program for Calculating Velocities In The Meridional Plane of A Turbomachine, NASA TN D-6071, 1972
- [3] WU, C., A General Theory of Three Dimensional Flow In Subsonic and Supersonic Turbomachines of Axial-Radial Mixed- Flow Types, NACA TN-2064, January 1952.
- [4] KATSANIS, T., Use of Arbitrary Quasi-Orthogonals For Calculating Flow Distribution In the Meridional Plane Of A Turbomachine, NASA TN D-2546, 1964
- [5] HILDERBARG, F.B., Introduction to Numerical Analysis, McGraw-Hill Book Co., Inc., 1956
- [6] Walsh, J.L., Ahlberg, J.H., ve Nilson, E.N., Best Approximation Properties of the Spline Fit, Jour. Math. and Mech., vol. 11, no. 2, pp. 225-234, Mar. 1962

EK A
SEMBOLLER

A	katsayılar matrisi
c_1	girişteki sesin durma hızı
c_p	sabit basınçtaki özgül ısı
f	herhangi bir fonksiyon
g	yerçekimi ivmesi
h	statik entalpi
m	meridyenel akım çizgisi üzerinde birim vektör
N	kanatların sayısı
n	meridyenel akım çizgisine normal doğrultuda birim vektör
P	mutlak statik basınç
ΔP^{11}	giriş ve bir nokta arasında toplam izafi basınç kaybı
q	keyfi birim vektör
R	gaz sabiti
r	dönmenin merkezinden itibaren yarıçap
r_b	orta kanat şekline teğet akım yüzeyindeki yarıçap
r_c	meridyenel akım çizgisinin eğrilik yarıçapı
s	meridyenel düzlemde çözüm ağı üzerinde birim vektör
T	sıcaklık
t	zaman
t_n	kanadın normal yönlerdeki kalınlığı
t_e	dairesel yönde kanat kalınlığı
$\bar{u}$	birim vektör
V	mutlak akış hızı
W	izafi akış hızı
w	ağırlık debisi (kütle akışı)
x	x-koordinatı
y	y-koordinatı
z	eksen koordinatı
α	meridyenel akım çizgisi ve z-ekseni arasındaki açı
β	izafi hız vektörü ve meridyenel düzlem arasındaki açı
γ	özgül ısı oranı
θ	izafi açısal koordinat

$\Delta\theta$ verilen noktada kanat yüzeyleri arasındaki açı

λ prerotation, $r_1 V_{e1}$

ρ yoğunluk

φ mutlak açısal koordinat

ψ çözüm açısı ve radyal yön arasındaki açı

ω açısal hız

Alt indisler :

i giriş

isen izentropik

j akım çizgisi sayısı

l kanadın ön yüzeyi

m meridyenel akım çizgisi yönündeki bileşen

n normal bileşen

r radyal bileşen

s üst yanak (shroud)

t kanadın arka yüzeyi

x x-bileşeni

y y-bileşeni

z eksenel bileşen

θ teğetsel bileşen

Üst indisler :

- vektör büyüklüğü

i mutlak durum

ii izafi durum

TURBOMAKİNALARDA MERİDYENEL DÜZLEMDE
HIZ VE BASINÇ DAĞILMININ HESAPLANMASI

Mehmet Palalıyık

Anahtar Kelimeler: Göbek, Üst Yanak, Meridyenel Düzlem,
Çözüm Ağları

Özet: Bu çalışmada merkezkaç kompresörlerde sayısal akış analizi yapılmıştır. Merkezkaç kompresörde göbekten üst yanağa çözüm veren bilgisayar programı kullanılmıştır. Bu program ile arkaya eğik kanatlı, radyal kompresör ve kanatlı difüzör için meridyenel düzlemde hızlar belirlenmiştir. Hız gradyeni denklemi, meridyenel düzlemde, orta akım yüzeyinde göbekten üst yanağa keyfi çözüm ağları üzerinde çözülmüştür. Keyfi çözüm ağları düz çizgiler olarak yerleştirilmiştir.

CALCULATION OF THE VELOCITY AND PRESSURE DISTRIBUTION IN
MERIDIONAL PLANE OF THE TURBOMACHINES

Mehmet Palalıyık

Keywords: Hub, Shroud, Meridional Plane, Quasi-Orthogonals

Abstract: In this study, numerical flow analysis has been on centrifugal compressors. The computer program has been used that gives the hub to shroud solution of centrifugal comperssor. This program has been determined the velocities in the meridional plane of a backward swept impeller, a radial impeller compressor and a vaned diffuser. The velocity gradient equation with the asumption of a hub-to-shroud mean stream surface has been solved along arbitrary quasi-orthogonals in the meridional plane. These quasi-orthogonals has been fixed straight lines.

ÖZGEÇMİŞ

1965 yılında İstanbul'da doğdu. İlk öğrenimini Ali Suavi İlkokulu'nda , orta öğrenimini Vedide Baha Pars Ortaokulu'nda ve lise öğrenimini de Kocamustafapaşa Lisesi'nde yaptı. 1982 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Makina Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümü'ne girip 1986 yılında mezun oldu. Aynı yıl İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Anabilim Dalı Enerji Programı'nda yüksek lisans öğrenimine başladı. Halen Makina Fakültesi Makina Elemanları Birimi'nde araştırma görevlisi olarak çalışmaktadır.