

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

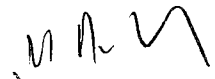
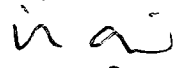
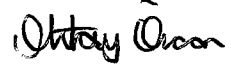
**WİNGLET TAKILMIŞ KANATLAR ETRAFINDA
SAYISAL AĞ ÜRETİMİ
VE VİSKOZ AKIŞ ANALİZİ**

75548

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Fizikçi Orhan KÜPÜŞOĞLU
(F1196Y106)

75548

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 3 Kasım 1998
Tezin Savunulduğu Tarih : 19 Kasım 1998

Tez Danışmanı : Doç.Dr. A. Rüstem ASLAN 
Diğer Jüri Üyeleri : Prof.Dr. Ülgen GÜLÇAT 
Prof.Dr. Oktay ÖZCAN 

KASIM 1998



ÖNSÖZ

Bu çalışmada bir kanat-winglet konfigürasyonu etrafında sayısal ağ üretimi gerçekleştirilmiştir. Bunu takiben ilgili akım alanın sayısal analizi sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak Navier-Stokes denklemlerinin paralel çözümü ile elde edilmiştir.

Tez çalışmam sırasında destek ve yardımlarını gördüğüm değerli hocam Doç. Dr. A. Rüstem Aslan'a bana gösterdiği ilgi ve destekten dolayı teşekkürlerimi bildiririm.

Aralık 1998

Orhan Küpüşoğlu

İÇİNDEKİLER

TABLO LİSTESİ	ii
ŞEKİL LİSTESİ	iii
SEMBOL LİSTESİ	iv
ÖZET	v
SUMMARY	vi
1. GİRİŞ	1
2. KANAT-WINGLET	6
3. SAYISAL AĞ ÜRETİMİ	8
3.1. Cebirsel Sayısal Ağ	8
3.2. Hibrid Ağlar	11
3.3. Sayısal Ağın Seçimi	11
3.4. O-tipi Sayısal Ağ Üretimi	12
4. SAYISAL ANALİZ	13
4.1. Hareket Denklemleri	13
4.2. FEM Formülasyonu	14
4.3. Domain Decomposition	15
4.3.1. Başlangıç Çözümü	15
4.3.2. Birim Problemi	16
4.3.3. İteratif Yakınsama	16
4.3.4. Son Çözüm	16
5. SONUÇLAR	17
5.1. Tek Bölge Analizi	17
5.2. İki Bölge Analizi	17
5.3. Dört Bölge Analizi	18
6. DEĞERLENDİRME	24
KAYNAKLAR	27
ÖZGEÇMİŞ	29

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Table 1.1. Grid Specifications	x
Tablo 3.1. Kullanılan Sayısal Ağlar	9



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Figure 1.1 : Winglets for drag reduction	vi
Şekil 1.1 : Sürüklemeyi azaltan wingletler	2
Şekil 1.2 : Wingletli kanatlara sahip uçaklar	3
Şekil 2.1 : Winglet üzerinde yatay yönde oluşan kaldırma kuvveti	6
Şekil 3.1 : Kanat-winglet konfigürasyonu etrafında sayısal ağ	10
Şekil 5.1 : Sınır Şartları	19
Şekil 5.2 : Kanat-winglet düzleminde hız vektörleri, $Re=1000$, $\alpha=0^\circ$. Tek bölge analizi	20
Şekil 5.3 : Kanat-winglet düzleminde hız vektörleri, $Re=1000$, $\alpha=0^\circ$. İki bölge çözümü	21
Şekil 5.4 : Kanat-winglet düzleminin hemen üzerinde hız vektörleri, $Re=1000$, $\alpha=0^\circ$. İki bölge çözümü	22
Şekil 5.5 : Kanat-winglet düzleminin hemen altında hız vektörleri, $Re=1000$, $\alpha=0^\circ$. İki bölge çözümü	23
Şekil 6.1 : Ok açılı ve wingletli kanat etrafında O-tipi sayısal ağ	25
Şekil 6.2 : Boeing BBJ (Boeing Business Jet) yeni wingletleriyle 51. NBAA fuarında tanıtıldı, 19-21 Ekim 1998	26

SEMBOL LİSTESİ

V	: Hız vektörü
D/Dt	: Toplam türev
t	: Zaman
p	: Basınç
Re	: Reynolds sayısı
α	: Hücum Açısı
u, v, w	: Hız vektörünün Kartezyen koordinatlardaki bileşenleri
∇	: Nabla operatörü
∇^2	: Laplace operatörü
V^0	: Hız vektörü için başlangıç şartı
p^0	: Basınç için başlangıç şartı
n	: Normal yönde birim vektör
x	: Konum vektörü
α	: (alt simge) Kartezyen koordinatlar x, y, z
M	: Eleman matrisi
D	: Adveksiyon matrisi
A	: Sıkılık matrisi
C	: Basınç katsayıları matrisi
B	: Sınır koşulları matrisi
E	: Sıkışamaz akış dolayısıyla oluşan matris

ÖZET

Uzun süreden beri kanat ucuna monteli yüzeylerin kanat uçlarında oluşan girdap yapılarını azalttığı ve yaydığı bilinmektedir. Sonuç olarak indüklemeye sürüklemesinin azalmasına karşın elverişsiz etkileşimler ve viskoz etkiler elde edilen yararları sıfırlayabilmektedir. Winglet kavramı bu yaklaşımların en umut verici olanlarından biridir ve kanadın efektif açıklığını arttıran bir düzenek olarak düşünülebilir.

Winglet kanat ucu girdabının içine yerleştirilmiş olan küçük bir kanattır. Winglet üzerindeki kaldırma kuvveti bir yan kuvvet olarak kendini göstermekte ve böylece akım yönünde bir itki komponenti ortaya çıkmaktadır. Gövde arkasına yerleştirilen kaplama yüzeylerinde (afterbody strakes) olduğu gibi girdap yapıları bir ölçüde yayılır. Buna karşın kanat kökündeki eğilme momentlerinde hem artan kanat yükleri hem de winglet yükleri nedeniyle bir artış görülür ve bu da wingletlerin sonradan ilave edilebilirliğini sınırlayabilir. Burun-aşağı bir moment de ağırlık merkezinin üstünde kalan itki nedeniyle oluşabilir ve bu da trimleme gerektirmesi dolayısıyla olumsuz etkilere yol açabilir. İlave olarak, yüzey sürüklemesi ve bileşke bölgede etkileşim sürüklemesi gibi diğer sürüklenme biçimlerinde artışlar meydana gelebilir. Bu nedenle, tipik olarak sürüklemeye yüzde üçle altı arasında azalma elde edilebilmesine karşın, benzer bir performansa bazı durumlarda kanat ucunun basit bir uzatılmasıyla da erişilebilir. Bu nedenle “winglet”in tercih edilmesi tasarımının optimizasyonuna bağlıdır.

Bu çalışmada bir kanat-winglet konfigürasyonu etrafında sayısal ağ üretimi gerçekleştirilmiştir. Bunu takiben ilgili akım alanın sayısal analizi sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak Navier-Stokes denklemlerinin paralel çözümü ile elde edilmiştir.

GRIDS AROUND WINGLET-MOUNTED WINGS AND ANALYSIS OF THE VISCOUS FLOW

SUMMARY

In 1970s NASA aerodynamicist Richard Whitcomb, inventor of the Area rule, made two major contributions to aeronautical science: the GA(W) airfoil and the Whitcomb winglet [1]. Whitcomb, writing in 1976, had carefully documented the effect of winglets upon performance: a four- to eight-percent improvement in the lift/drag ratios of several large jet transports. The eight-percent figure applied to the KC-135, whose old-technology wing, dating back more than two decades, had the most to gain; five percent came to be the rule-of-thumb figure for the improvement to be expected [1,2].

It has long been recognized that the addition of tip-mounted surfaces to a wing can reduce and diffuse the vortex structures arising from the tips [3]. Induced drag reductions result, but these may be offset by unfavorable interference and viscous effects. The winglet concept is one of the most promising of these concepts and can be thought of as a device to increase the effective span of the wing.

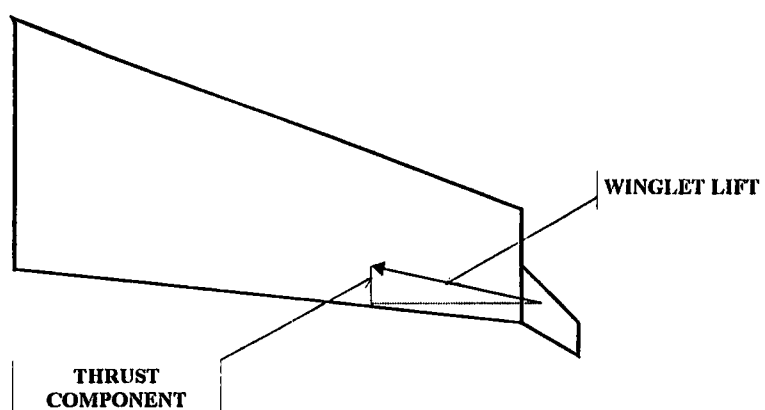


Fig.1.1 **Winglets for drag reduction**

As shown in Fig. 1.1, the winglet is small wing mounted in the swirling flow at the wing tip. The lift on the winglet acts as a sideforce and, with proper positioning of the winglet, it will have a thrust component in the stream direction. As with the afterbody strakes, the structure of the vortices is somewhat diffused due to the winglets. However there will be an increase in wing root bending moment due to both the increased wing loading and the winglet loading and this may limit the utility of winglets as retrofittable devices. A nose-down pitching moment can also occur due to the above-center thrust location and this can lead to trimming penalty. In addition there are attendant increases in other forms of drag such as skin-friction drag and interference drag at the junction region. Thus, while typical drag reductions of the order of three- to six- percent may result, comparable performance can in some cases be achieved by a simple tip extension.

For best performance, proper design of the winglets is critical and some specific design details are as follows [3]:

1. For good supercritical performance, the winglet should be tapered and swept aft. It should be mounted behind the region of lowest pressure of the main wing to minimize interference effects.
2. Some outward cant is desirable and helps to minimize interference at the junction.
3. Smooth fillets should be used between the wing tip and the winglet, or smaller drag-reduction benefits may result.
4. Some toe-out of the winglet is needed due to the inflow angles at the wing tip. This is also desirable since it reduces the likelihood of winglet stall during sideslip.
5. Although the drag reduction increases with winglet span, it is less than linear. Therefore, the optimal winglet height must be a trade-off between the improved aerodynamics and the increased moments due to the larger moment arms.

6. In principle, winglets can be mounted above or below the wing, but operational requirements and ground clearances favor upper mounts. A smaller winglet below and ahead of the main winglet is desirable for preventing stall on the main winglet at high lift conditions (as installed to MDD/Boeing MD-11).

It might also be mentioned that winglets confer other favorable characteristics, besides drag reductions, which might be important. Among these are the better control of the spreading and dispersal of particulates behind agricultural aircraft and improved hangar and ground maneuvering clearances for large aircraft. In certain integrated aircraft designs they can also act as aircraft control surfaces [3].

Since current forecasts are that airline passenger traffic will double by the year 2010, on both sides of Atlantic, design teams are working on concepts for very large aircraft (VLA) to satisfy the anticipated need [4]. Contenders for this market segment, Boeing BWB-1, Aerospatiale FW and TsAGI FW-900, all contain very large winglets as essential design elements, because aspect ratio cannot be made arbitrarily large, even if structurally it is feasible, due to the size constraint of 80x80 m (262 ft) box.

Proper design of the winglet depends upon the optimization of the winglet geometry. Thus, to obtain the optimum winglet design for a given wing requires the investigation of numerous winglets which differ in aspect ratio and in the angles which define how the winglet is mounted to the wing. Such a design approach is laborious and since it depends upon the use of wind tunnels it is very expensive. Fortunately the modern designer is provided with the facilities of a *virtual* wind tunnel. It is the Computational Fluid Dynamics, CFD, which gives the power of a wind tunnel and the ease of modeling the region of interest. Consequently, in the last two decades CFD has revolutionized the airplane design process, and in many ways it has modified the way we conduct modern aeronautical research and development [5,7].

Grid generation is a very important aspect of solving computational fluid dynamics problems where a set of partial differential equations has to be solved in a given domain. It is desirable for the grid to have good orthogonality properties, and the grid generator should be able to produce an arbitrary amount of clustering near

the body surface when necessary. A grid is considered to be *structured* if there is an order in the location of nodes. Similarly, a grid is said to be *unstructured* if there is no order in the location of nodes. Structured grids tend to be more efficient at using CPU times. Thus, structured grids take less time to solve a given problem. For complex geometries structured grids are preferred but their generation is more difficult. This a very important disadvantage of structured grids. Though unstructured grids have been in vogue for quite some time they are not yet as simple and easy to implement as structured mesh generation techniques. Nevertheless use of unstructured grids has gained increased popularity due to never-ceasing improvements in computer power and due to need for computations of complex geometries [15].

In this study a simple structured grid generation method is used. It depends on the use of stretching parameters. First, from a given airfoil a winglet-mounted wing is obtained. The tip of the winglet is closed and coordinates of the nodes at the leading and trailing edges are selected. The top surface of the grid and the bottom surface of the grid are formed. The middle surface contains the wing. From the middle surface to the top surface nodes are placed in the domain. Nodes are clustered near the wing surface. Similarly, from the middle surface to the bottom surface nodes are placed in the domain. Overall nodes are clustered near the wing surface. Connectivity of the nodes are given by the numbers of eight nodes which form a cell. A DXF output of the grid makes it possible to look at the grid in a CAD program. Flow enters the grid at one chord distance away from the leading edge. Flow exits from the grid at three chord distance away from the trailing edge. The normal direction extends approximately 1.4 chord distance in both directions.

No previous computational analysis of a winglet-mounted wing could be found in the open literature.

In this study first a grid around a simple winglet-mounted wing is generated. The airfoil of the wing is NACA 0012. A single airfoil consists of 34 nodes. The grid is coarse and is used in low Reynolds number calculations of $Re=1000$. A scalar parallel computation is performed using the domain decomposition technique. The table below specifies the grids used.

Table 1.1. Grid Specifications

i	j	k	Number of Domains	Number Of Coordinates	Number of Elements
<i>42</i>	<i>33</i>	<i>25</i>	<i>1</i>	<i>34922</i>	<i>31488</i>
<i>42</i>	<i>33</i>	<i>13</i>	<i>2</i>	<i>18018</i>	<i>15744</i>
<i>42</i>	<i>33</i>	<i>7</i>	<i>4</i>	<i>9702</i>	<i>7872</i>

In this thesis first a general introduction to the winglet concept is given. Then methods used for grid generation are discussed. Following the explanation of FEM and domain decomposition method employed for the numerical solution, results are presented in the form of graphics [18,19,20]. Finally, some conclusions are drawn and recommendations for future are given.

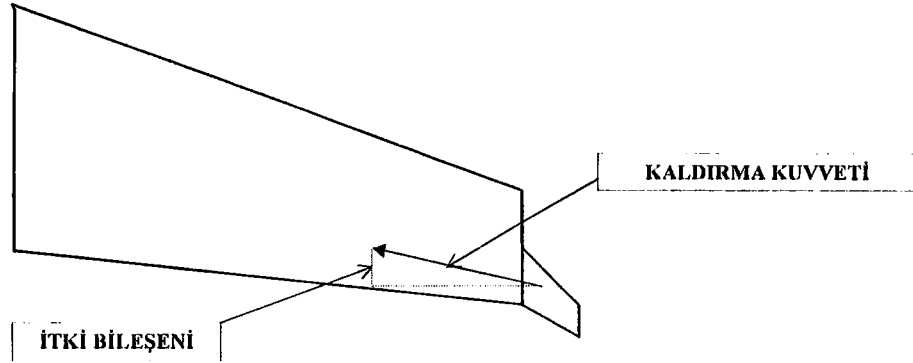
1. GİRİŞ

1970'lerde NASA aerodinamikçilerinden alan kuralının mucidi Richard Whitcomb havacılık bilimine iki önemli katkıda bulunmuştur: GA(W) kanat profilleri ve Whitcomb wingletleri [1]. Whitcomb 1976'da wingletlerin performans üzerindeki etkisini deneysel yöntemlerle inceleyerek büyük jet yolcu uçaklarının kaldırma/sürüklenme oranlarında yüzde dörtle sekiz arasında bir ilerlemenin elde edilebileceğini göstermiştir. Yüzde sekiz figürü ilk uçuşunu 1956'te yapmış olan Amerikan Hava Kuvvetleri'nin tanker/kargo uçağı KC-135'te elde edilmiştir [1,2]. Bunun sebebi eski teknoloji kanadın wingletten kazancının daha fazla olmasıdır. Whitcomb yaklaşık bir kural olarak winglet ilavesiyle kaldırma/sürüklenme oranlarında yüzde beşlik bir ilerlemenin beklenebileceğini göstermiştir.

Uzun süreden beri kanat ucuna monteli yüzeylerin kanat uçlarında oluşan girdap yapılarını azalttığı ve yaydığı bilinmektedir [3]. Sonuç olarak indüklenme sürüklenmesinin azalmasına karşın elverişsiz etkileşimler ve viskoz etkiler elde edilen bu yararları sıfırlayabilmektedir. Winglet kavramı bu yaklaşımların en umut verici olanlarından biridir ve kanadın efektif açıklığını arttıran bir düzenek olarak düşünülebilir.

Şekil 1.1'de görüldüğü üzere, winglet kanat ucu girdabının içine yerleştirilmiş olan küçük bir kanattır. Winglet üzerindeki kaldırma kuvveti bir yan kuvvet olarak kendini göstermekte ve böylece akım yönünde bir itki bileşeni ortaya çıkmaktadır. Gövde arkasına yerleştirilen kaplama yüzeylerinde (afterbody strakes) olduğu gibi girdap yapıları bir ölçüde yayılır. Buna karşın kanat kökündeki eğilme momentlerinde hem artan kanat yükleri hem de winglet yükleri nedeniyle bir artış görülür ve bu da wingletlerin sonradan ilave edilebilirliğini sınırlayabilir. Burun-aşağı bir moment de ağırlık merkezinin üstünde kalan itki nedeniyle oluşabilir ve bu da trimleme gerektirmesi dolayısıyla olumsuz etkilere yol açabilir. İlave olarak, yüzey sürüklenmesi ve eklem bölgesinde etkileşim sürüklenmesi gibi diğer sürüklenme

biçimlerinde artışlar meydana gelebilir. Bu nedenle, tipik olarak sürüklemeye yüzde üçle altı arasında azalma elde edilebilmesine karşın, benzer bir performansa bazı durumlarda kanat ucunun basit bir uzatılmasıyla erişilebilir.

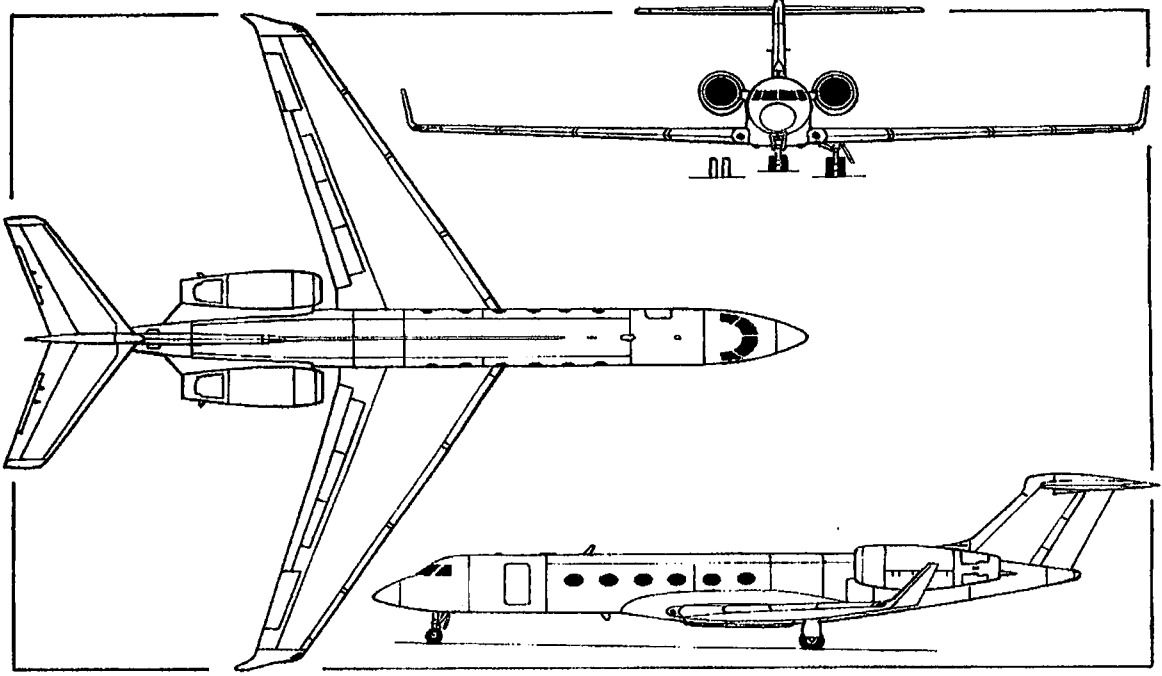


Şekil 1.1 Sürüklemeyi azaltan wingletler

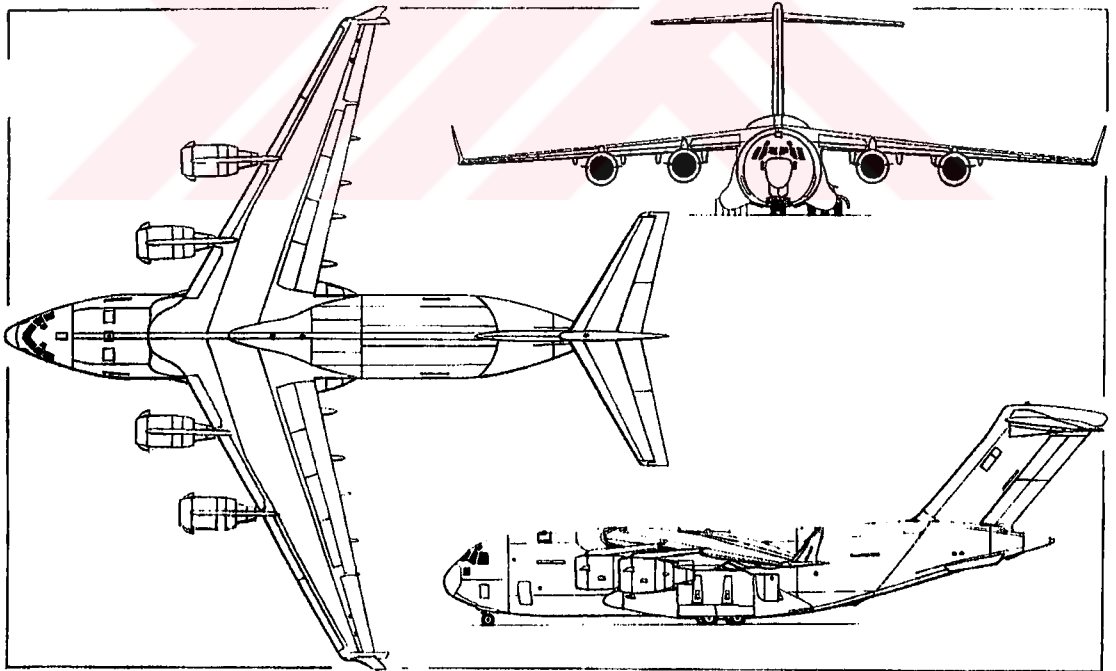
Wingletlerin sürüklemenin azaltılması dışında yararlarının olabileceğinden de söz edilebilir. Bunlardan biri zirai donatım uçaklarının arkasında parçacıkların daha iyi kontrol edilmesi ve yayılması, diğeri de büyük uçaklar için hangar ve yer manevralarında yerden açıklığın artmasıdır. Bazı belirli uçak tasarımlarında wingletler ayrıca uçak kontrol yüzeyleri olarak da kullanılabilmektedirler [3].

Günümüzde yapılan tahminler 2010 yılına gelindiğinde havayolu yolcu trafiğinin ikiye katlanacağı yönünde olduğundan tasarım ekipleri bu beklenen gereksinimi karşılamak için çok büyük uçaklar (Very Large Aircraft, VLA) üzerinde çalışmaktadırlar [4]. Bu pazar payı için yarışan uçakların hepsi de, Boeing BWB-1, Aerospatiale FW ve TsAGI FW-900, çok büyük wingletleri temel tasarım ögesi olarak kapsamaktadırlar, çünkü açıklık oranı 80x80 m'lik (262 feet) kutu biçimli büyüklük kısıtlaması nedeniyle yapısal açıdan olanaklı olsa dahi keyfi olarak arttırılamamaktadır.

Şekil 1.2'de modern winglet uygulamalarına ilişkin örnekler görülmektedir.



Gulfstream V
Gulfstream Aerospace Company
 İlk uçuş tarihi: 28 Kasım 1995. [5]



Boeing C-17
The Boeing Company
 İlk uçuş tarihi: 15 Eylül 1991. [6]

Şekil 1.2 Wingletli kanatlara sahip uçaklara örnekler

Wingletlerin uygun biçimde tasarlanması winglet geometrisinin optimizasyonuna bağlıdır. Bu nedenle verilen bir kanada eklenecek wingletin optimum tasarımı açıklık oranında ve kanada bağlantıyı belirleyen açılarda değişen sayısız wingletin incelenmesini gerektirir. Böyle bir yaklaşım emek yoğunudur ve rüzgar tünellerinin kullanımını gerektirdiği için son derece pahalıdır. Oysa günümüzde tasarımcılar sanal bir rüzgar tüneli kullanma olanağına sahiptirler. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (Computational Fluid Dynamics, CFD) tasarımcıya bir rüzgar tünelinin gücünü vermekte ve ilgilenilen hava-uzay aracının modellenmesinde olağanüstü kolaylıklar sağlamaktadır. Bu nedenle son yirmi yılda CFD uçak tasarımında bir devrim yaratmış ve havacılık biliminin gelişim hızını arttırmıştır.

CFD problemlerinin çözülmesi hesaplama bölgesinin ayrık noktalarla temsil edilmesini gerektirir. Bu işlem *sayısal ağ üretimi* olarak adlandırılır. Bu incelemede basit bir yapısal ağ üretme tekniği kullanılmıştır. Yöntem daraltma katsayılarının kullanılması fikrine dayanmaktadır. Öncelikle seçilen profilden wingletin eklendiği kanat elde edilir.

Açık literatürde winglet eklenmiş kanatla ilgili sayısal bir çalışmaya rastlanmamıştır.

Bu çalışmada kanat-winglet etrafındaki akım alanı sayısal olarak incelenmiştir. Öncelikle winglet eklenmiş bir kanat tasarlanmıştır. Kullanılan kanat profili NACA 0012'dir. Bir airfoil 34 düğüm noktasıyla tanımlanmıştır. Kullanılan sayısal ağ geniş açıklıklıdır ve hesaplamalar düşük Reynolds sayılarında yapılmıştır, $Re=1000$. Sayısal analiz Navier-Stokes Denklemlerinin Sonlu Elemanlar yöntemi ile çözülmesi ile gerçekleştirilmiştir. Bu tür karmaşık akım alanlarının sayısal analizi çok fazla ayrık noktadan oluşmuş sayısal ağların kullanımını gerektirdiğinden paralel hesaplama olanaklarından da yararlanılmıştır. Sayısal analiz için kullanılan bilgisayar programları fakültemizde geliştirilmiş olup ilgili teknikler [18,19,20] nolu kaynaklarda detaylı olarak anlatılmışlardır.

Bu tezin ileriki bölümlerinde önce winglet kavramı işlenmiştir. Daha sonra grid üretme işlemi anlatılmıştır. Cebirsel bir ağ üreticisiyle hazırlanan kanatlar örnek teşkil etmesi amacıyla gösterilmiştir. Daha sonra sayısal analiz hakkında kısaca bilgi

verilmiştir. Üretilen grid ve elde edilen akım alanları sonuçlar bölümünde sunulmuştur. Paralel Sanal Makine (Parallel Virtual Machine, PVM) ortamında Sonlu Elemanlar Yöntemiyle (Finite Element Analysis, FEM) elde edilen sonuçların grafikleri eklenmiştir. Tez bir değerlendirme bölümü ile tamamlanmıştır.

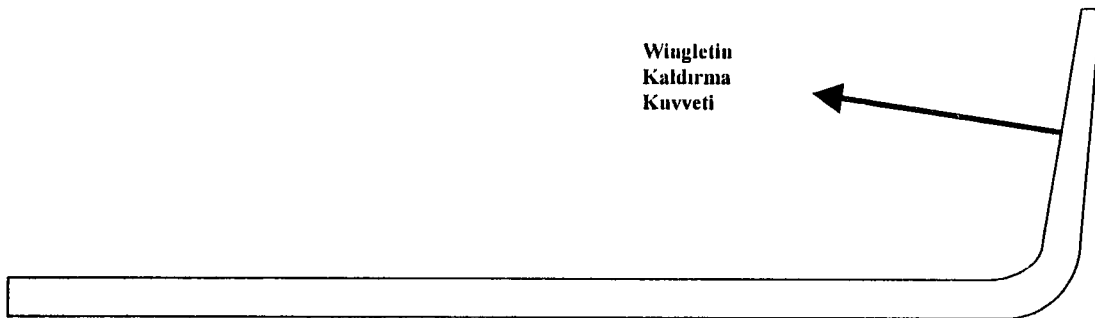


2. KANAT-WINGLET

İndükleme sürüklemesi profil etrafındaki çevrinin iz bölgesinde karşı yönlerde dönen iki girdabın oluşmasına yol açmasından kaynaklanmaktadır. Bu girdap yapıları kanat uçlarında yoğunlaşırlar ve kanadın efektif hücum açısını düşürürler. Bu nedenle aynı kaldırma kuvvetini elde etmek için hücum açısının artırılması gerekir. Dikeyden sapan kaldırma kuvveti vektörünün yataydaki bileşeninin etkisi ise sürüklenme olarak görülür. Bu sürüklenme kendini iz bölgesinde rotasyonel kinetik enerji olarak gösterir.

İndükleme sürüklemesi kanadın açıklık oranını artırarak azaltılabilir. Fakat verilen bir veter için artan açıklık oranının uçak tasarımına ekleyeceği ağırlık yükü indükleme sürüklemesinin azalmasıyla elde edilecek kazançdan fazla olabilir. Bu nedenle indükleme sürüklemesini azaltmak için açıklık oranı dışında yöntemler geliştirilmiştir.

Uzun süreden beri kanat ucuna monteli yüzeylerin kanat uçlarında oluşan girdap yapılarını azalttığı ve yaydığı bilinmektedir [3]. Sonuç olarak indükleme sürüklemesinin azalmasına karşın elverişsiz etkileşimler ve viskoz etkiler elde edilen yararları sınırlayabilmektedir. Winglet kavramı bu yaklaşımların en umut verici olanlarından biridir ve kanadın efektif açıklığını arttıran bir düzenek olarak düşünülebilir, şekil 2.1.



Şekil 2.1 Winglet üzerinde yatay yönde oluşan kaldırma kuvveti

Winglet ilavesiyle kanat performansının arttırılması wingletin uygun tasarımıyla bağılıdır. Optimum performansın elde edilmesi için winglet tasarımında uyulması gereken tasarım prensipleri aşağıda belirtilmiştir [3]:

1. *Supercritical* performans için winglet taper edilmiş olmalı ve geriye çekilmelidir. Ana kanat üzerindeki en düşük basıncın arkasına yerleştirilerek etkileşim sürüklemesi asgariye düşürülmelidir.
2. Biraz dışarıya meyil arzu edilir ve bu bileşke bölgedeki etkileşimi azaltır.
3. Kanat ve winglet arasında yumuşak dolgular kullanılmalıdır, aksi takdirde daha düşük sürüklenme indirimleri elde edilir.
4. Bir miktar dışa dönüklük akımın kanat ucundaki geliş açısı nedeniyle gereklidir. Bu ayrıca yana kayışlarda wingletin stall olma olasılığını da azaltacağından arzu edilir.
5. Winglet açıklığının artmasıyla sürüklemenin azalmasına karşın bu lineer olmaktan uzaktır. Bu nedenle, optimal winglet yüksekliği daha iyi aerodinamik ve daha büyük moment kolları nedeniyle artan momentler arasında dengelenmelidir.
6. Prensip, wingletler kanadın altına da üstüne de yerleştirilebilmektedir ama operasyonel gereksinimler ve yerden açıklık üstüne yerleştirmeyi tercih ettirmektedir. Ana kanatçığın altına ve önüne yerleştirilmiş daha küçük bir winglet yüksek kaldırma katsayılarında ana kanatçığın stall olmasını engelleyeceğinden arzu edilmelidir (MDD/Boeing MD-11'de olduğu gibi).

3. SAYISAL AĞ ÜRETİMİ

CFD problemlerinin çözülmesi hesaplama bölgesinin ayırık noktalarla temsilini gerektirir. Bu işlem *sayısal ağ üretimi* olarak adlandırılır. Sayısal ağın iyi diklik (orthogonality) özelliklerine sahip olması ve ağı üreten programın düğüm noktalarını yüzeye yakın yoğunlaştırabilmesi (clustering) gerekmektedir. Bir sayısal ağ düğüm noktalarının dizilişinde bir düzen varsa *yapısal ağ* olarak adlandırılır. Benzer bir biçimde eğer bir sayısal ağ düğüm noktalarının dizilişinde bir düzen yoksa *yapısal olmayan ağ* olarak adlandırılır. Yapısal ağlar CPU kullanımında daha verimlidirler. Bu nedenle yapısal ağlar verilen bir problemi daha az sürede çözerler. Ayrıca yapısal ağ üretim teknikleri hem daha basittir hem de daha kolay programlanabilir. Ancak özellikle karmaşık geometrilerde yapısal ağların tercih edilmesine karşın üretilmeleri zordur. Yapısal ağların zor üretilmesi kullanımlarını sınırlayan temel nedendir. Buna karşın bilgisayar teknolojisindeki baş döndürücü ilerlemeler ve karmaşık geometrileri inceleme gereksinimi yapısal olmayan ağların kullanımını arttırmıştır [15].

3.1. Cebirsel Sayısal Ağ

Bu incelemede basit bir yapısal ağ üretme tekniği kullanılmıştır. Yöntem daraltma katsayılarının kullanılması fikrine dayanmaktadır. Öncelikle seçilen profilden wingletin eklendiği kanat elde edilir. Ardından wingletin ucu tamamlanır ve hücum kenarı ve firar kenarındaki düğüm noktalarının koordinatları seçilir. Sayısal ağın alt ve üst yüzeyleri oluşturulur. Orta yüzey kanadı kapsamaktadır. Orta yüzeyden üst yüzeye kadar hesaplama bölgesinde düğüm noktaları tanımlanır. Düğüm noktaları yüzeyde yoğunlaştırılır. Aynı yöntemle orta yüzeyden alt yüzeye kadar hesaplama bölgesinde düğüm noktaları belirlenir. Düğüm noktaları yüzey civarında yoğunlaşacak biçimde seçilirler. Düğüm noktaları arasındaki eleman bilgisi bir hücreyi oluşturan sekiz düğüm noktasının numarasıyla elde edilir. Sayısal ağa ayrıca hazırlanan DXF dosyalarıyla bir CAD programında bakılabilir. Bu çalışmada

kullanılan sayısal ağda, akım ağa hücum kenarından bir veter boy ilerde girmekte, firar kenarından üç veter boyu ilerdeyse ağdan çıkmaktadır. Normal yönler orta düzlemden her iki yöne yaklaşık 1.4 veter boyu uzamaktadır. Şekil 3.1 üretilen sayısal ağı göstermektedir.

Bu incelemede öncelikle winglet eklenmiş bir kanat tasarlanmıştır. Kullanılan kanat profili NACA 0012'dir. Bir airfoil 34 düğüm noktasıyla tanımlanmıştır. Kullanılan sayısal ağ geniş açıklıklıdır ve hesaplamalar düşük Reynolds sayılarında yapılmıştır. Tablo 3.1 kullanılan sayısal ağları göstermektedir.

Tablo 3.1 Kullanılan sayısal ağlar

i	j	k	Bölge Sayısı	Koordinat Sayısı	Eleman Sayısı
42	33	25	1	34922	31488
42	33	13	2	18018	15744
42	33	7	4	9702	7872

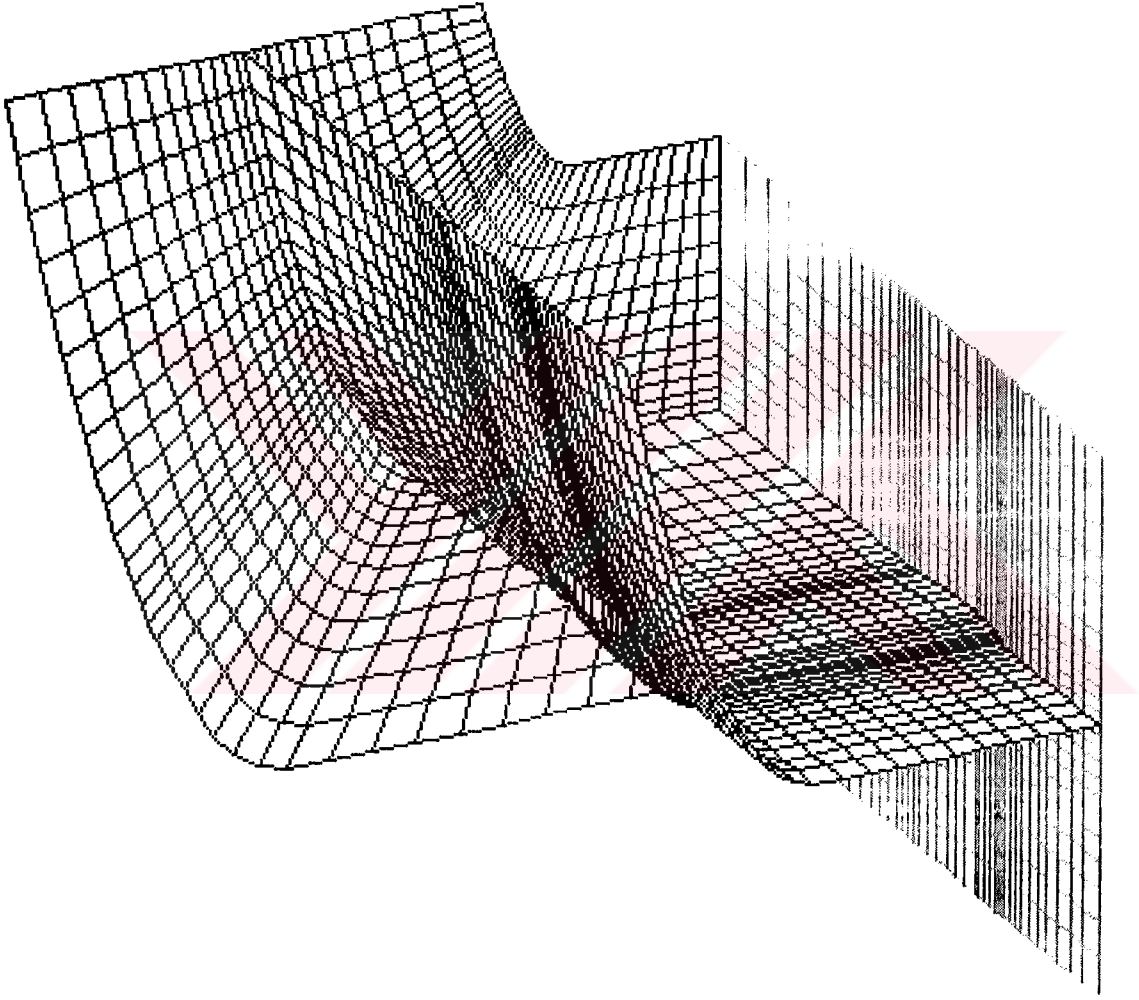
Elde edilen sayısal ağlar kullanılarak Paralel Sanal Makine (Parallel Virtual Machine, PVM) ortamında Sonlu Elemanlar Yöntemiyle (Finite Element Analysis, FEM) [18,19,20] kanat-winglet CFD problemi düşük Reynolds sayıları için çözülmüştür, Re=1000.

Kullanılan grid aşağıdaki özelliklere sahiptir:

$$\min \Delta x = 0.0569842c$$

$$\min \Delta y = 0.0254738c$$

$$\min \Delta z = 0.0571828c$$



Şekil 3.1 Kanat-winglet konfigürasyonu etrafında sayısal ağ.

3.2. Hibrid Ağlar

Son yıllarda yapısal ağların yapısal olmayan ağlarla beraber kullanılması yaygınlık kazanmaktadır. *Hibrid ağlar yöntemi* adı verilen bu yöntemde yüzeyden yapısal başlayan sayısal ağ yerini yüzeyden belirli bir mesafeden sonra yapısal olmayan bir ağa bırakmaktadır. Hibrid ağlar yüzey civarında kolayca yapısal ağ üretilmesinden yararlanmakta, yüzeyden uzak bölgeleri ise yapısal olmayan ağla ayrıklaştırarak her iki bölgede en uygun yöntemi kullanmış olmaktadır. Bu çalışma kanat yüzeyi civarında cebirsel bir sayısal ağ yöntemi kullanarak ilerletilebilir [9,10]. Bu hibrid ağın dış bölgeleri daraltma parametreleri yöntemiyle veya yapısal olmayan bir ağla doldurulabilir. Buna karşın yapısal bir ağ iç yüzeyin oluşturulması için daha uygun bir seçim olabilir. Bir yapısal ağ üreticisi hazırlanmıştır [11,12,13,14,15]. Fakat dış bölgeleri tanımlayan süper elemanları tek tek hazırlamanın zorluğu bu datanın bir programla hazırlanmasını gerektirmektedir.

3.3. O-tipi Sayısal Ağ Üretimi

Bu yöntemde, grid yüzeyinin her noktasında ve bu yüzeyi takip eden her j sabit yüzeyinde (i veter boyunca kanadı çevreleyen yönü, j dışa dönük yönü göstermektedir), i yönündeki ark uzunluğu $s(i)$ 'in normal yöndeki değişim hızı ($ds(i)/dn$, n dışa dönük normal yöndür) hesaplanmaktadır. s/l boyundaki bir panelin $ds(i)/dn$ değeri $(s2 - s1)/d$ kullanılarak bulunur, burada $s2$ panel uçnoktalarında normal yönde ufak bir d boyu kadar çıkıldığında düğüm noktaları arasındaki açıklıktır [9]. Bir düğüm noktasındaki $ds(i)/dn$ 'in değeri komşu panellerin ortalaması olarak hesaplanır. Sabit j yüzeyleri arasındaki en büyük açıklığın dağılımı (yani $S_{max}(j)$) önceden kararlaştırılır. Normal yöndeki $S(i)$ açıklıkları öyle dağılmaktadır ki, $ds(i)/dn$ 'in düşük olduğu yerlerde açıklık fazla olmakta ve $ds(i)/dn$ 'in yüksek olduğu yerlerde açıklık az olmaktadır. Belirli bir j yüzeyindeki en büyük açıklık $S_{max}(j)$ ile gösterilir. Bu yöntemle elde edilen $j+1$ yüzeyi daha yumuşak bir eğim, veya $ds(i)/dn$ dağılımına, sahiptir ve j büyüdükçe eğim her noktada aynı olma eğilimi gösterir. Yani, keyfi bir yüzey geometrisinden başlandığında dış sınır yüzeyi bir daireye yakınsar ve O-tipi bir grid elde edilir.

$ds(i)/dn$ 'in en büyük ve en küçük değerleri arasında büyük farkların olduğu kanat yüzeyi civarında, en küçük açıklık oranı S_{min}/S_{max} (S_{max} , yani $S_{max}(j)$) $ds(i)/dn$ 'in değişimini hızla yumuşatmak için küçük tutulur (bir örnek vermek gerekirse 0,1). j büyüdükçe $ds(i)/dn$ küçülür ve S_{min}/S_{max} kademeli olarak büyütülerek dış sınır yüzeyinde 1,0'a eşlenir. Bu çalışmada üslü bir dağılım kullanılmıştır,

$$S(i) = S_{min} + (S_{max} - S_{min})e^{cl(sr_{min} - ds/dn)} \quad (3.1)$$

Burada S_{min} ve S_{max} belirli bir yüzey için en düşük ve en yüksek açıklıklar, sr_{min} bu yüzey için $ds(i)/dn$ 'in en düşük değeri ve cl bir sabittir.

$ds(i)/dn$ 'in değişimi yumuşak değilse veya j -yönündeki açıklıklar $S(i)$ i -yönündeki açıklıklar $s(i)$ 'yla karşılaştırıldığında çok büyükse j büyüdükçe artan bir dalgalanma oluşabilir. Dalgalanmayı önlemek için $j+1$ 'deki yüzeyin açıklıklarının son dağılımını elde etmeden önce bir tarama yapılır [10].

Üç boyutta grid üretimi için normal yöndeki açıklıkların belirlenmesi için ark boyları yerine panel yüzeylerinin alan değişim oranları kullanılır. Üç boyuttaki yumuşatma için, (1)'deki ikinci fark yerine düğüm noktasına komşu dört noktanın açıklıklarındaki farkların toplamı yazılır.

3.4. Sayısal Ağın Seçimi

Uygun olmayan sayısal ağların kullanılması çözümlerde kararsızlığa veya yakınsamayan sonuçlara neden olur. Bu nedenle yüksek gradyenlerin olduğu bölgelerde sayısal ağların hassaslaşması gerekir. Kullanılan ağ üretici düğüm noktalarını yüksek gradyenli bölgelere yoğunlaştırabilmelidir (clustering). Zamanla değişen (unsteady) akışlarda gradyenler yer değiştirebilir. Bu nedenle bu tip akışların analizlerinde sayısal hataya göre ağı değiştiren adaptif yöntemler tercih edilmelidir.

Dış akış analizlerinde deney ve CFD sonuçları düşük Reynolds sayılarında, $O(10^2)$, uyuşurlar. Reynolds sayısı büyüdükçe hassasiyetin korunması için gerekli olan düğüm sayısı yaklaşık olarak Re^m ile artar, burada m 1'den büyük bir sayıdır. Bu nedenle viskoz akış analizlerinde Reynolds sayısının getirdiği bir sınırlama olduğu göz önünde tutulmalıdır [16]. Pratikte Reynolds sayıları $O(10^6)$ mertebesinde. Bu nedenle türbülans modellemesi CFD analizleri için elzemdir [17].

4. SAYISAL ANALİZ

4.1. Hareket Denklemleri

Sıkışamaz viskoz akışkanların hareketini yöneten temel denklemler süreklilik denklemi

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (4.1)$$

ve momentum (Navier-Stokes)

$$\rho \frac{D\mathbf{u}}{Dt} = -\nabla p + \frac{\mu}{\text{Re}} \nabla^2 \mathbf{u} \quad (4.2)$$

denklemdir.

Değişkenler bir referans hızı ve karakteristik bir uzunluk kullanılarak boyutsuzlaştırılmıştır. Reynolds sayısı $\text{Re} = U l / \nu$ ile gösterilir. Burada

U : referans hızı,

l : karakteristik uzunluk (veter boyu),

ν : akışkanın kinematik viskozitesidir.

$\mathbf{u}$ kartezyen hız bileşenleri u , v ve w 'ya karşılık gelmektedir. Basınç p ile ve zaman t ile gösterilmiştir [18,20,21].

4.2. FEM Formülasyonu

Bu çalışmada hem zamanda hem de uzayda ikinci dereceden olan bir şema kullanılmıştır. Bu yöntemde çözüm bir Δt zaman adımında (n 'den $n+1$ 'e) aşağıdaki biçimde ilerletilir [18,19,20].

$$\mathbf{Mu}_1^\alpha = \left[\mathbf{B}_\alpha + p_\epsilon \mathbf{C}_\alpha - \left(\frac{\mathbf{A}}{\text{Re}} + \mathbf{D} \right) \mathbf{u}_\alpha \right]^n \frac{\Delta t}{2} \quad (4.3)$$

$$\mathbf{Mu}_2^\alpha = p_\epsilon^n \mathbf{C}_\alpha + \left[\mathbf{B}_\alpha - \left(\frac{\mathbf{A}}{\text{Re}} + \mathbf{D} \right) \mathbf{u}_\alpha \right]^{n+1/2} \Delta t \quad (4.4)$$

$$\frac{1}{2} \mathbf{A} \phi = -\mathbf{E}_\alpha \mathbf{u}_\beta^* / \Delta t \quad (4.5)$$

$$\mathbf{Mu}_3^\alpha = -\frac{1}{2} \mathbf{E}_\alpha \phi \Delta t \quad (4.6)$$

Burada,

α : Kartezyen koordinatlar x, y, z

ϕ : Yardımcı potansiyel fonksiyonu

$\mathbf{M}$: Eleman matrisi

$\mathbf{D}$: Adveksiyon matrisi

$\mathbf{A}$: Sıkılık matrisi

$\mathbf{C}$: Basınç katsayıları matrisi

$\mathbf{B}$: Sınır koşulları matrisi

$\mathbf{E}$: Sıkışamaz akış dolayısıyla oluşan matris

Hız adımları $\mathbf{u}_1^\alpha$, $\mathbf{u}_2^\alpha$ and $\mathbf{u}_3^\alpha$ aşağıdaki biçimde tanımlanmıştır:

$$\mathbf{u}_\alpha^{n+1/2} = \mathbf{u}_\alpha^n + \mathbf{u}_1^\alpha \quad (4.7)$$

$$\mathbf{u}_\alpha^* = \mathbf{u}_\alpha^n + \mathbf{u}_2^\alpha \quad (4.8)$$

$$\mathbf{u}_\alpha^{n+1} = \mathbf{u}_\alpha^* + \mathbf{u}_3^\alpha \quad (4.9)$$

Çözümü bir zaman adımı ilerletmek için sırasıyla dört işlem yapılır:

- i. (4.3) numaralı denklem çözülür ve (4.7) numaralı denklemden $n+1/2$ zaman adımıdaki hız alanı bulunur,
- ii. (4.4) numaralı denklem çözülür ve (4.8) numaralı denklemden ara u^* hız alanı bulunur,
- iii. Ara hız alanı bilindiği için (4.5) numaralı denklem *E-B-E yöntemi* ile çözülür,
- iv. Yeni zaman adımıdaki hız değerleri (4.6) ve (4.9) numaralı denklemlerden bulunur.

4.3. Domain Decomposition

Yardımcı potansiyel fonksiyonun, (4.5) numaralı “Poisson denklemi”, paralel çözümü için *domain decomposition* tekniği kullanılmıştır. Bu yöntem aşağıdaki adımlardan oluşmaktadır [19].

4.3.1. Başlangıç Çözümü: (4.5) numaralı denklem her domain Ω_i içinde $\partial\Omega_i$ sınıрыyla ve S_j arayüzüyle çözülür. Domain arayüzlerinde sınır şartları sıfıra giden Neumann sınır şartlarıdır.

$$\begin{aligned} \Omega_i \text{ 'de} \quad -\Delta y_i &= f_i \\ \partial\Omega_i \text{ 'de} \quad y_i &= g_i \\ S_j \text{ 'de} \quad \frac{\partial y_i}{\partial n_i} &= 0 \end{aligned} \tag{4.10}$$

$$\begin{aligned} \mu^0 &: \text{keyfi (0)} \\ g^0 &= \mu^0 - (y_2 - y_1)_{S_i} \\ w^0 &= g^0 \end{aligned} \tag{4.11}$$

4.3.2. Birim Problem: Bir birim problemi aşağıdaki biçimde tanımlanır.

$$\begin{aligned}\Omega_i' de \quad -\Delta x_i^n &= 0 \\ \partial\Omega_i' de \quad x_i^n &= 0 \\ S_j' de \quad \frac{\partial x_i^n}{\partial n_i} &= (-1)^{i-1} w^n\end{aligned}\tag{4.12}$$

4.3.3. İteratif Yakınsama:

$$\begin{aligned}aw^n &= (x_1^n - x_2^n)_{S_j} \\ g^0 &= (y_1^0 - y_2^0)_{S_j}\end{aligned}\tag{4.13}$$

$$\begin{aligned}\mu^{n+1} &= \mu^n - \beta^n w^n \\ \beta^n &= \frac{\sum_j \int_{S_j} |g^n|^2 ds}{\sum_j \int_{S_j} (aw^n) w^n ds}\end{aligned}\tag{4.14}$$

$$\begin{aligned}g^{n+1} &= g^n - \beta^n aw^n \\ s^n &= \frac{\sum_j \|g^{n+1}\|^2}{\sum_j \|g^n\|^2} \\ w^{n+1} &= g^n + s^n w^n\end{aligned}\tag{4.15}$$

4.3.4. Son Çözüm: Her bölge için doğru Neumann sınır şartını elde ettikten sonra problem her bölgede son defa çözülür.

$$\begin{aligned}\Omega_i' de \quad -\Delta y_i &= f_i \\ \partial\Omega_i' de \quad y_i &= g_i \\ S_j' de \quad \frac{\partial y_i}{\partial n_i} &= (-1)^{i-1} \mu^{n+1}\end{aligned}\tag{4.16}$$

Bu kısımda i alt simgesi bölgeyi, j alt simgesi arayüzü ve n alt simgesi iterasyonu göstermektedir.

5. SONUÇLAR

Bu bölümde bir NACA0012 kanat profilinden oluşmuş wingletli bir kanat etrafında oluşturulmuş grid ve bu grid kullanılarak elde edilmiş akım analizi sonuçları sunulacaktır. Akım analizi önce 34922 nokta ve 31488 elemandan oluşmuş bir sayısal ağ için yapılmıştır. Bu tek bölge çözümü olarak adlandırılmaktadır. Daha sonra akım analizi aynı gridin 2 ve 4 bölgeye ayrılması ve paralel analiz yapılması sureti ile tekrar çözülmüştür.

Kullanılan grid aşağıdaki özelliklere sahiptir:

$$Re = 1000$$

$$\Delta t = 0,005$$

$$\min \Delta x = 0.0569842c$$

$$\min \Delta y = 0.0254738c$$

$$\min \Delta z = 0.0571828c$$

Şekil 5.1 sınır şartlarını göstermektedir.

5.1. Tek Bölge Analizi:

Kullanılan yapısal grid şekil 3.1’de görülmektedir. Kanat-winglet düzlemi, simetri düzlemi ve çıkış düzlemlerinde grid dağılımı şekilde verilmiştir. $Re=1000$, $\alpha=0^\circ$ için elde edilen hız vektörleri şekil 5.2’de görülmektedir. Kullanılan gridin kaba olduğu görülmektedir.

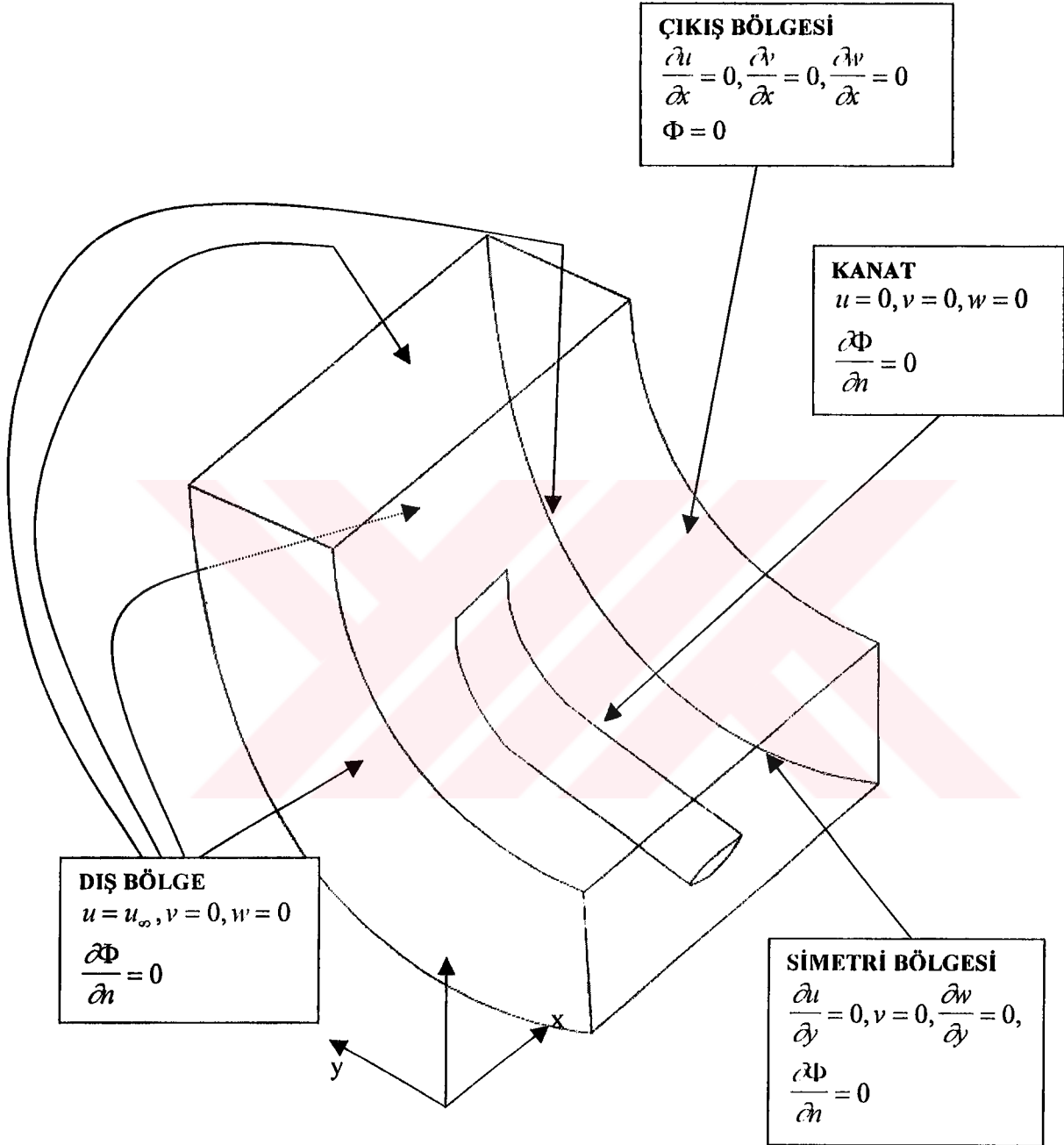
5.2. İki Bölge Analizi:

Şekil 3.1 de görülen grid kanat düzleminde alt ve üstte olam üzere 2 bölgeye ayrılmıştır. Bu iki bölge için paralel analiz yapılmıştır. Kanat düzlemi hız vektörleri şekil 5.3’te, üst bölge kanat üstü hız vektörleri şekil 5.4’te ve alt bölge kanat düzlemi altı hız şekil 5.5’te sunulmuştur. İki bölge analizinde de aynı Reynolds sayısı ve hücum açısı kullanılmıştır.

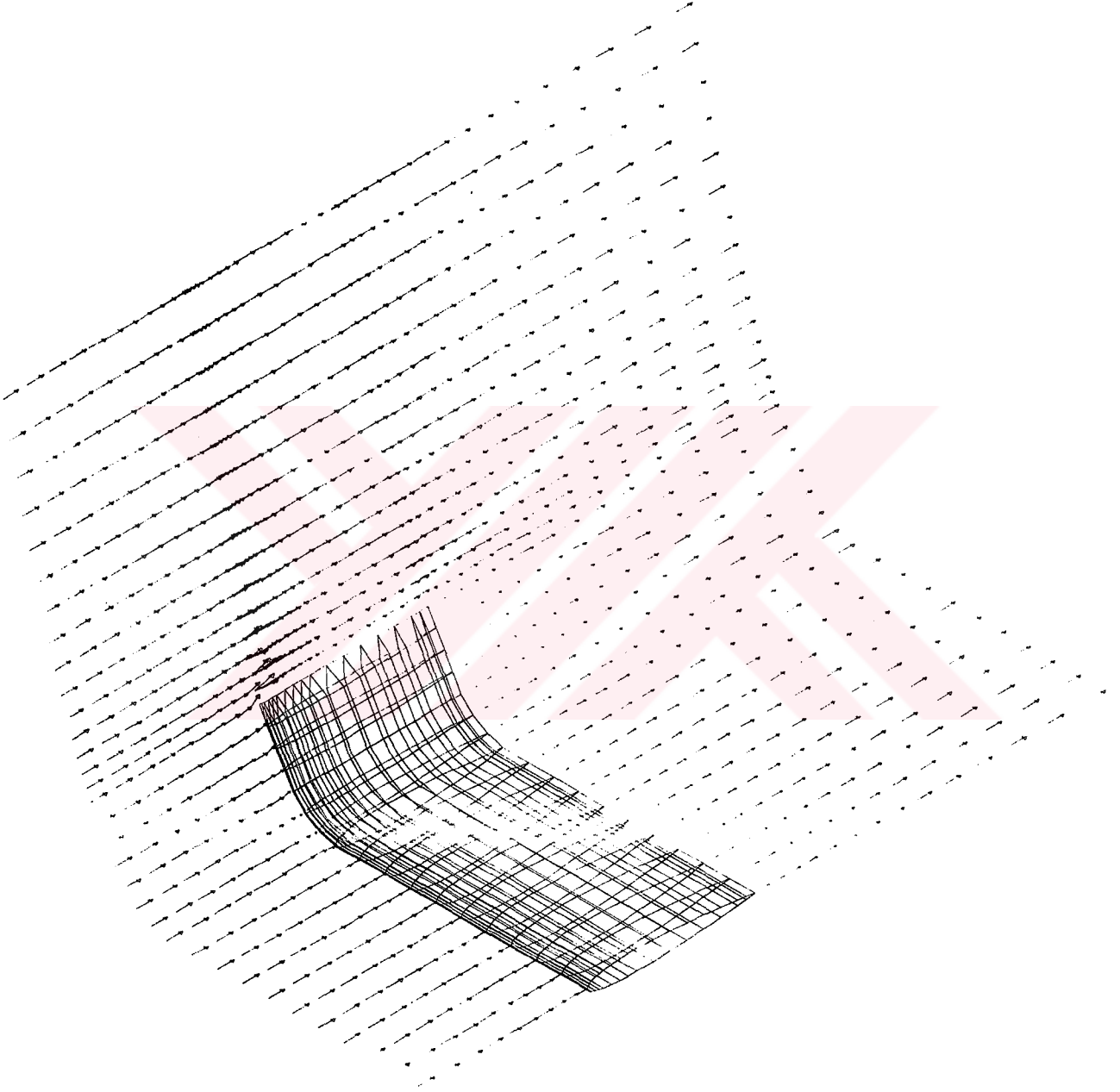
5.3. Dört Bölge Analizi:

Dört bölge analizinde her bölgede 9702 düğüm noktası ve 7872 eleman bulunmaktadır. PVM ortamından verim alınabilmesi için düğüm sayısı arttırıldığında bölge sayısının da arttırılması gerekmektedir. Bu çalışma gelecekteki çözümler için bir başlangıç olarak düşünülmelidir.

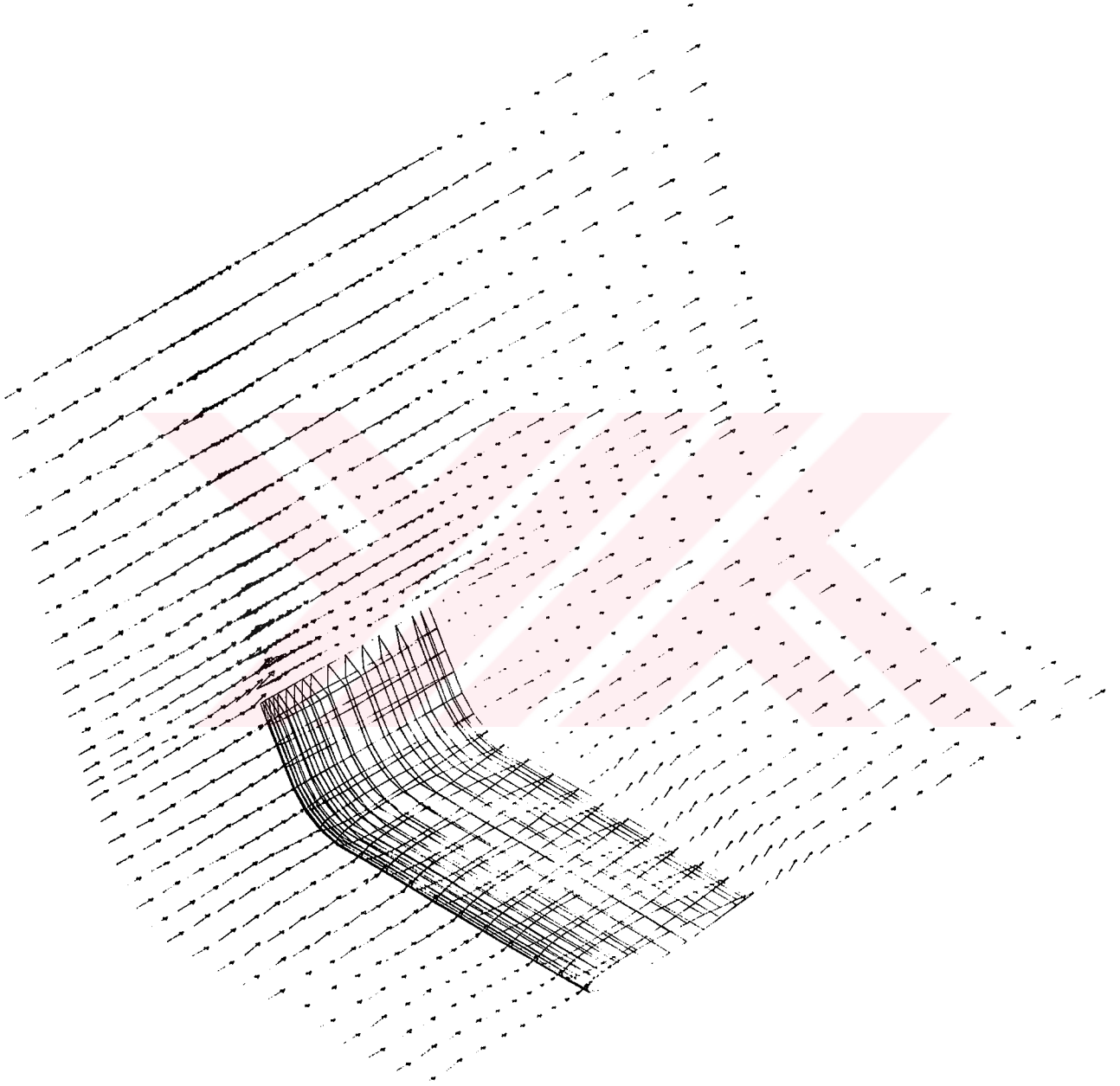




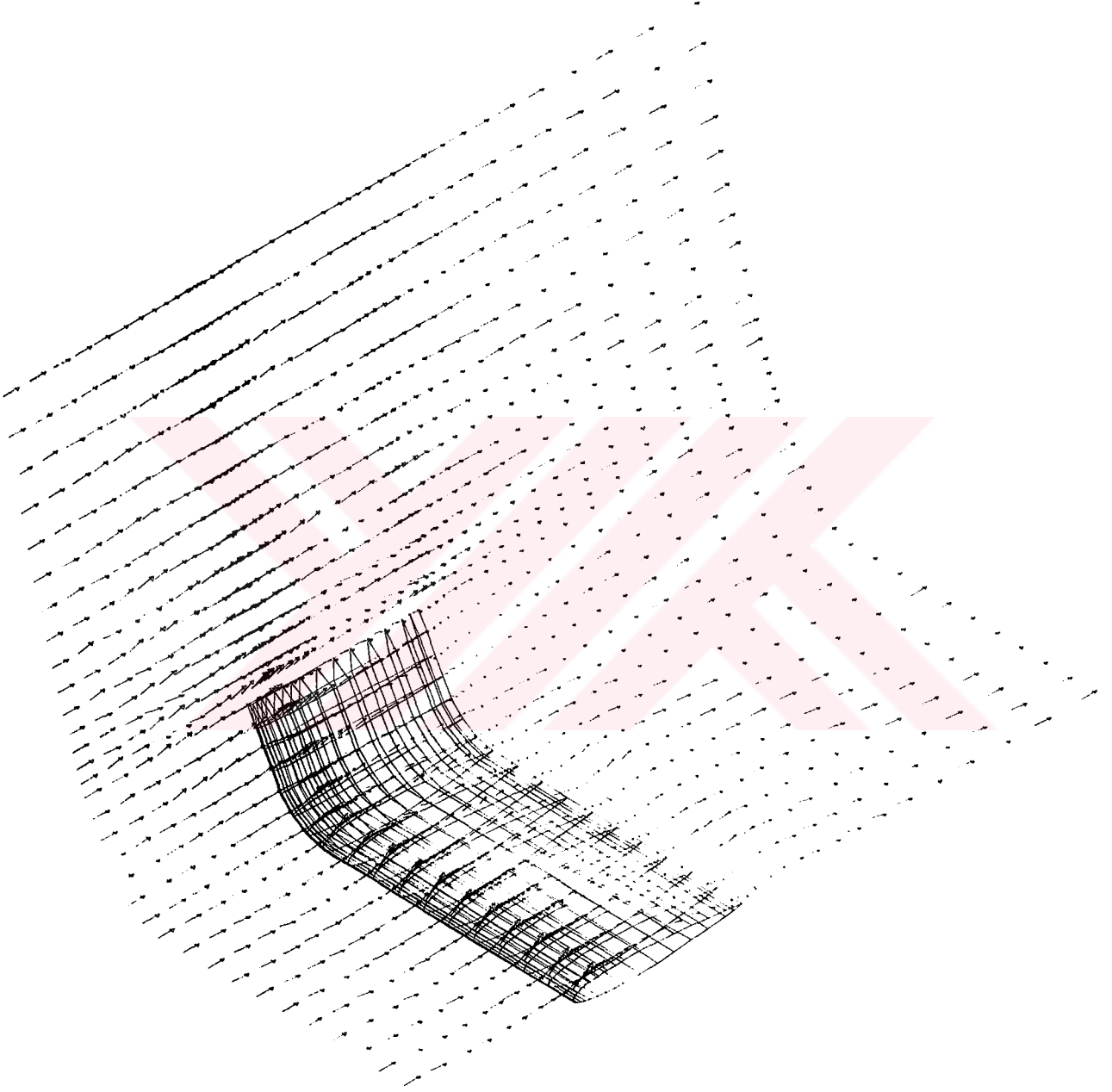
Şekil 5.1 Sınır Şartları



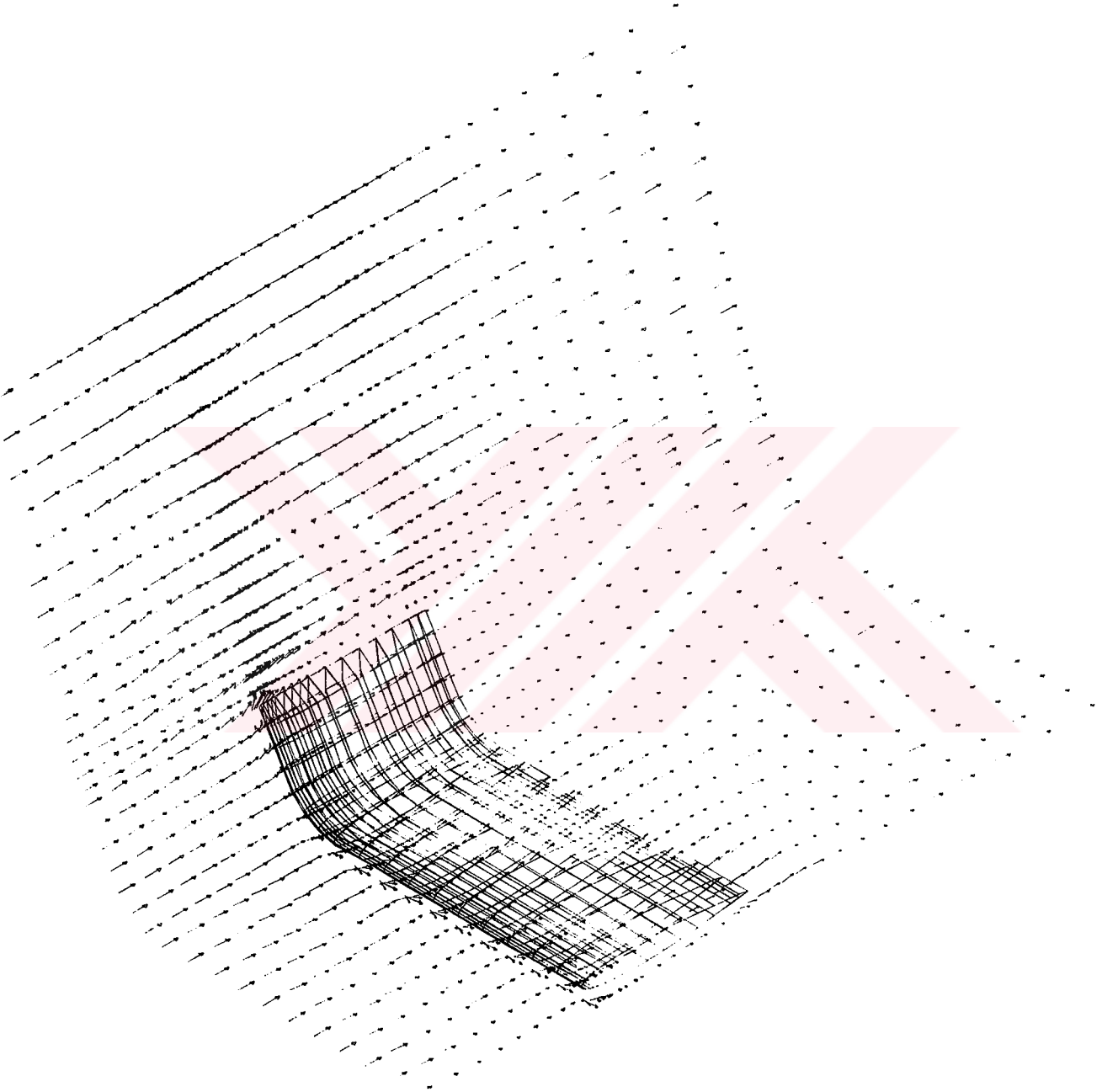
Şekil 5.2 Kanat-winglet düzleminde hız vektörleri, $Re=1000$, $\alpha=0^\circ$.
Tek bölge analizi.



Şekil 5.3 Kanat-winglet düzleminde hız vektörleri, $Re=1000$, $\alpha=0^\circ$.
İki bölge çözümü.



Şekil 5.4 Kanat-winglet düzleminin hemen üzerinde hız vektörleri, $Re=1000$, $\alpha=0^\circ$. İki bölge çözümü.



Şekil 5.5 Kanat-winglet düzleminin hemen altında hız vektörleri, $Re=1000$, $\alpha=0^\circ$. İki bölge çözümü.

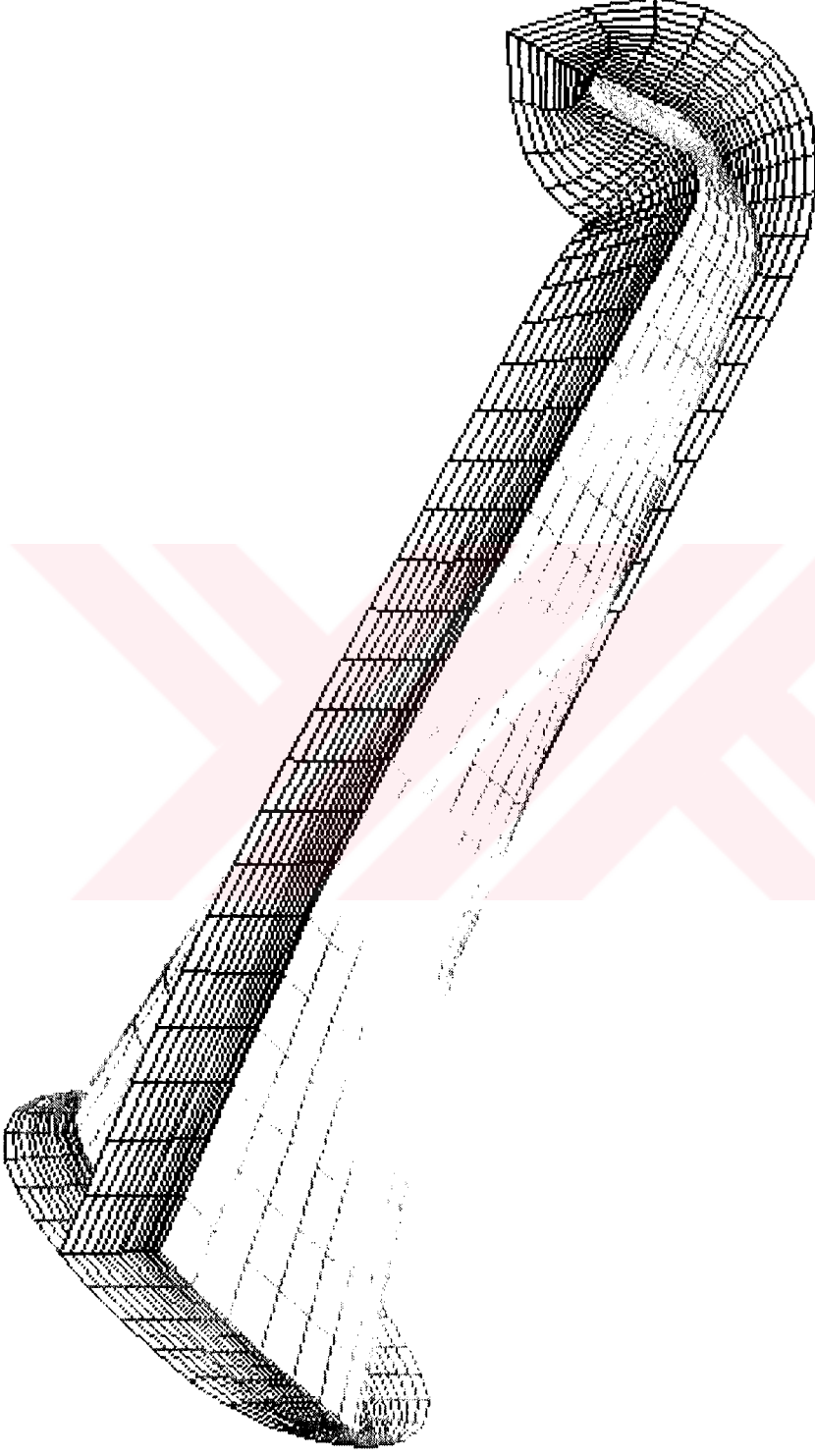
6. DEĞERLENDİRME

Winglet kanat ucu girdabının içine yerleştirilmiş küçük bir kanattır ve kanadın efektif açıklığını arttıran bir düzenek olarak düşünülebilir. Winglet üzerindeki kaldırma kuvveti bir yan kuvvet olarak kendini göstermekte ve böylece akım yönünde bir itki bileşeni ortaya çıkmaktadır. Bu nedenle, tipik olarak sürüklemeye yüzde üçle altı arasında azalma elde edilebilmesine karşın, benzer bir performansa bazı durumlarda kanat ucunun basit bir uzatılmasıyla erişilebilir. Bu nedenle wingletin tercih edilmesi tasarımının optimizasyonuna bağlıdır.

Bu çalışmada winglet takılmış kanat etrafında sayısal ağ üretimi ve viskoz akış analizi incelenmiştir. Kanat etrafında ağ üretmek uçlara yaklaştıkça zorlaşır. Kanat ucuna yataydan 60^0 - 80^0 arasında sapan küçük bir kanat, winglet, takmak geometrideki ani değişiklik nedeniyle zorluklara yol açmaktadır. Bu nedenle ağ üretimi winglet takılı kanadın CFD hesabında temel engel olarak kendini göstermektedir. Hibrid bir ağ üretim tekniği kullanmak bu zorluğu aşmak için en iyi seçim olabilir. Örnek olarak cebirsel bir ağ üretici verilmiştir. Ayrıca yapısal bir ağ üreticisi yazılmış, fakat süper elemanlara data hazırlamak için bir programa gereksinim duyulduğu görülmüştür.

Paralel Sanal Makina (Parallel Virtual Machine, PVM) kavramı CFD hesaplamalarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu çalışmada kullanılan sayısal ağın düğüm noktaları arttıkça bölge sayısının da artırılmasının gerektiği görülmüştür. Aksi takdirde işlem süreleri makul olmayan boyutlara çıkmakta, hesaplama pratikte anlamını yitirmektedir.

Gelecek çalışmalarda winglet takılmamış kanatla winglet takılmış kanadın karşılaştırılması esas olmalıdır. Böylece wingletin katkısı net olarak görülecektir. Ayrıca son olarak hazırlanan O-tipi grid üretici gibi, şekil 6.1, yeni grid teknikleriyle çeşitli açıklık oranları ve ok açıları denenerek ideal winglet geometrisi elde edilmelidir.



Şekil 6.1 Ok açılı ve wingletli kanat etrafında O-tipi sayısal ağ.

Son olarak bir winglet uygulaması örneği vererek wingletlerin yakın gelecek için taşıyacakları önem vurgulanacaktır. Las Vegas'taki McCarran uluslararası havaalanında gerçekleştirilen 51. National Business Aviation (NBAA) fuarında, 19-21 Ekim 1998, sergilenen bir çok uçağın wingletli kanatları vardı. Bu uçaklar arasında Boeing 737'nin business jet versiyonu BBJ de bulunuyordu, şekil 6.2. 2,51 m (8 ft 3 in) boyunda, 59.9 kg (132 lb) ağırlığındaki wingletlerin uçuş testleri Haziran ayı içinde başarıyla tamamlandı. Bu wingletler üreticileri olan Seattle, Washington'da konuşlu Aviation Partners Inc'in tavsiyesi üzerine kanatlara eklenmişti. Boeing 737-800'de yapılan uçuş testleri özgül menzilde (birim yakıtla uçulan mesafe) %4 ile %6 arasında bir iyileşmenin elde edildiğini ortaya koydu. Boeing bu nedenle arka gövdeye yerleştirilen onuncu yakıt deposunu kaldırmayı düşünmektedir. Wingletlerden önce hedeflenen menzil için bu yakıt deposunun ilave edilmesi gerekmişti. İlave rüzgar tüneli ve uçuş testlerinin yapılması planlanmaktadır, ancak wingletlerin kanat kökündeki yükleri azalttığı şimdiden görülmüştür. 737-700 BBJ Program Yöneticisi/Baş Proje Mühendisi Gil Key Air International dergisine yaptığı açıklamada Boeing'in wingletlerden çok etkilendiğini ve başta Boeing 767 ve 777 olmak üzere diğer Boeing yolcu uçaklarına da eklenmesi üzerinde durduklarını belirtmiştir [21].



Şekil 6.2 Boeing BBJ (Boeing Business Jet) yeni wingletleriyle 51. NBAA fuarında tanıtıldı, 19-21 Ekim 1998.

KAYNAKLAR

- [1] **P. Garrison**, 1989. Once Upon a Winglet. *FLYING*, pp. 108-110.
- [2] **B. Archer**, 1998. Forty Years On and Still Going Strong, the Boeing C-135 Stratotanker Series. *AIR INTERNATIONAL*, Part 1, vol. **54**, no 1, pp. 28-36, Part 2, vol. **54**, no 2, pp. 94-101.
- [3] **A. S. W. Thomas**, 1985. Aircraft Viscous Drag Reduction Technology. *Lockheed Horizons, Issue Nineteen*, pp. 23-32.
- [4] **R. Whitford**, 1998. New Shapes in the Sky. *AIR INTERNATIONAL*, vol. **54**, no 4, pp. 242-247.
- [5] **F. Rupertson**, 1998. Gulfstream V. *AIR INTERNATIONAL*, vol. **55**, no 4, pp.221-227.
- [6] **Barry Wheeler**, 1993. C-17 - High-Tech 'Lifter from Long Beach. *AIR INTERNATIONAL*, vol. **44**, no 3, pp. 119-126.
- [7] **A. Welch**, 1995. Evolution of the High Performance Glider. *Aeronautical Journal*, June/July, pp. 243-259.
- [8] **B. Walters**, 1996. Global Express Bids for Supremacy. *AIR INTERNATIONAL*, vol. **51**, no 4, pp. 221-227.
- [9] **S. Saha, B. C. Basu**, 1991. Simple Algebraic Technique for Nearly Orthogonal Grid Generation. *AIAA Journal*, vol. **28**, no 8, pp. 1340-1341.
- [10] **C. H. Tai, D. C. Chiang, Y. P. Su**, 1996. Three-Dimensional Hyperbolic Grid Generation with Inherent Dissipation and Laplacian Smoothing. *AIAA Journal*, vol. **34**, no 9, pp. 1801-1806.
- [11] **Beichl, F. Sullivan**, 1996. Making Connections. *IEEE Computational Science & Engineering*, pp. 9-12, 1996 bahar sayısı.
- [12] **R. Chandrupatla, A. D. Belegundu**, 1997. Introduction to Finite Elements in Engineering. Prentice-Hall International.

- [13] **H. Kardeştuncer, D. H. Norrie**, 1988. *Finite Element Handbook*. McGraw-Hill, New York.
- [14] **Horowitz, S. Sahni**, 1987. *Fundamentals of Data Structures In Pascal*. Computer Science Press, Rockville.
- [15] **G. Subramanian, A. Prasanth, V. V. S. Raveendra**, 1996. An Algorithm for Two- and Three-Dimensional Automatic Structured Mesh Generation. *Comput. Struct.* **61**, pp. 471-477.
- [16] **Frank M. White**, 1991. *Viscous Fluid Flow*. Second edition, McGraw-Hill, New York.
- [17] **David C. Wilcox**, 1993. *Turbulence Modelling for CFD*. DCW Industries, Inc, La Canada, California.
- [18] **Ü. Gülçat, A. Rüstem Aslan**, 1997. Accurate 3D Viscous Incompressible Flow Calculations with the FEM. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. **25**, pp. 985-1001.
- [19] **A. Rüstem Aslan, Ü. Gülçat, A. Mısırlıoğlu**, 1996. A PCG/E-B-E Iteration for High Order and Fast Solution of 3-D Navier-Stokes Equations. *AGARD Conference Readings 578, "Progress and Challenges in CFD Methods and Algorithms"*, İspanya, Ekim 1996.
- [20] **A. Rüstem Aslan, Ü. Gülçat, and F. O. Edis**, 1998. Accurate solution of Navier-Stokes Equations with Parallel Computations. *Fourth European Fluid Dynamics Conference (ECCOMAS 98)*, Athens, Greece, 7-11 September.
- [21] **Malcolm English**, 1998. Airscene-NBAA'98. *AIR INTERNATIONAL*, vol. **55**, no 6, pp. 334-337.

ÖZGEÇMİŞ

1970 yılında Kayseri'de doğdu. 1981-1988 yılları arasında İstanbul Erkek Lisesi'nde orta öğrenimini tamamladı. 1994 yılında Boğaziçi Üniversitesi Fizik Bölümü'nden mezun oldu. Askerliğini 241nci dönem yedek subay olarak Genelkurmay Başkanlığı Genel Sekreterliği'nde yaptı. 1996 yılında İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Uzay Bilimleri ve Teknolojisi Programı'nda yüksek lisans öğrenimine başladı.

