

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**KANAT-UÇKANAT ETKİLEŞİMİNİN
SAYISAL ANALİZİ**

**T.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU
DOKÜMANTASYON MERKEZİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Nurhak ERBAŞ
(F11980007)**

101393

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 22 Ocak 2001
Tezin Savunulduğu Tarih : 14 Şubat 2001**

Tez Danışmanı : Prof.Dr. A. Rüstem ASLAN *PA/164*
Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. Fevzi Ünal *M. Faruk Ünal*
Prof.Dr. Adil Yükselen *Adil Yükselen*

ŞUBAT 2001

ÖNSÖZ

Yapılan çalışma, kanat-uçkanat etkileşimini sayısal bir yöntemle incelemektir. Kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafında sayısal ağlar üretilmiş ve ilgili akım alanının sayısal analizi sonlu eleman yöntemi kullanılarak Navier-Stokes denklemlerinin çözümü ile elde edilmiştir. Çalışmada amaç uçkanat düzencğinin kanatın efektif verimi üzerindeki etkisini ortaya koymaktır.

Tez çalışmam sırasında benden yardımını ve desteğini esirgemeyen değerli hocam ve danışmanım Sayın Prof.Dr. A. Rüstem ASLAN'a, ayrıca Sayın Doç.Dr. Fırat O. Edis'e teşekkür ederim.

Şubat 2001

Nurhak ERBAŞ

İÇİNDEKİLER

ŞEKİL LİSTESİ	iv
TABLO LİSTESİ	vi
SEMBOL LİSTESİ	vii
ÖZET	viii
SUMMARY	ix
1. GİRİŞ	1
2. UÇKANATLAR	6
3. FORMÜLASYON	11
3.1. İntegral Formülasyon	11
3.2. Sonlu Eleman Formülasyonu	14
4. UYGULAMA ve SONUÇ	16
4.1. Simetrik Profil	16
4.1.1. Kanat-uçkanat Konfigürasyonu Etrafındaki Analiz Sonuçları	17
4.1.1.1. Kaba Sayısal Ağ	18
4.1.1.2. İnce Sayısal Ağ	20
4.1.2. Normal Kanat Etrafındaki Analiz Sonuçları	22
4.2. Simetrik Olmayan Profil	25
4.2.1. Normal Kanat Yapısına Ait Dizayn Özellikleri	26
4.2.2. Kanat-uçkanat Yapısına Ait Dizayn Özellikleri	29
5. DEĞERLENDİRME	32
KAYNAKLAR	34
EKLER	35
ÖZGEÇMİŞ	49

ŞEKİL LİSTESİ :

Sayfa No:

Figure 1	: Winglets for drag reduction	viii
Figure 2	: Three views of a winglet.....	viii
Şekil 1.1	: Sürüklemeyi azaltmak için uçkanatlar.....	2
Şekil 1.2	: Uçkanat takılmış bazı modern uçaklardan örnekler	4
Şekil 2.1	: Akım kaçması nedeniyle oluşan ikincil akım.....	6
Şekil 2.2	: Kanat ucu girdaplarının üstten çekilmiş fotoğrafı	7
Şekil 2.3	: Kanat ucu girdaplarının önden görünüşü.....	7
Şekil 2.4	: Kanat ucu girdapları tarafından indüklenen aşağı sapma hızı	7
Şekil 2.5	: Kanat-uçkanat yapısının üç görünüşü.....	8
Şekil 4.1	: a) Kanat-uçkanat geometrisi b) normal kanat geometrisi	16
Şekil 4.2	: Kanat-uçkanat etrafındaki analiz bölgesi ve sınır şartları	17
Şekil 4.3	: Kanat-uçkanat yapısı etrafında kaba sayısal ağ.....	18
Şekil 4.4	: a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.005$ için $t=1.25$ anında hız vektörleri ve basınç eğrileri. 19 b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.005$ için $t=2.5$ anında hız vektörleri ve basınç eğrileri ..19	
Şekil 4.5	: a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.005$ için $t=1.25$ anında uçkanat etrafında hız vektörleri 19 b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.005$ için $t=2.5$ anında uçkanat etrafında hız vektörleri .19	
Şekil 4.6	: Kanat-uçkanat yapısı etrafında ince sayısal ağ.....	21
Şekil 4.7	: a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.003$ için $t=1$ anında hız vektörleri ve basınç eğrileri.....21 b). $Re=1000$ ve $\Delta t=0.003$ için $t=1$ anında uçkanat etrafında hız vektörleri21	
Şekil 4.8	: Kanat yapısı etrafında sayısal ağ	22
Şekil 4.9	: a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=1.26$ anında hız vektörleri ve basınç eğrileri.23 b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=2.52$ anında hız vektörleri ve basınç eğrileri 23	
Şekil 4.10	: a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=1.26$ anında kanat ucu etrafında hız vektörleri23 b). $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=2.52$ anında kanat ucu etrafında hız vektörleri23	

Şekil 4.11	: a) Kanat geometrisi, b) kanat-uçkanat geometrisi	25
Şekil 4.12	: Uçkanat takılmamış normal kanadın üç görünüşü	26
Şekil 4.13	: Kanat etrafına örülmüş sayısal ağ.....	27
Şekil 4.14	: a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=0.6$ anında hız vektörleri ve basınç eğrileri....	28
	b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=0.6$ anında kanat ucu etrafında hız vektörleri	28
Şekil 4.15	: Kanat-uçkanat yapısının üç görünüşü.....	29
Şekil 4.16	: a) Kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafında sayısal ağ.....	30
	b) Kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafında sayısal ağ	31
Şekil 4.17	: a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.003$ için $t=0.3$ anında hız vektörleri ve basınç eğrileri	31
	b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.003$ için $t=0.3$ anında kanat ucu etrafında hız vektörleri	31



TABLO LİSTESİ :

Sayfa No:

Tablo 4.1 : Simetrik profile sahip kanat-uçkanat yapısı etrafındaki analiz sonuçları20

Tablo 4.2 : Simetrik profile sahip kanat yapısı etrafındaki analiz sonuçları24



SEMBOL LİSTESİ

u	: Hız vektörü
D/Dt	: Toplam türev
t	: Zaman
p	: Basınç
Re	: Reynolds sayısı
N	: Keyfi ağırlık fonksiyonu
∇	: Nabla operatörü
∇^2	: Laplace operatörü
e	: Eleman
α	: (alt simge) Kartezyen koordinatlar x,y,z
ϕ	: Yardımcı fonksiyon
M	: Eleman matrisi
D	: Adveksiyon matrisi
A	: Katılık matrisi
C	: Basınç katsayıları matrisi
B	: Sınır koşulları matrisi
E	: Sıkıştırılmaz akış dolayısıyla oluşan matris
u,v,w	: Hız vektörünün kartezyen koordinatlardaki bileşenleri
c	: Veter
b	: Kanat açıklığı
λ	: Sivrilik oranı
$\Lambda_{c/4}$	: $c/4$ ok açısı
Λ_{lc}	: Hücüm kenarı ok açısı
α	: Cant açısı
β	: Toe-in açısı

ÖZET

1970'lerin başlarından itibaren uçaklardaki sürüklemeyi azaltmaya yönelik teknoloji askeri ve sivil sahalarda önem kazanmaya başlamıştır. Bu amaçla yapılan çalışmalar, kanat ucuna monteli yüzeylerin kanat uçlarında oluşan girdap yapılarını azalttığını ve yaydığını ortaya koymuştur. Winglet kavramı bu çalışmaların en umut verici olanlarından biridir ve kanadın efektif açıklığını arttıran bir düzenek olarak düşünülebilir.

Uçkanat, kanat ucuna monteli bir kaldırma yüzeyi olarak dizayn edilmiştir. Kanat üzerine uygun bir biçimde yerleştirilen uçkanat üzerindeki kaldırma bir yan kuvvet gibi davranır ve akış yönünde bir itki bileşeni oluşturur. Kanat ucunda oluşan girdap akışının içine monte edilmiş küçük bir kanat olan uçkanat sayesinde kanat ucundaki bu girdap yapıları bir ölçüde difüze edilir. Tüm bu olumlu etkilere karşılık hem artan kanat yüklemesi ve hem de uçkanat yüklemesi nedeniyle kanat kökündeki eğilme momentinde bir artış olacaktır ve bu uygun bir düzenek olarak uçkanadın verimliliğini sınırlayabilir. Ağırlık merkezi üzerinde kalan itki nedeniyle de bir burun aşağı moment oluşabilir ve bu da trimleme gerektirmesi dolayısıyla olumsuz etkilere yol açabilir.

Uçkanatlar da T-kuyruk veya ok açılı kanat gibi bir dizayn şeklidir. Bir uçaktaki her şey gibi uçkanatlar da performans, kararlılık ve kontrol, yapı, maliyet, ve pazarlama gibi pek çok faktör arasında bir uyuma gerektirir. Bütün bu faktörler arasında bir uyuma sağlamak çoğu zaman zordur. Bu nedenle bir uçakta kullanılacak uçkanat tercihi tasarımın optimizasyonuna bağlıdır.

Yapılan bu çalışmada uçkanatların uçuş performansına etkilerini incelemek üzere kanat-uçkanat etkileşimi sayısal olarak incelenmiştir. Seçilmiş kanat ve kanat-uçkanat yapıları etrafındaki akım alanının analizi sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak Navier-Stokes denklemlerinin çözümü ile elde edilmiştir.

NUMERICAL ANALYSIS OF WING-WINGLET CONFIGURATION

SUMMARY

Since the early seventies, aircraft viscous reduction technology has gained more importance to military and civilian operators. It has been known for a long time that mounting end plates to a wing can reduce and diffuse the vortex structures which are formed by the communication of the high and low pressure regions, across the lifting surface through the wing tips. Although these tip-mounted surfaces can reduce the induced drag, they also can cause unfavorable interference and viscous effects. The winglet concept is one of the most important of these concepts and is a device to increase the effective span of the wing.

In 1970s Richard Whitcomb, one of the NASA aerodynamicist, got his name attached to his two important contributions to aeronautical science: the GA(W) airfoil and the Whitcomb winglet. In 1976, Whitcomb had documented the effect of winglets upon performance: from four to eight-percent improvement in the lift/drag ratios of several large jet transports. The eight-percent figure applied to an old-technology wing, the KC-135, and five-percent figure became the rule for the improvement to be expected.

The aerodynamic forces at the surface of an aircraft may be either tangential to the surface or normal to the surface, and both contribute to the total drag on the body. These important contributors to the total drag are the followings:

- Skin-friction drag due to the viscosity of the air,
- Lift-induced drag due to the conserved circulation developed around the wings,
- Pressure drag due to the open separation in the afterbody and other regions,
- Interference effects between aerodynamic components,
- Wave drag due to compressibility effects at near-sonic flight conditions,
- Miscellaneous effects such as roughness effects and leakage.

The greatest contribution arises from turbulent skin-friction drag. The next most significant contribution arises from the lift-induced drag and this, added with the friction drag, accounts for about 85 percent of the total aircraft drag.

Winglet designed to reduce the induced drag of an aircraft is a small wing mounted in the vortex flow at the wing tip. The lift on the winglet acts as a sideforce and, with proper mounting of the winglet to the wing tips, winglet will have trust component in the stream direction (Figure 1).

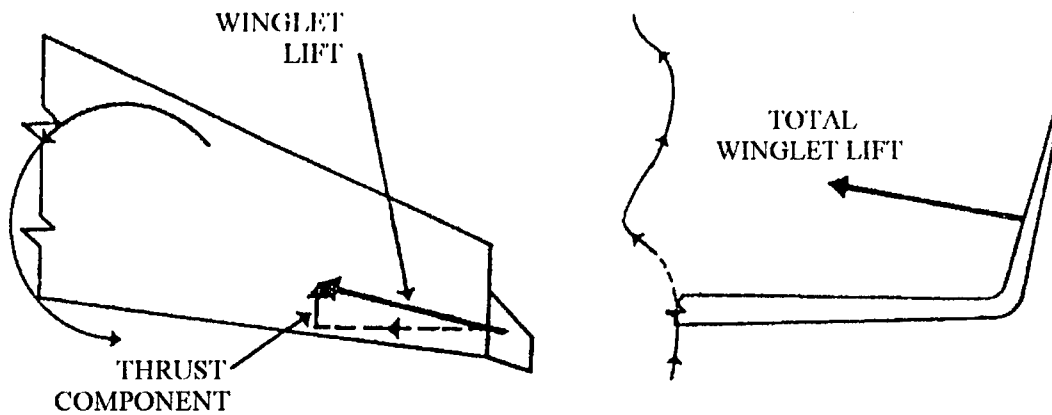


Figure 1. Winglets for drag reduction [1]

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 winglet loading and this may limit the utility of winglets. A nose down pitching moment can also occur due to the above-center thrust location and this can lead to a trimdrag penalty. In addition there are attendant increases in other forms of drag such as skin-friction drag and interference drag at the junction region.

Designed as a lifting surface mounted at the wing tip, winglet can produce a gain in induced efficiency at a small cost in weight, viscous drag, and compressibility drag [3]. The geometry of a winglet is primarily determined by the toe-in (or toe out) angle, cant angle, leading-edge sweep angle, and the chord and aspect ratio of the winglet, as shown in Figure 2.

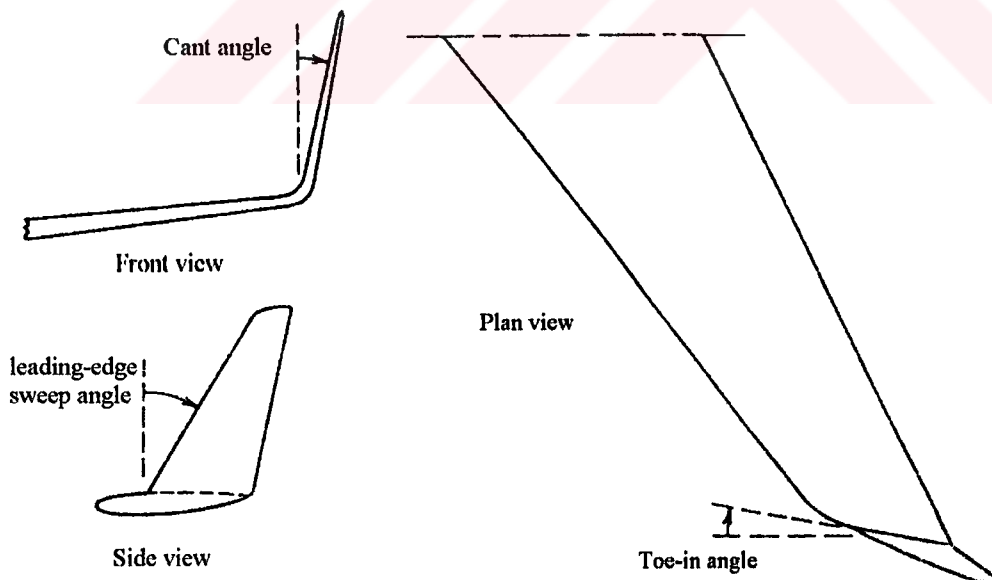


Figure 2. Three views of a winglet [2]

For the best performance, proper design of the winglets is critical and requires some specific design details as follows[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.
- Some outward cant is desirable and helps to minimize interference at the junction.
- Smooth fillets should be used between the wing tip and the winglet, or smaller drag-reduction benefits may result.
- 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.
- 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.
- 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.

Besides drag reductions, winglets have other favorable characteristics 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.

To obtain the optimum design of a winglet requires several investigation of numerous winglets which have different design features. For such a design approach, using a wind tunnel as an experiment tool may be too costly and/or time consuming. Also, it may be impossible to set up an experiment which correctly scales the actual flow. Fortunately a modern designer is provided with the facilities of a *virtual* wind tunnel. It is the Computational Fluid Dynamics, commonly known under the acronym 'CFD', which gives the power of a wind tunnel and the ease of modeling the region of interest.

Grid generation is a very important aspect of solving computational fluid dynamics problems where a suitable discretization method is used, a method of approximating the differential equations by a system of algebraic equations for the variables at some set of discrete locations in space and time. In this study, a commercial preprocessor (MSC/Patran) is used for the grid generation.

In this study first a coarse and a fine grid around a simple winglet-mounted wing which is once studied is generated by MSC/Patran. Both of these grids are used in low Reynolds number computations of $Re=1000$. Another application is a comparison between a wing and a winglet-mounted wing. Various grids are generated around the wing and the winglet-mounted wing.

In this thesis, first a general introduction to the winglet concept is given. Then the governing equations of the unsteady flow of the incompressible viscous fluids and the finite element method used for the numerical solution are given. Results are presented in the form of graphics. Finally, some conclusions and recommendations for the future are given.

1. GİRİŞ

Yetmişlerin başlarından itibaren dünya petrol fiyatlarındaki artış eğilimi ile birlikte uçaklarda sürüklemeyi azaltmaya yönelik teknoloji, askeri ve sivil sahalarda büyük bir önem kazanmaya başlamıştır [1]. Bu amaçla yapılan çalışmalar, kanat ucuna monteli yüzeylerin kanat uçlarında oluşan girdap yapılarını azalttığını ve yaydığını ortaya koymuştur. Fakat bu yüzeyler sayesinde elde edilen indüklenmiş sürüklemedeki azalmalar, yine bu yüzeyler nedeniyle ortaya çıkan zararlı etkileşimler ve viskoz etkilerle elimine edilmektedir. Yine de indüklenmiş sürüklemeyi azaltmak kanat ucuna uygun bir şekilde yerleştiren ve “uçkanat” olarak adlandırılan yüzeyler sayesinde mümkün olmaktadır.

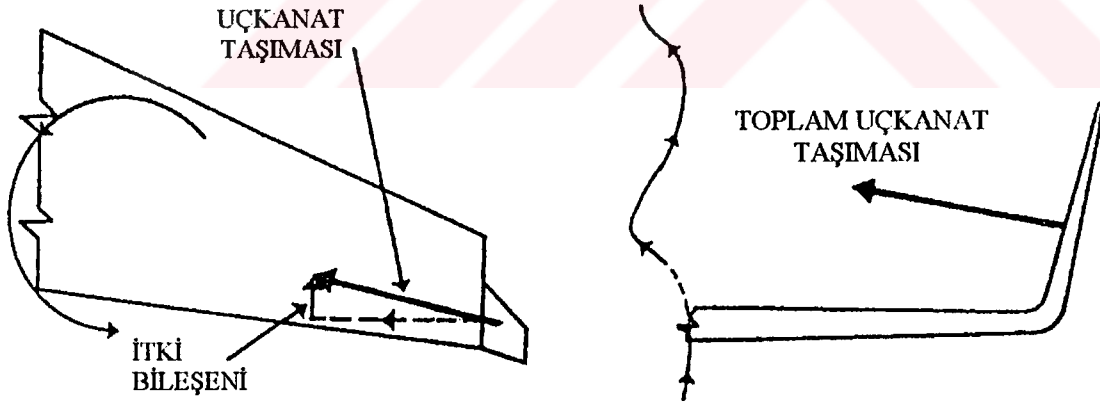
1970’lerde NASA aerodinamikçilerinden Richard Whitcomb tarafından geliştirilen ve “Whitcomb uçkanadı” olarak anılan uçkanatlar kanadın efektif açıklığını arttıran bir düzenek olarak düşünülebilir. Whitcomb 1976’da uçkanadın uçak performansı üzerine etkilerini deneysel yöntemlerle incelemiş ve pek çok büyük jet yolcu uçaklarının taşıma/sürükleme oranlarında yüzde dört ile sekiz arasında bir ilerlemenin sağlanabileceğini ortaya koymuştur. Yüzde sekizlik değer, ilk uçuşunu 1956’da yapmış olan Amerikan Hava Kuvvetleri’nin tanker/kargo uçağı KC-135’te elde edilmiştir. Whitcomb yaklaşık bir kural olarak kanat-uçkanat yapısının taşıma/sürükleme oranını yüzde beş arttırdığını göstermiştir [2].

Bir uçağın yüzeyine etkiyen yükler, yüzeye teğet veya dik olabilir. Bu iki tür yük te uçak üzerindeki toplam sürüklemeye iştirak ederler. Toplam sürüklemeyi oluşturan bu yükler şu şekilde sıralanabilir:

- Yüzey sürtünme sürüklemesi (havanın viskozitesi nedeniyle),
- Taşıma indüklemeli sürüklenme (kanatlar etrafında gelişen korunumlu sirkülasyon nedeniyle),
- Basınç sürüklemesi (afterbody ve diğer bölgelerdeki açık ayrılma nedeniyle),
- Aerodinamik bileşenler arasındaki girişim etkileri,
- Dalga sürüklemesi (sonik hıza yakın uçuş şartlarında sıkıştırılabilirlik etkileri nedeniyle),
- Pürüzlülük gibi yapısal hatalardan kaynaklanan diğer etkiler.

Toplam sürüklemeye en büyük katkı önce türbülanslı yüzey sürtünmesinden, daha sonra ise taşıma indüklemeli sürüklemeden gelmektedir. Bu ikisi toplam sürüklemenin yaklaşık %85'ini oluşturmaktadır [1].

İndüklenmiş sürüklemeyi azaltmaya yönelik olarak tasarlanan uçkanat kanat ucunda oluşan kanat ucu girdabının içine yerleştirilmiş bir küçük kanattır. Uçkanat üzerindeki taşıma, bir yan kuvvet olarak davranır ve uçkanadın uygun yerleşimi ile akış yönünde bir itki bileşeni oluşturur (Şekil 1.1).



Şekil 1.1. Sürüklemeyi azaltmak için uçkanatlar [1]

Girdap yapıları uçkanatlar sayesinde bir parça difüze edilir. Bununla birlikte hem artan kanat yüklemesi ve hem de uçkanat yükleri nedeniyle kanat kökündeki eğilme momentinde bir artış olacaktır ve bu uygun bir düzenek olarak uçkanadın faydasını sınırlayabilir. Bir burun-aşağı moment te ağırlık merkezinin üstünde kalan itki nedeniyle

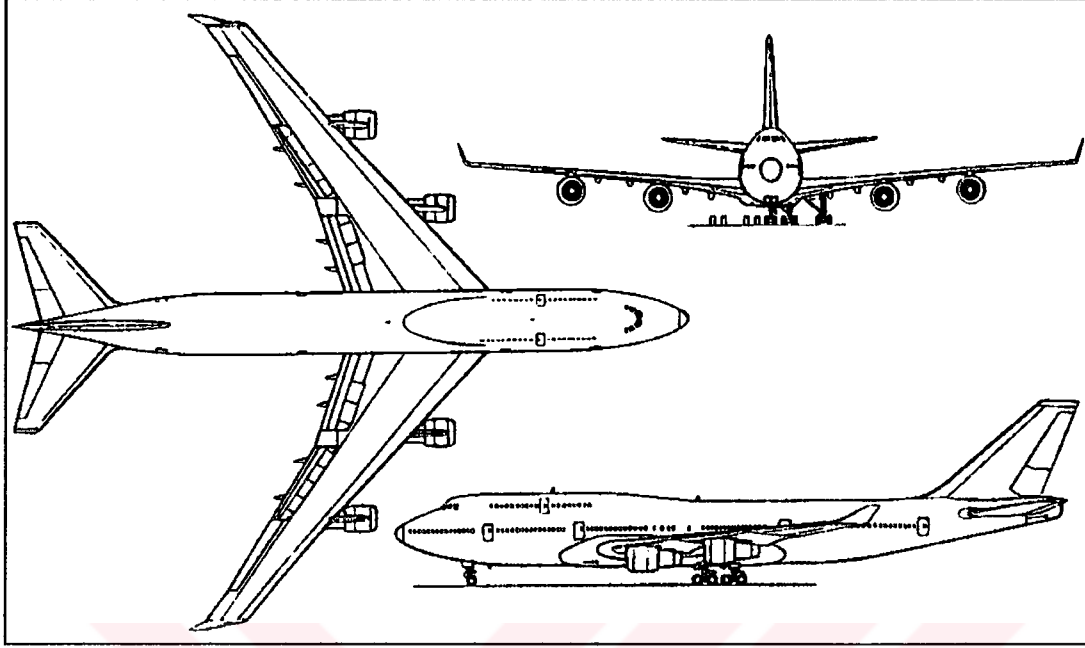
meydana gelebilir ve bu da trimleme gerektirmesi dolayısıyla olumsuz etkilere yol açabilir. İlave olarak, yüzey sürüklemesi ve bileşke bölgedeki girişimler nedeniyle sürüklemeye artışlar meydana gelebilir.

Yukarıda verilen tüm açıklamalara ilişkin, uçkanatların uçuş performansına etkisi üzerine çalışmalar sınırlı düzeyde ve daha çok deneysel çalışmalar olarak kalmıştır [9-11]. Günümüzde özellikle bir çok yolcu uçağında bulunan uçkanat, performans artırıcı olma ötesinde kozmetik amaç gütmekte, çoğu zaman istenen bir logoyu taşıyacak büyüklükte yapılmaktadır. Şekil 1.2’de uçkanat kullanılan modern uçaklara ilişkin örnekler gösterilmiştir.

Kanat ucuna monteli bir taşıma yüzeyi olarak tasarlanan uçkanat geometrisi “toe-in” (veya toe-out) açısı, “cant” açısı, hücum kenarı ok açısı ile uçkanadın açıklık oranı ve veteri ile belirlenmiştir [2]. En uygun uçkanat dizaynı bu parametrelerin optimizasyonuna bağlıdır ve bunun için çok sayıda uçkanadın incelenmesi gerekir.

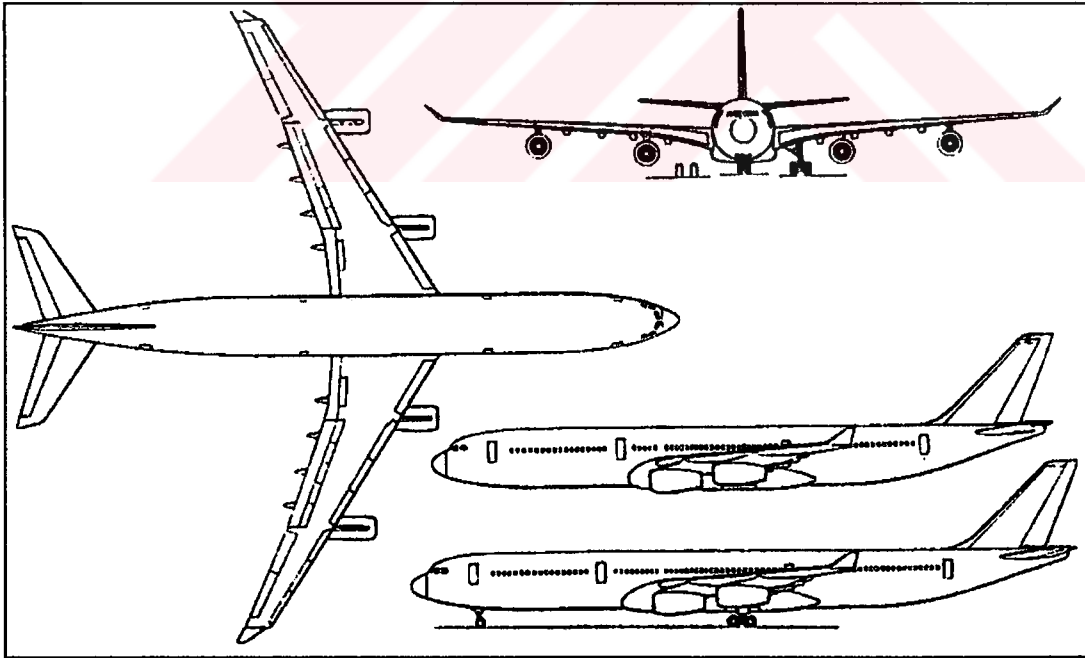
Bu çalışmada uçkanatların etkisi sayısal olarak çözümlemeye alınmıştır. Seçilmiş kanat ve kanat-uçkanat yapıları etrafındaki akım analizleri ve aerodinamik kuvvetlerin karşılaştırılması amaçlanmıştır. İlgili akım alanının sayısal analizi sonlu eleman yöntemi kullanılarak Navier-Stokes denklemlerinin çözümü ile elde edilmiştir.

Çalışmanın amacı doğrultusunda aynı açıklığa sahip bir normal kanat ve bir de kanat ucuna uçkanat monte edilmiş kanat-uçkanat konfigürasyonu ele alınmaktadır. Her iki kanadın çizimi MSC/Patran paket programı ile yapılmıştır. Kanat profili olarak simetrik olmayan NACA23015 kullanılmıştır. Karmaşık geometriler etrafında sayısal ağ üretimi sayısal çözümlemenin yarıya yakın bir bölümünü oluşturan zorlu bir işlemdir. Bu nedenle bu çalışmada bu çabayı kolaylaştırmak üzere kanat ve kanat-uçkanat yapıları etrafında sayısal ağ üretimi de MSC/Patran paket programı kullanılarak gerçekleştirilmiştir.



Boing 747-400

İlk uçuş tarihi : 29 Nisan 1988



Airbus A340-300

İlk uçuş tarihi : Ekim 1991

Şekil 1.2. Uçkanat takılmış bazı modern uçaklardan örnekler

Bu çalışmada ayrıca daha önce üzerinde çalışılmış bir kanat-uçkanat geometrisi de ele alınmıştır [8]. Simetrik profilden oluşan bu geometrinin etrafına MSC/Patran paket programı ile sayısal ağ örölerek daha ileri çözümler elde edilmeye çalışılmıştır. Tüm uygulamalarda sayısal çözümlleme aracı olarak İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Faköltesi'nde geliştirilmiş bulunan bir bilgisayar programı kullanılmıştır [5-7].

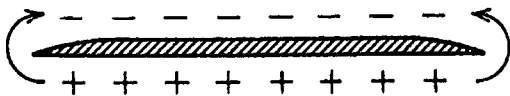
İkinci bölümde uçkanatlar hakkında teorik bilgilere yer verilmiştir. Üçüncü bölümde ise hareket denklemlerinden yola çıkılarak oluşturulan sayısal şemadan kısaca bahsedilmiştir. Sayısal ağ oluşturma ve analiz sonuçlarını kapsayan dördüncü bölümden sonra tez, çalışma hakkında genel bir değerlendirme ile tamamlanmıştır.

Son olarak MSC/Patran paket programı ile bir kanat ve etrafındaki ağın nasıl oluşturulduğu ayrıntılı olarak EK-I'de açıklanmıştır.

2. UÇKANATLAR

Kanat ucuna monteli yüzeylerin kanat uçlarında oluşan girdap yapılarını azalttığı ve yaydığı uzun zamandan beri bilinmektedir [1]. Fakat sonuçta, indüklenmiş sürüklemeye meydana gelen azalmalar, istenmeyen zararlı karışım ve viskoz etkilerle elimine edilir. Fakat yine de indüklenmiş sürüklemeyi azaltmak “uçkanat” kavramı ile mümkün olabilmektedir. Uçkanat kanat ucunda oluşan kanat ucu girdabının içine yerleştirilmiş bir küçük kanattır ve kanadın efektif açıklığını arttıran bir düzenek olarak düşünülebilir.

Uçkanatların çalışma prensibini anlamak için önce kanat ucundaki özel akışı incelemek gerekir [4]. Bir sonlu kanadın alt yüzeyindeki basınç genel olarak üst yüzeyindeki basınçtan daha büyüktür. Bu nedenle kanadın iki ucunda alt yüzeyden üst yüzeye doğru bir akım kaçması oluşur. Uçlardaki bu akım kaçması, kanadın alt yüzeyinde simetri düzleminden kanat uçlarına doğru, üst yüzeyinde ise kanat uçlarından simetri düzlemine doğru bir ikincil akıma neden olur (Şekil 2.1). Yanal doğrultuda oluşan bu ikincil akımlar, kanadın üst yüzeyinden geçen akımın simetri düzlemine doğru, alt yüzeyinden geçen akımın ise kanat uçlarına doğru bükülmesine neden olur. Alt ve üst yüzeylerdeki hızların yanal bileşenlerinin birbirine zıt yönde olması nedeniyle firar kenarında, eksenleri serbest akım doğrultusunda birtakım girdaplar oluşur. Bu girdaplara “kaçma girdabı” adı verilir.



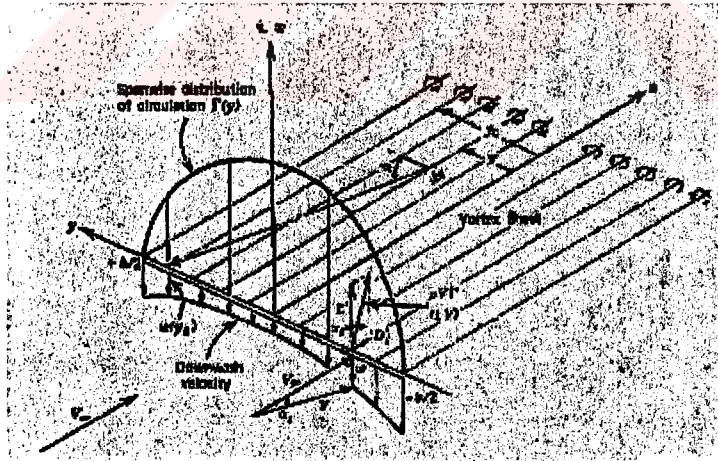
Şekil 2.1. Akım kaçması nedeniyle oluşan ikincil akım

Bu şekilde oluşan kaçma girdapları, kanadın gerisinde belli bir uzaklıktan sonra birleşerek, kanat uçları hizasında geriye doğru uzanan iki büyük girdap oluşturur. Bu

girdaplara “kanat ucu girdabı” adı verilir. Şekil 2.2 ve Şekil 2.3’te kanadın gerisinde oluşan kanat ucu girdaplarının sırasıyla yukarıdan ve önden çekilmiş fotoğrafları görülmektedir [3]. Kanat ucu girdapları aşağı indüklenmiş hız alanına (Şekil 2.4) ve dolayısıyla kanat üzerinde indüklenmiş sürüklemeye neden olur.



Şekil 2.2. Kanat ucu girdaplarının üstten çekilmiş fotoğrafı [3] Şekil 2.3. Kanat ucu girdaplarının önden görünüşü [3]

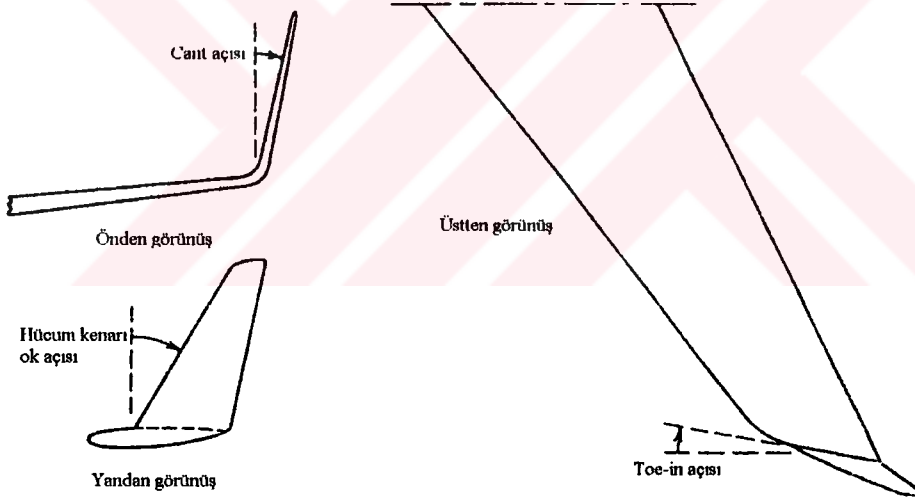


Şekil 2.4. Kanat ucu girdapları tarafından indüklenen aşağı sapma hızı [3]

Kanat ucuna monteli dikey yüzeyler, kanat uçları arasındaki bu olumsuz basınç etkileşimini önleyemez, çünkü kaçma girdaplarının sirkülasyonu kanadinkiyle aynıdır. Bir daimi, düzgün uçuş boyunca kaçma girdaplarının kuvveti kanadın ağırlığıyla orantılı olduğundan kanat ucuna monteli yüzeylerle veya bu yüzeyler olmadan, kaçma

girdaplarının kuvveti aynı kalacaktır. Bir kanat ucunun üst yüzeyine monte edilmiş küçük, dikey “spoiler” ile ilgili deneyler (Chigier, 1974) göstermiştir ki spoiler bir sarmal kaçma girdabının maksimum çizgisel hızını azaltmaktadır, fakat girdap çapında buna tekabül eden bir artışa sebep olmaktadır. Sonuçta, spoiler takılmış bir kanatta oluşan kanat ucu girdaplarının toplam sirkülasyonu spoiler takılmamış normal bir kanatta oluşan kanat ucu girdaplarının toplam sirkülasyonu ile aynı kalmaktadır.

Bir uçağın kaçma girdaplarının toplam kuvveti değişmez iken, yine de verilen bir uçağın indüklenmiş sürüklemesini azaltmak ve kaçma girdap tabakasının kuvvetini yaymak kanat ucuna uygun bir şekilde monte edilen ve uçkanat olarak adlandırılan yüzeylerin kullanımıyla mümkün olabilmektedir. Düz kanat ucu yüzeyleri bu konuda etkili değildir. Bu tip yüzeyler indüklenmiş sürüklemedeki azalmayı elimine edecek büyüklükte bir viskoz sürüklemeye neden olurlar.



Şekil 2.5. Kanat-uçkanat yapısının üç görünüşü [3]

Tipik bir uçkanat Şekil 2.5'te gösterildiği gibidir. Uçkanat, kanat ucuna monteli bir taşıma yüzeyi olarak dizayn edilmiştir (Şekil1.1). Sıkıştırılabilir sürüklenme, viskoz sürüklenme ve maliyetteki küçük bir artışla indüklenmiş verimde bir kazanç üretebilmelidir. Uçkanadın geometrisi birincil olarak; toe-in açısı, cant açısı, hücum kenarı ok açısı ve uçkanadın açıklık oranı ve veteri ile belirlenmiştir. Uçkanadın temel

etkisi, akım yönündeki kanat ucu girdap akışının düşey difüzyonudur ki bu da sürüklemedeki azalmaya yardımcı olacaktır. [3].

Bir uçkanat için indüklenmiş sürüklemeyi azaltmak yolu ile elde edilen kazanç, kanat ucundaki daha büyük yüklemelere sahip olan bir kanadınkinden büyüktür. Eğer uçkanat kanat ucuna dikey olarak takılmış olsa idi, diğer uç yüzeyler gibi davranacaktı ve uçkanadın normal kuvvetinin taşımaya bir etkisi olmayacaktı. Diğer yandan eğer uçkanat kanat düzleminde olsa idi, etkisi kanat açıklığının artırılması ile aynı olacaktı. Yani kanat kökündeki eğilme momentinde büyük bir artış ve böylece kanat yapısında bir ağırlık hatası meydana gelecekti. Pratikte uçkanat genel olarak dışarı doğru bir cant açısına sahiptir ve etkisi, bu iki etkinin karışımıdır. En iyi cant açısı indüklenmiş verim ile “kanat ve uçkanadın birleştiği yerde karşılıklı girişim nedeniyle oluşan sürüklenme “arasında bir uyuşma sağlamalıdır. Uçkanadın toe-in açısı ise kanat kökündeki artan eğilme momentini dengelemek üzere indüklenmiş verim artışında küçük azalmalar için dizayn özgürlüğü sağlar.

Kanadın üst yüzeyine monte edilen uçkanat gibi daha kısa bir uçkanat ta kanadın altına monte edilebilir. Bu iki uçkanadın kombinasyonu, seyir hızlarında indüklenmiş sürüklemeye ek azalmalar üretebilir.

Bir jet yolcu uçağına monte edilen üst ve alt uçkanat kombinasyonu, 1976 yılında NASA aerodinamikçilerinden Richard Whitcomb tarafından bir rüzgar tüneline incelenmiştir. 0.78 Mach sayısında ve 0.44 taşıma katsayısında yapılan deneyler, eklenen uçkanadın indüklenmiş sürüklemeyi yüzde 20 civarında azalttığını ve taşıma/sürüklenme oranını yaklaşık olarak yüzde dokuz arttırdığını göstermiştir [3]. Taşıma/sürüklenme oranındaki bu artış kanat ucunun uzatılmasıyla elde edilen artıştan iki kat daha büyüktür. Benzer deneysel sonuçlar Heyson [1977] tarafından da bulunmuştur. Heyson, kanadın üst yüzeyine takılı uçkanatların avantajlarını göstermiştir.

En iyi performans için uçkanatların uygun dizaynı gereklidir ve bazı özel dizayn detayları gerektirir. Bu dizayn detayları aşağıda sıralanmıştır [1].

- İyi bir *süperkritik* performans için uçkanat sivriltilmeli ve geriye doğru bir ok açısı verilmelidir. Uçkanat, karışım etkilerini minimize etmek için ana kanat üzerindeki en düşük basınca sahip bölgeye yerleştirilmelidir.
- Dışa doğru bir “cant” açısı verilmesi arzulanır, bu kanat ve uçkanadın birleştiği yerdeki karışım etkilerini azaltmaya yardım eder.
- Kanat ucu ve uçkanat arasında yumuşak filletler kullanılmalıdır. Aksi taktirde sürüklemadaki azalmada daha küçük faydalar elde edilir.
- Kanat ucundaki iç akış nedeniyle uçkanadın biraz toe-out’u gereklidir. Bu aynı zamanda yan iniş boyunca uçkanadın stall olma ihtimalini azaltır.
- Uçkanadın açıklığı arttıkça sürüklemenin azalmasına rağmen, bu azalma lineer değildir. Bu nedenle, en uygun uçkanat yüksekliği geliştirilmiş aerodinamik ve daha büyük moment kolu nedeniyle artan moment arasında bir dengeleme sağlayacak şekilde belirlenmelidir.
- Prensipde, uçkanatlar kanadın altına ya da üstüne yerleştirilebilir, fakat operasyonel gereksinimler ve yerden açıklık kanadın üstüne yerleştirmeyi daha uygun kılmaktadır. Kanadın altına ana uçkanadın önünde olacak şekilde yerleştirilen daha küçük bir uçkanat, yüksek taşıma şartlarında anauçkanadın stall olmasını önleyeceğinden tercih sebebidir.

Uçkanatların sürüklemenin azaltılmasının yanında diğer bazı yararlı karakteristikleri de mevcuttur. Bunlardan biri zirai donanım uçaklarının arkasında parçacıkların daha iyi kontrol edilmesi ve yayılması, diğeri ise büyük uçaklar için hangar ve yer manevralarında yerden açıklığın artmasıdır. Belli birtakım uçak tasarımlarında uçkanatlar, uçak kontrol yüzeyleri olarak ta kullanılabilmektedir.

3. FORMÜLASYON

Bu bölümde verilen formülasyon problemlerin çözümünde kullanılan bilgisayar kodunda kullanılmaktadır. Bütünlüğün bozulmaması açısından, aşağıda verilen tüm ifadeler [7] nolu kaynaktan alınmıştır.

3.1 İntegral Formülasyon

Viskoz bir akışkanın zamana bağlı, sıkıştırılmaz akışını ifade eden denklemler, süreklilik denklemi,

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (3.1)$$

ve momentum (Navier-Stokes) denklemi,

$$\frac{D\mathbf{u}}{Dt} = -\nabla p + \frac{1}{Re} \nabla^2 \mathbf{u} \quad (3.2)$$

dir. Burada denklemler vektör formunda yazılı olup koyu harfler vektör büyüklükleri göstermektedir. Değişkenler boyutsuzlaştırılmış olup boyutsuzlaştırma sırasında U karakteristik hız, l karakteristik boy ve ν kinematik viskozite olarak alındığında Reynolds sayısı, $Re=Ul/\nu$, boyutsuz parametre olarak denklemlerde yerini almaktadır. Hız vektörü, basınç değeri ve zaman değişkenleri sırasıyla $\mathbf{u}$, p ve t ile gösterilmiştir. $\mathbf{u}$, Kartezyen koordinatlarda u, v , ve w hız bileşenlerine karşılık gelmektedir.

(3.2) nolu denklemin uzay-zaman bölgesindeki zayıf formu aşağıdaki gibidir:

$$\int_{\Omega'} \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} \cdot \mathbf{N} d\Omega dt = \int_{\Omega'} \left[-\mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} - \nabla p + \frac{1}{\text{Re}} \nabla^2 \mathbf{u} \right] \cdot \mathbf{N} d\Omega dt \quad (3.3)$$

Burada, $\mathbf{N}$ keyfi bir ağırlık fonksiyonudur. (3.3) denkleminin her iki tarafı yarım zaman adımı için $(\Delta t/2)$, n zaman adımından $n+1/2$ zaman adımına kadar zamanda integre edilirse (eşitliğin sağ tarafındaki integral n zaman adımında belirlenmiştir) aşağıdaki ifade elde edilir:

$$\int_{\Omega} \left(\mathbf{u}^{n+\frac{1}{2}} - \mathbf{u}^n \right) \cdot \mathbf{N} d\Omega = \frac{\Delta t}{2} \int_{\Omega} \left[-\mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} - \nabla p + \frac{1}{\text{Re}} \nabla^2 \mathbf{u} \right]^n \cdot \mathbf{N} d\Omega \quad (3.4)$$

Aradaki zaman adımında (3.3) nolu denklemin integrasyonu (konvektivite ve viskoz terimler $n+1/2$ zaman adımında ve basınç terimi n zaman adımında belirlenmek üzere), şu şekilde oluşur:

$$\int_{\Omega} (\mathbf{u}^* - \mathbf{u}^n) \cdot \mathbf{N} d\Omega = \Delta t \int_{\Omega} \left[-\nabla p^n + \left(-\mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} + \frac{1}{\text{Re}} \nabla^2 \mathbf{u} \right)^{n+\frac{1}{2}} \right] \cdot \mathbf{N} d\Omega \quad (3.5)$$

Tam zaman adımı için ise n ve $n+1$ zaman değerleri kullanılarak elde edilen ortalama basınç değeri kullanılarak,

$$\int_{\Omega} (\mathbf{u}^{n+1} - \mathbf{u}^n) \cdot \mathbf{N} d\Omega = \Delta t \int_{\Omega} \left[\left(-\mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} + \frac{1}{\text{Re}} \nabla^2 \mathbf{u} \right)^{n+\frac{1}{2}} - \nabla \frac{(p^n + p^{n+1})}{2} \right] \cdot \mathbf{N} d\Omega \quad (3.6)$$

elde edilir.

Diğer yandan, (3.2) nolu denklemin diverjansı alınarak elde edilen zayıf formu ile eşitliğin sol tarafı düzenlenirse

$$\int_{\Omega} \nabla \cdot \left(\int_{\tau}^t \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} dt \right) \cdot \mathbf{N} d\Omega = \int_{\Omega} \int_{\tau}^t \nabla \cdot \left[-\mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} - \nabla p + \frac{1}{\text{Re}} \nabla^2 \mathbf{u} \right] \cdot \mathbf{N} d\Omega dt \quad (3.7)$$

(3.7) denkleminin ara zaman integrali ise aşağıdaki ifadeyi verir:

$$\int_{\Omega} \nabla \cdot (\mathbf{u}^{n+1} - \mathbf{u}^n) \cdot \mathbf{N} d\Omega = \Delta t \int_{\Omega} \nabla \cdot \left[-\nabla p^n + \left(-\mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} + \frac{1}{\text{Re}} \nabla^2 \mathbf{u} \right)^{n+\frac{1}{2}} \right] \cdot \mathbf{N} d\Omega \quad (3.8)$$

Tam zaman adımında yine ortalama basınç değerleri kullanılırsa,

$$\int_{\Omega} \nabla \cdot (\mathbf{u}^{n+1} - \mathbf{u}^n) \cdot \mathbf{N} d\Omega = \Delta t \int_{\Omega} \nabla \cdot \left[\left(-\mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} + \frac{1}{\text{Re}} \nabla^2 \mathbf{u} \right)^{n+\frac{1}{2}} - \nabla \frac{(p^n + p^{n+1})}{2} \right] \cdot \mathbf{N} d\Omega \quad (3.9)$$

elde edilir. (3.8) denklemini (3.9) denkleminden çıkarılır ve süreklilik denklemini de kullanılırsa n ve $n+1$ zaman adımlarında aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\int_{\Omega} \nabla \cdot \mathbf{u}^* \cdot \mathbf{N} d\Omega = \frac{\Delta t}{2} \int_{\Omega} \nabla^2 (p^{n+1} - p^n) \cdot \mathbf{N} d\Omega \quad (3.10)$$

Akışı yönlendiren denklemler aynı olmakla birlikte değişik tür akışların varlığında esas rolü sınır ve başlangıç şartları oynamaktadır. Yukarıda vektör formunda verilmiş olan diferansiyel denklemlerin çözümleri için sınır ve başlangıç şartları en genel haliyle iç ve dış akış problemlerine uyarlanmak üzere [7] nolu kaynakta verilmektedir.

3.2. Sonlu Eleman Formulasyonu

Bu çalışmada zamanda ve uzayda 2. mertebe hassas çözümlemeye dayalı daha önceden fakültemizde geliştirilmiş bir yazılım kullanılmıştır [5-7]. Bu yazılım sıkıştırılamaz akım alanları için ifade edilmiş Navier-Stokes denklemlerini zamanda parçalı adımlar ve uzayda Galerkin sonlu elemanlar formülasyonu kullanarak çözmektedir. Hız alanı açık şema ile çözülmektedir. Basınç alanı ise bir yardımcı potansiyel fonksiyonu yardımı ile parçalı adım hızlarıyla ilişkilendirilmekte ve kapalı bir şema ile çözülmektedir. Bu yöntemde çözümün bir zaman adımı Δt , kadar ilerletilmesi için, n den $n+1$ 'e, çözülmesi gereken matris denklemler sırasıyla aşağıdaki gibidir:

$$\mathbf{Mu}_{\alpha}^{n+1/2} = \mathbf{Mu}_{\alpha}^n + \left[\mathbf{B}_{\alpha} + p_e \mathbf{C}_{\alpha} - \left(\frac{\mathbf{A}}{\text{Re}} + \mathbf{D} \right) \mathbf{u}_{\alpha} \right]^n \frac{\Delta t}{2} \quad (3.11)$$

$$\mathbf{Mu}_{\alpha}^* = \mathbf{Mu}_{\alpha}^n + p_e^n \mathbf{C}_{\alpha} + \left[\mathbf{B}_{\alpha} - \left(\frac{\mathbf{A}}{\text{Re}} + \mathbf{D} \right) \mathbf{u}_{\alpha} \right]^{n+1/2} \Delta t \quad (3.12)$$

$$\frac{1}{2} \mathbf{A} \phi = -\mathbf{E}_{\alpha} \mathbf{u}_{\alpha}^* / \Delta t \quad (3.13)$$

$$\mathbf{Mu}_{\alpha}^{n+1} = \mathbf{Mu}_{\alpha}^* - \frac{1}{2} \mathbf{E}_{\alpha} \phi \Delta t \quad (3.14)$$

$$p_e^{n+1} = p_e^n - \phi_e \quad (3.15)$$

dir. Bu notasyonda e elemanı, α Kartezyen koordinatlar olan x, y ve z den birini, ϕ yardımcı fonksiyonu, $\mathbf{M}$ toplanmış kütle matrisini, $\mathbf{D}$ taşınım matrisini, $\mathbf{A}$ katılık matrisini, $\mathbf{C}$ basınç katsayı matrisini, $\mathbf{B}$ sınır şartlarından gelen katkı matrisini ve $\mathbf{E}$ de sıkıştırılamazlığın göstergesi olan matrisi ifade etmektedir.

Elde edilen bu ayrıklaştırılmış denklemlerle çözümü bir adım ilerletmek için gereken işlemler sırasıyla aşağıdaki gibidir:

- i) (3.11) nolu denklem $n+1/2$ hız alanını bilinenler cinsinden bulmak için kullanılır,
- ii) Ara hız değerleri olan u^* , (3.12) denkleminde elde edilir,
- iii) Ara hız değerleri bulunduğundan sonra yardımcı potansiyel (3.13) nolu denklemden hesaplanır.
- iv) Bulunan yardımcı potansiyel (3.14) numaralı denklemde yerine konarak yeni zaman adımı hız alanı hesaplanır,
- v) Denklem (3.15)'den basınç alanı eleman seviyesinde hesaplanır.

Bütün bu hesaplarda kütle matrisinin toplanmış hali kullanılmıştır.

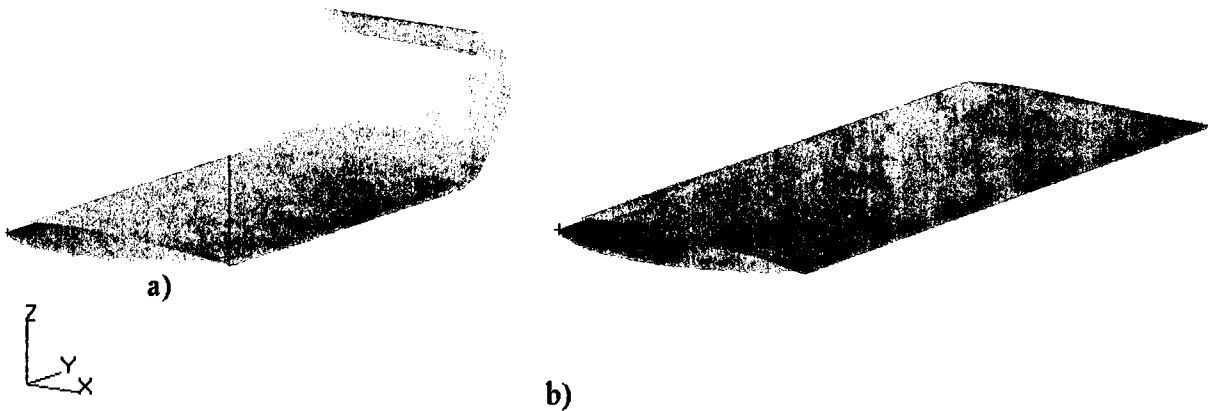


4. UYGULAMA ve SONUÇ

Bu bölümde yapılan uygulamalar ve bu uygulamaların sonuçlarına yer verilmiştir. Karmaşık geometriler etrafında sayısal ağ üretimi sayısal çözümlemenin yarıya yakın bir kısmını oluşturduğu için bu çalışmada bu çabayı kolaylaştırmak üzere tüm kanat ve kanat-uçkanat yapıları etrafında sayısal ağ üretimi MSC/Patran paket programı ile yapılmıştır. Sayısal çözümleme aracı İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nde geliştirilen bir bilgisayar programıdır [5-7].

4.1. Simetrik Profil

Bu bölümde simetrik NACA0012 profiline sahip bir normal kanat ve bir kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafında akım alanı incelemeye alınmıştır. Şekil 4.1 normal kanat ve kanat-uçkanat geometrisini göstermektedir.



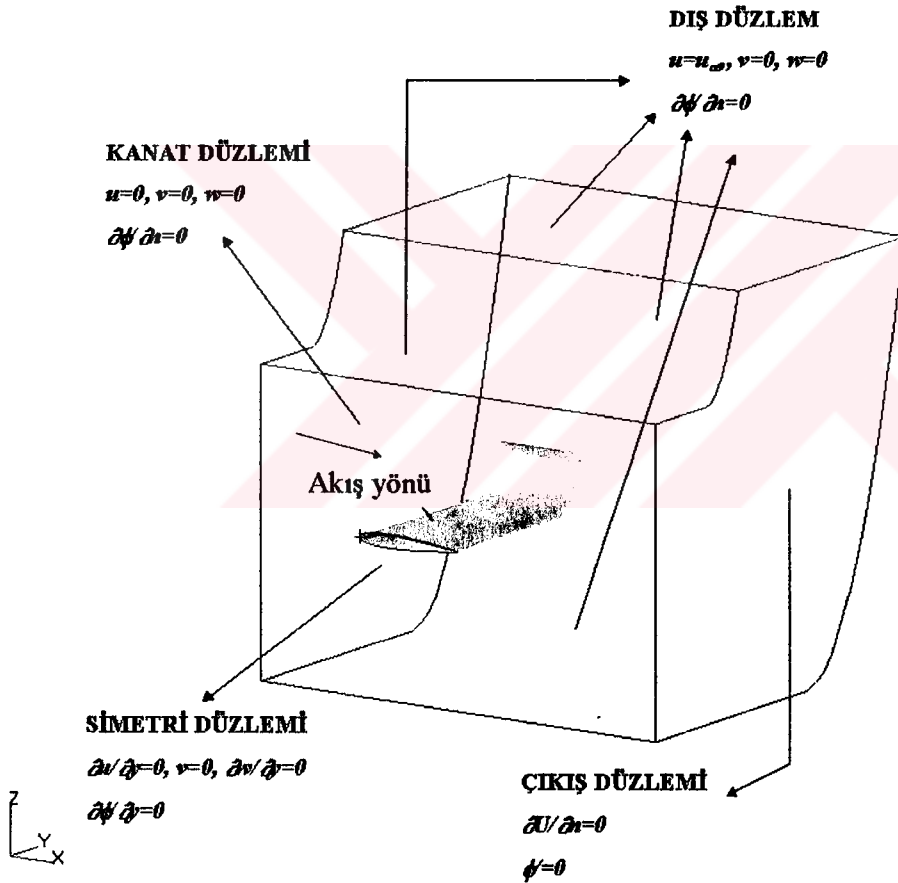
Şekil 4.1. a) Kanat-uçkanat geometrisi, b) normal kanat geometrisi

Her iki yapı üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetler karşılaştırılacaktır.

4.1.1. Kanat-uçkanat Konfigürasyonu Etrafındaki Analiz Sonuçları

Çözümlemesi yapılan kanat-uçkanat konfigürasyonu geometrisi daha önce yapılan bir çalışmadan alınmıştır [8]. Kanat ve uçkanat profili olarak NACA0012 kullanılmıştır.

Kanat etrafında akımın inceleneceği analiz bölgesi belirlenmiştir. Sınır şartları, sayısal çözümlemeyi yapacak programın ön gördüğü şekilde hazırlanmıştır. Şekil 4.2 kanat etrafındaki analiz bölgesini ve sınır şartlarını göstermektedir.



Şekil 4.2. Kanat-uçkanat etrafındaki analiz bölgesi ve sınır şartları

Akım analizi kaba ve ince sayısal ağlar için yapılmıştır.

4.1.1.1. Kaba Sayısal Ağ

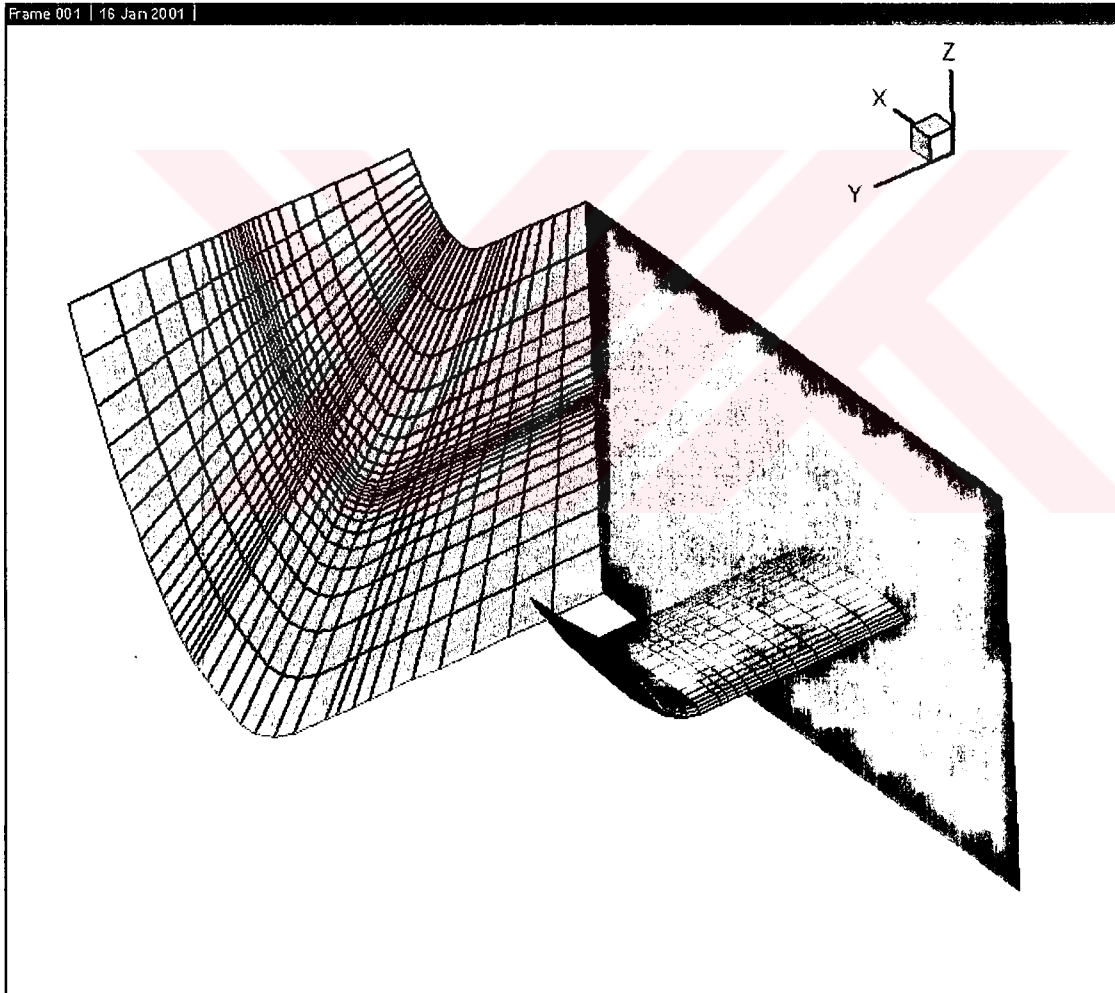
Sayısal ağ 37930 düğüm ve 34272 elemandan oluşmaktadır. Analiz $Re=1000$ için yapılmıştır. Sayısal ağa ait özellikler şu şekildedir:

$$\min\Delta x = 0.01940461c$$

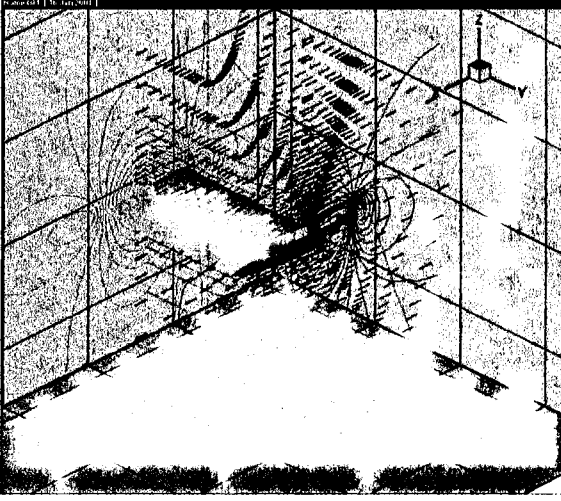
$$\min\Delta y = 0,0153687c$$

$$\min\Delta z = 0,016478222c$$

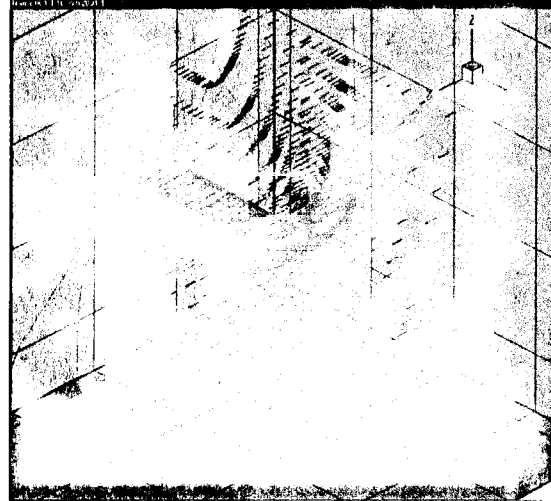
Şekil 4.3'te kanat-uçkanat düzlemi, simetri düzlemi ve çıkış düzlemindeki grid dağılımını gösteren sayısal ağ görülmektedir.



Şekil 4.3. Kanat-uçkanat yapısı etrafında kaba sayısal ağ

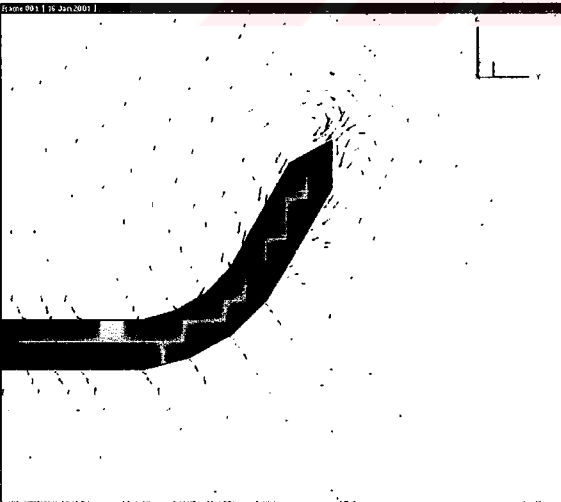


Şekil 4.4. a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.005$ için $t=1.25$ anında hız vektörleri ve eş basınç eğrileri.

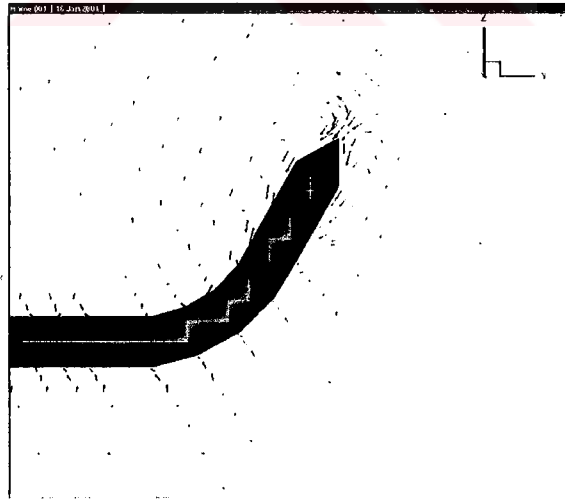


b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.005$ için $t=2.5$ anında hız vektörleri ve eş basınç eğrileri.

Şekil 4.4'te kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafındaki analiz sonuçları, hız vektörleri ve eş basınç eğrileri ile görülmektedir. Şekil 4.5'te ise yine her iki zaman için uçkanat etrafındaki çapraz akış sonuçları görülmektedir.



Şekil 4.5. a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.005$ için $t=1.25$ anında uçkanat etrafında hız vektörleri



b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.005$ için $t=2.5$ anında uçkanat etrafında hız vektörleri

Bu kaba sayısal ağ ile kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafında elde edilen aerodinamik katsayılar Tablo 4.1’de gösterilmiştir.

Tablo 4.1. Simetrik profile sahip kanat-uçkanat yapısı etrafındaki analiz sonuçları.

Zaman Adımı (Δt)	0.005	0.005
Zaman (t)	1.25	2.5
Reynolds Sayısı (Re)	1000	1000
İzdüşüm Alanı (S)	4.5	4.5
Basınç sürüklenme katsayısı	1.0E-02	1.0E-02
Basınç taşıma katsayısı	4.7E-03	-9.9E-04
Viskoz sürüklenme katsayısı	4.14E-02	3.7E-02
Viskoz taşıma katsayısı	-2.9E-04	-2.48E-04

Tablo 4.1’den toplam taşıma katsayısının $C_L = 4.48E-03$ ve toplam sürüklenme katsayısının $C_D = 5.14E-02$ olduğu görülmektedir.

4.1.1.2. İnce Sayısal Ağ

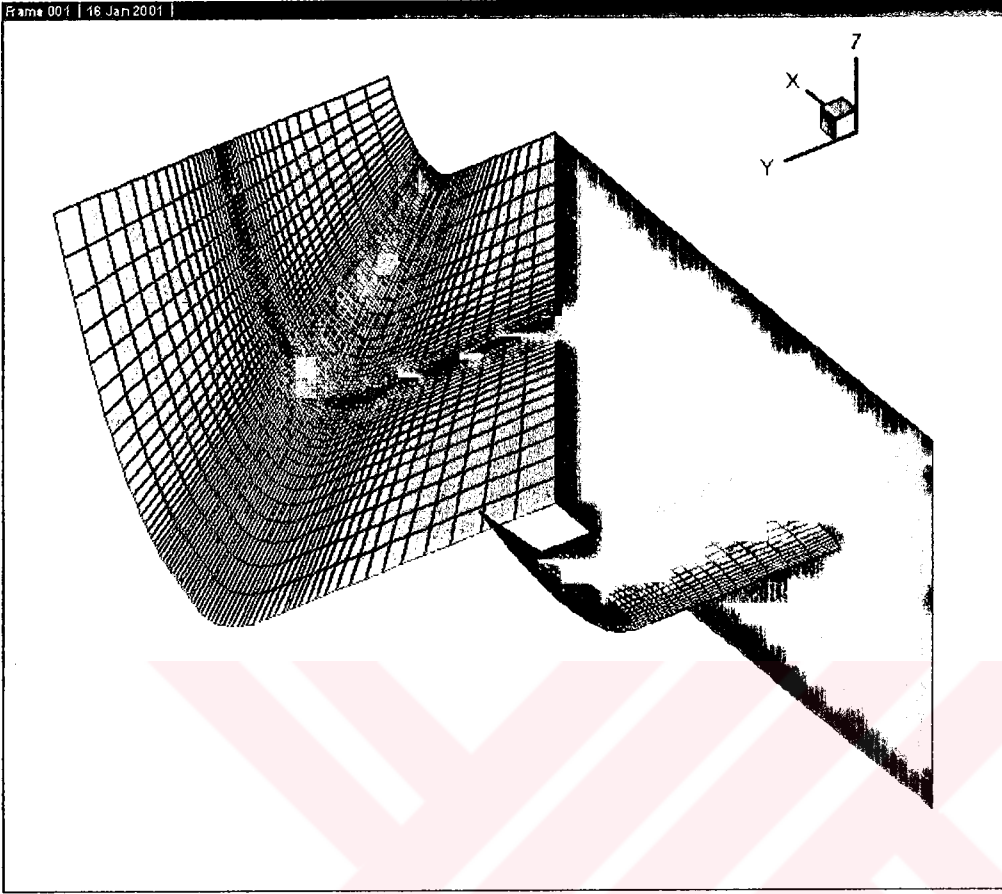
Sayısal ağ 241132 düğüm ve 228480 elemandan oluşmaktadır. Analiz $Re=1000$ için yapılmıştır. Sayısal ağa ait özellikler şu şekildedir:

$$\min \Delta x = 0.011817c$$

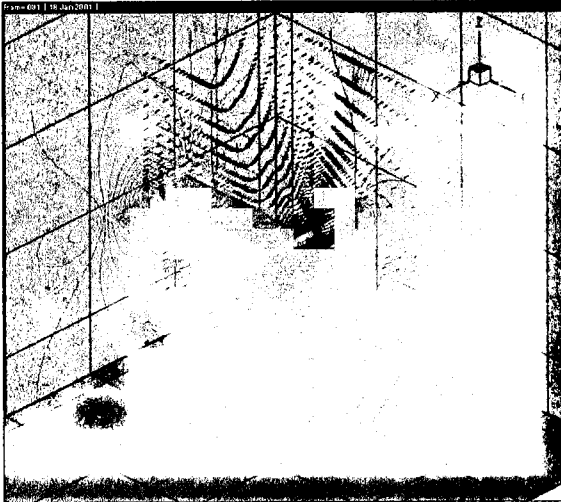
$$\min \Delta y = 0.01225596c$$

$$\min \Delta z = 0.0061989c$$

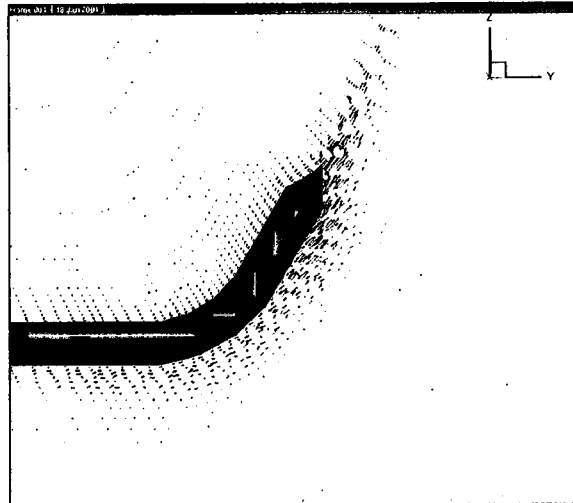
Şekil 4.6’te kanat-uçkanat düzlemi, simetri düzlemi ve çıkış düzlemindeki grid dağılımını gösteren sayısal ağ görülmektedir.



Şekil 4.6. Kanat-uçkanat yapısı etrafında ince sayısal ağ



Şekil 4.7. a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.003$ için $t=1$ anında hız vektörleri ve eş basınç eğrileri.



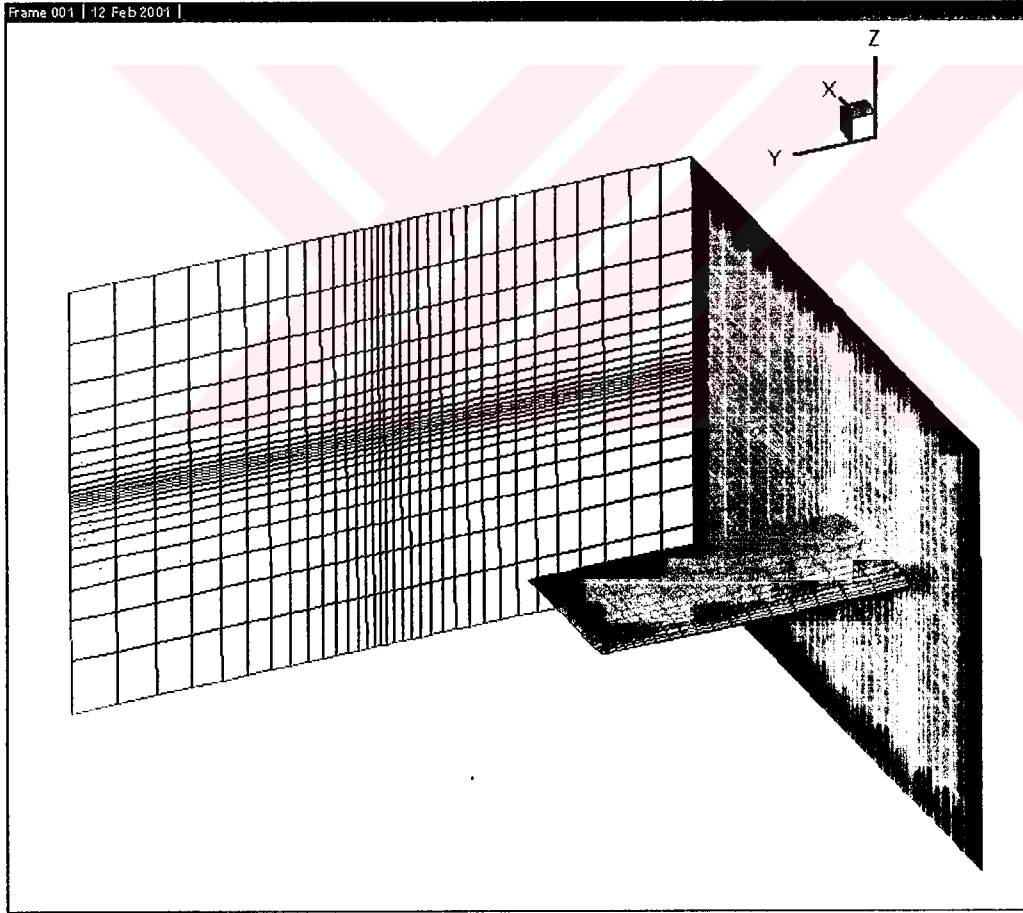
b). $Re=1000$ ve $\Delta t=0.003$ için $t=1$ anında uçkanat etrafında hız vektörleri

Şekil 4.7’de $Re=1000$ için elde edilen analiz sonuçları görülmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi çapraz akış sonuçlarında salınımlar söz konusudur.

4.1.2. Normal Kanat Etrafındaki Analiz Sonuçları

Çözümlemesi yapılan normal kanat konfigürasyonu 4.1.1.’de bahsedilen kanat-uçkanat konfigürasyonu ile aynı açıklığa sahiptir. Kanat profili simetrik NACA0012 profilidir.

Daha önceki problemde olduğu gibi geometri etrafında belirlenen analiz bölgesinde sayısal ağ MSC/Patran paket programı ile oluşturulmuştur. Sınır şartları Şekil 4.2’de görüldüğü gibidir.



Şekil 4.8. Kanat yapısı etrafında sayısal ağ

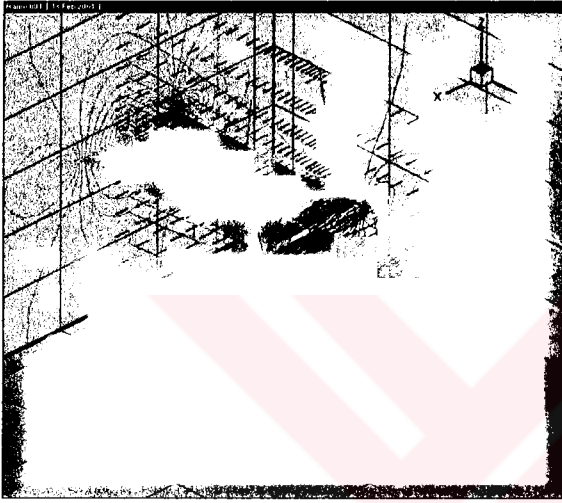
Şekil 4.8’te kanat-uçkanat düzlemi, simetri düzlemi ve çıkış düzlemindeki grid dağılımını gösteren sayısal ağ görülmektedir. Elde edilen sayısal ağ 37918 düğüm

noktası ve 34272 elemandan oluşmaktadır. Analiz $Re=1000$ Reynolds sayısında yapılmıştır. Sayısal ağa ait özellikler şu şekildedir.

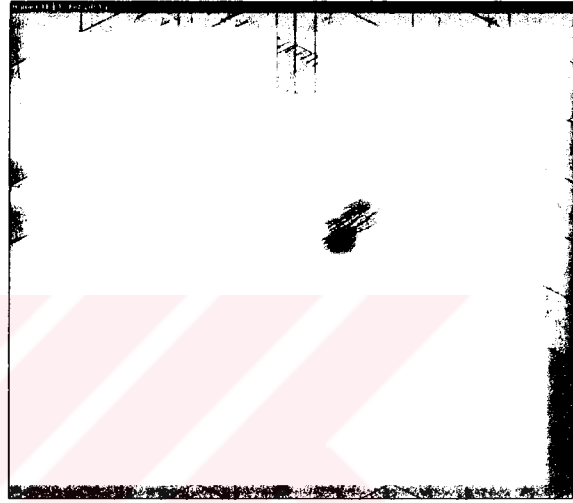
$$\min\Delta x = 0.01940461c$$

$$\min\Delta y = 0.0153687c$$

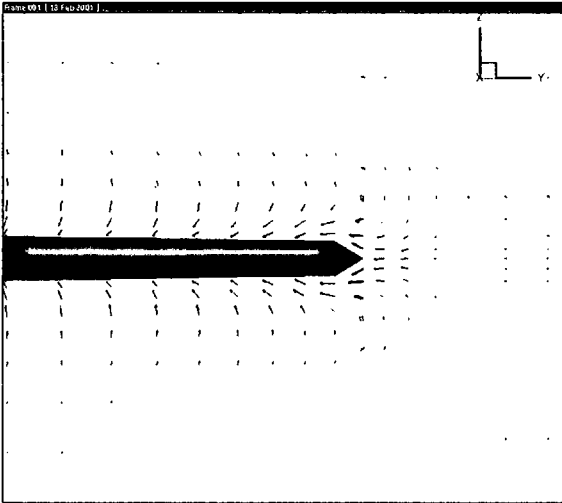
$$\min\Delta z = 0.016478222c$$



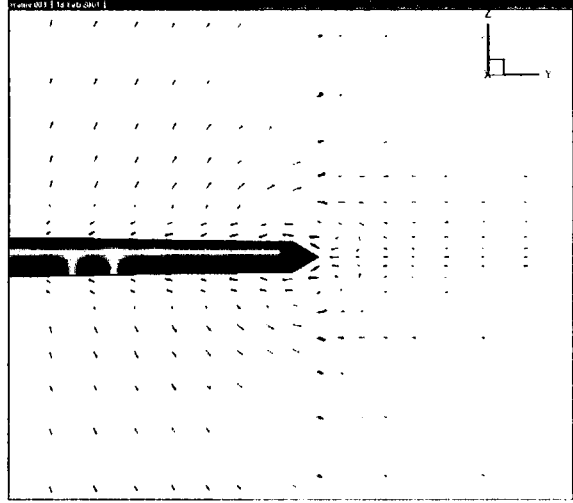
Şekil 4.9. a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=1.26$ anında hız vektörleri ve eş basınç eğrileri.



b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=2.52$ anında hız vektörleri ve eş basınç eğrileri.



Şekil 4.10. a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=1.26$ anında kanat ucu etrafında hız vektörleri



b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=2.52$ anında kanat ucu etrafında hız vektörleri

Şekil 4.9'te kanat yapısı etrafındaki analiz sonuçları, hız vektörleri ve eş basınç eğrileri ile görülmektedir. Şekil 4.10'te ise yine her iki zaman için kanat ucu etrafındaki çapraz akış sonuçları görülmektedir.

Normal kanat yapısı etrafında elde edilen aerodinamik katsayılar Tablo 4.2'de gösterilmiştir.

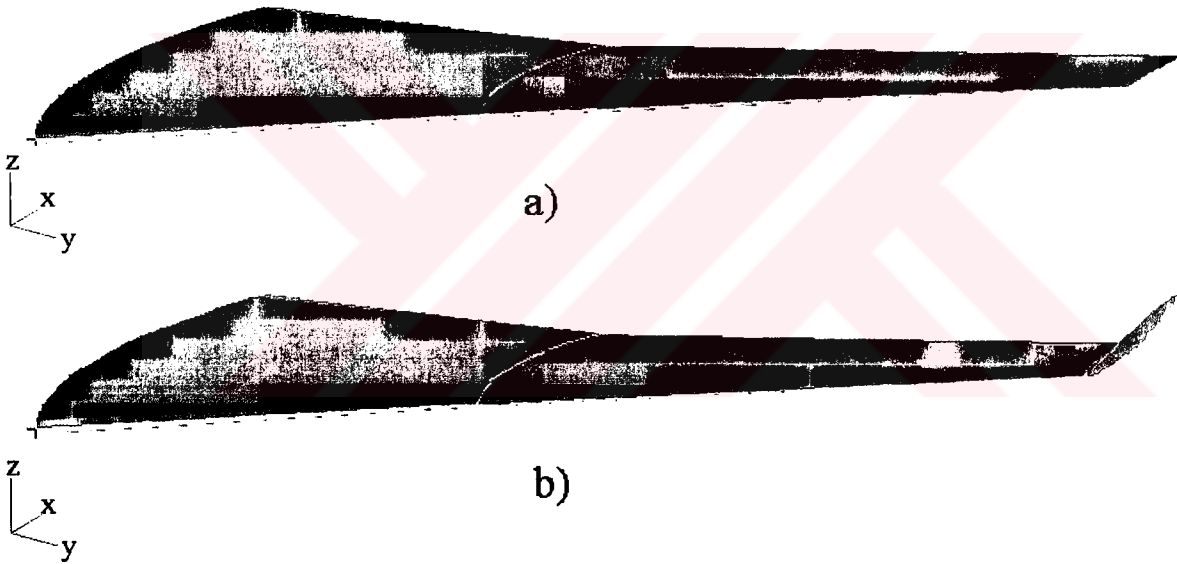
Tablo 4.2. Simetrik profile sahip kanat yapısı etrafındaki analiz sonuçları.

Zaman Adımı (Δt)	0.006	0.006
Zaman (t)	1.26	2.52
Reynolds Sayısı (Re)	1000	1000
İzdüşüm Alanı (S)	3.9	3.9
Basınç sürüklenme katsayısı	5.5E-03	7.0E-03
Basınç taşıma katsayısı	6.9E-05	1.4E-03
Viskoz sürüklenme katsayısı	4.47E-02	4.1E-02
Viskoz taşıma katsayısı	1.48E-05	1.7E-05

Tablo 4.2'den toplam taşıma katsayısının $C_L = 8.46E-05$ ve toplam sürüklenme katsayısının $C_D = 5.0E-02$ olduğu görülmektedir.

4.2. Simetrik Olmayan Profil

Burada aynı açıklığa sahip bir normal kanat ve bir kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafındaki akım alanı sayısal çözümlemeye alınarak uçkanadın kanat performansı üzerine etkileri ortaya konulmak istenmiştir. Kanat ve uçkanat için simetrik olmayan NACA23015 profili kullanılması uygun görülmüştür. Kanat-uçkanat yapısında uçkanat, kanadın üst yüzeyine monteli olarak dizayn edilmiştir. Kanat ve kanat-uçkanat geometrisinin çizimi ve geometri etrafında sayısal ağ üretimi MSC/Patran paket programı ile yapılmıştır. Şekil 4.11 kanat geometrisi ve kanat-uçkanat geometrisini göstermektedir.



Şekil 4.11. a) Kanat geometrisi, b) kanat-uçkanat geometrisi

Aşağıda normal kanat ve kanat-uçkanat konfigürasyonuna ait geometrik bazı parametrelerden bahsedilmiştir. Bu geometriler etrafındaki akım analizi sonucunda elde edilen bazı sonuçlara ve hesaplanan aerodinamik katsayılara yer verilmiştir.

4.2.1. Normal Kanat Yapısına Ait Dizayn Özellikleri

Kanat yapısına ait bazı dizayn parametreleri şu şekildedir:

Kanat açıklığı : $b = 64.324104$ [m]

Kök veteri : $c_{kök} = 16.297737$ [m]

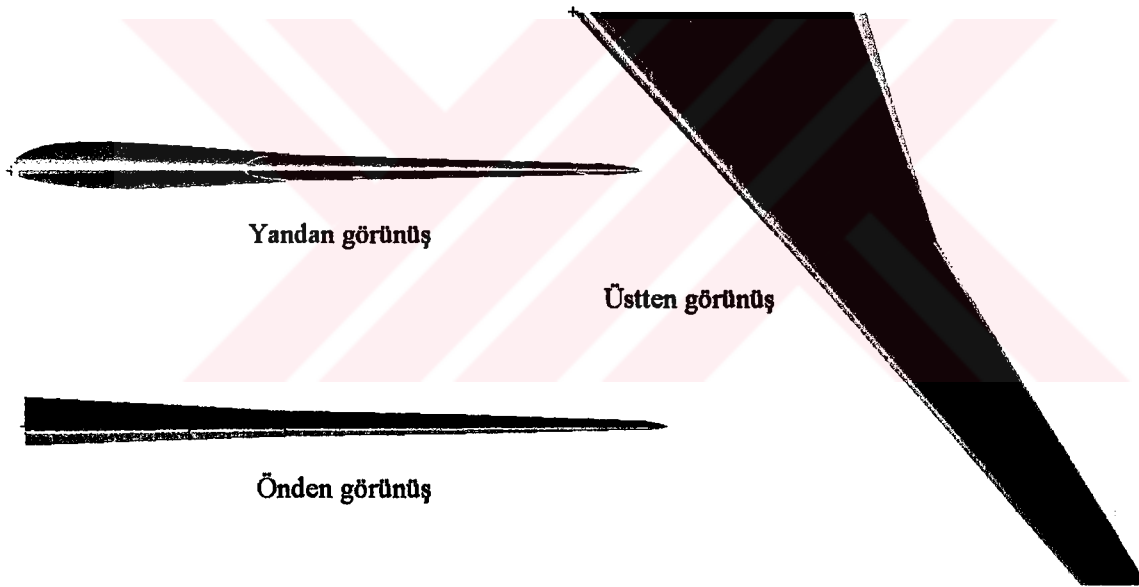
Uç veteri : $c_{uç} = 3.6804924$ [m]

Sivrilik oranı : $\lambda = 0.2258$

c/4 ok açısı : $\Lambda_{c/4} = 41^\circ$

Hücum kenarı ok açısı : $\Lambda_{le} = 37^\circ 30'$

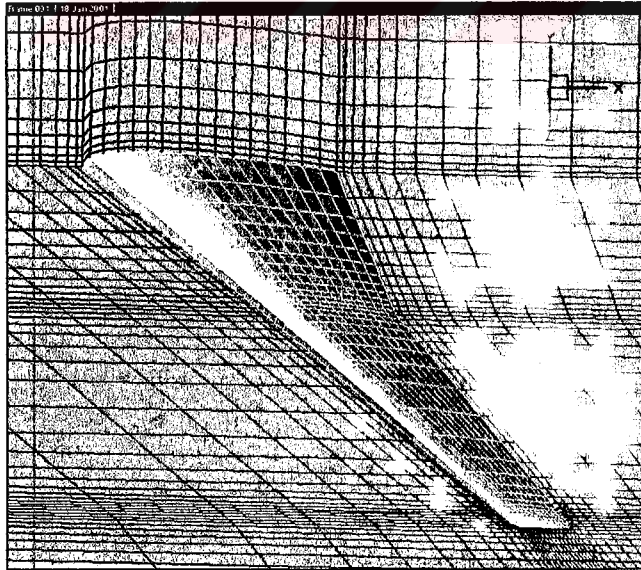
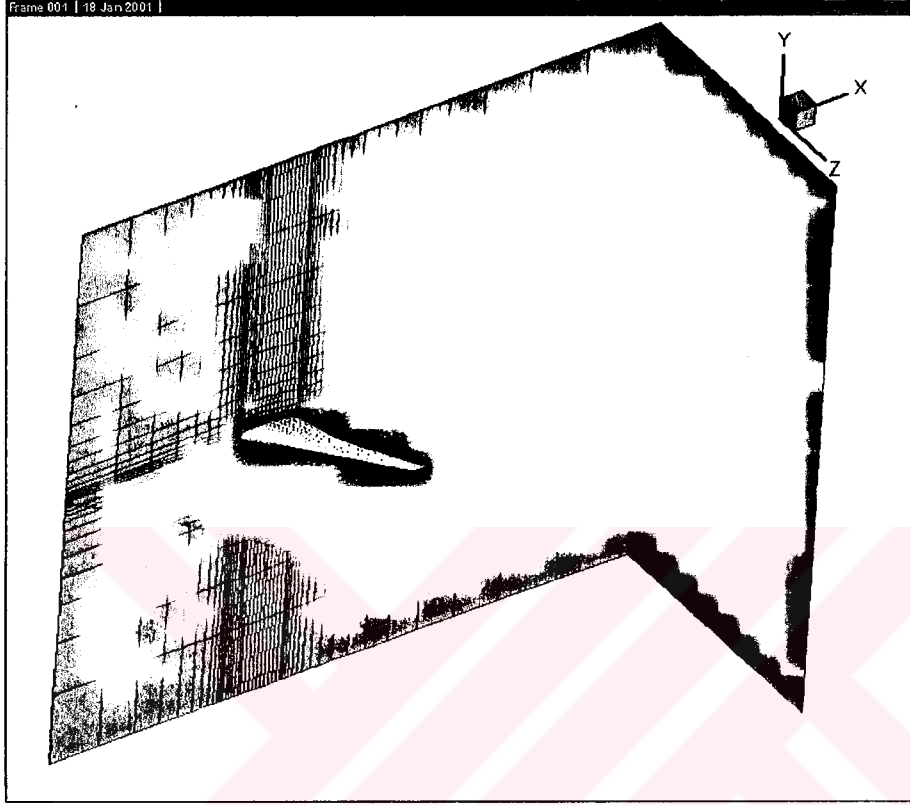
Şekil 4.12’da MSC/Patran paket programı ile çizilen kanadın üç görünüşü verilmektedir.



Şekil 4.12. Uçkanat takılmamış normal kanadın üç görünüşü

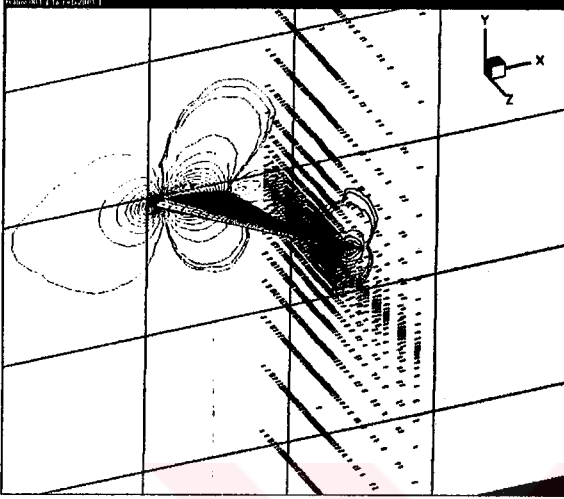
Kanat çizildikten sonra akımın inceleneceği analiz bölgesi belirlenmiştir. Sınır şartları, sayısal çözümlemeyi yapacak programın ön gördüğü şekilde hazırlanmıştır. Simetrik profil probleminde olduğu gibi “kanat düzlemi”nde yüzey sınır şartı, “dış düzlem”de serbest akım şartlarının sağlandığı serbest akım sınır şartı, “simetri düzlemi”nde simetri sınır şartı, ve akışın analiz bölgesini terk ettiği “çıkış düzlemi”nde çıkış sınır şartı

tanımlanmıştır. Şekil 4.13’da kanat etrafına örülen sayısal ağ görülmektedir. Sayısal ağ 70023 düğüm ve 64400 elemandan oluşmaktadır.

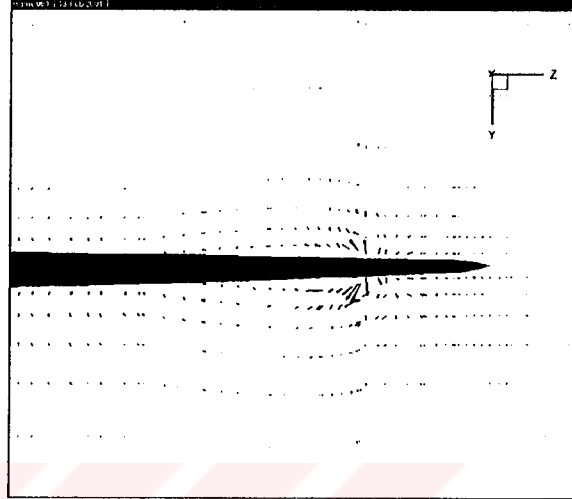


Şekil 4.13. Kanat etrafına örülmüş sayısal ağ

Sayısal çözüm $Re=1000$ Reynolds sayısında ve $\Delta t=0.006$ zaman adımı için $t=0.6$ anında elde edilmiştir. Şekil 4.14'te simetri düzlemi ve kanat ucundaki basınç eğrilerini göstermektedir. Bu ağ yapısı üzerinde elde edilen çözümler fiziksel görünmemektedir.



Şekil 4.14. a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=0.6$ anında hız vektörleri ve eş basınç eğrileri.



b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.006$ için $t=0.6$ anında kanat ucu etrafında hız vektörleri

4.2.2. Kanat-Uçkanat Yapısına Ait Dizayn Özellikleri

Kanat-uçkanat yapısına ait bazı dizayn parametreleri şu şekildedir:

- **Yalnız Kanat için:**

Kanat açıklığı : $b = 62.107602$ [m]

Kök veteri : $c_{kök} = 16.297737$ [m]

Uç veteri : $c_{uç} = 3.9643133$ [m]

Sivrilik oranı : $\lambda = 0.243$

c/4 ok açısı : $\Lambda_{c/4} = 41^\circ$

Hücum kenarı ok açısı : $\Lambda_{le} = 37^\circ 30'$

- **Uçkanat için:**

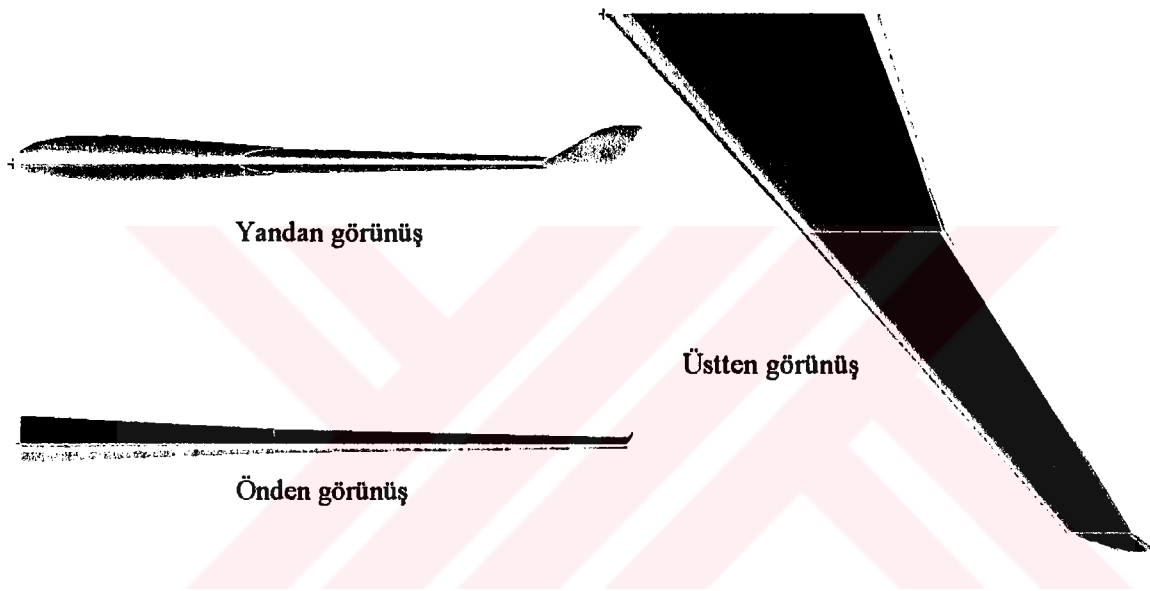
Uçkanat aşıklığı : $b_{uç} = 2.216502$ [m]

Hücum kenarı ok açısı : $\Lambda_{le} = 56.4^\circ$

Cant açısı : $\alpha = 28.6^\circ$

Toe-in açısı : $\beta = 0^\circ$

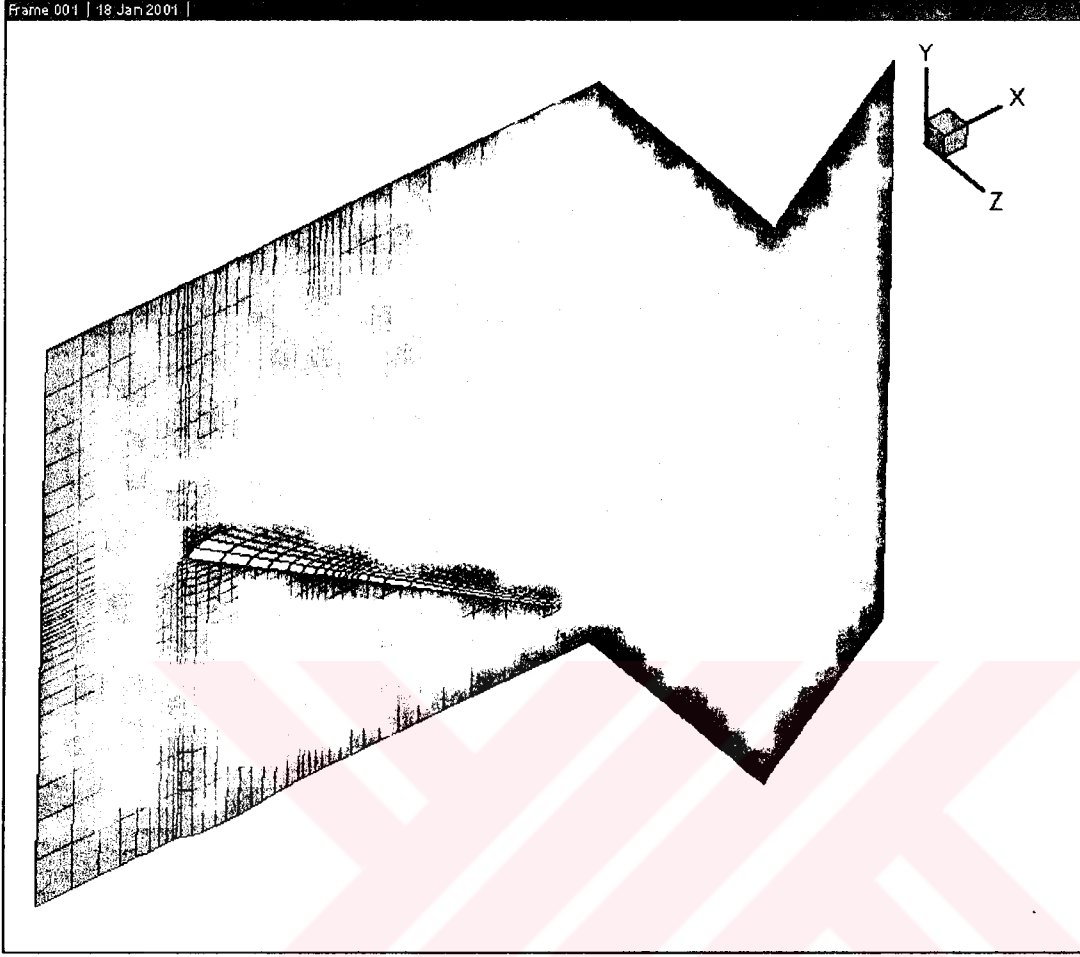
Uçkanat yüksekliği : $h_{uç} = 2.4226372$ [m]



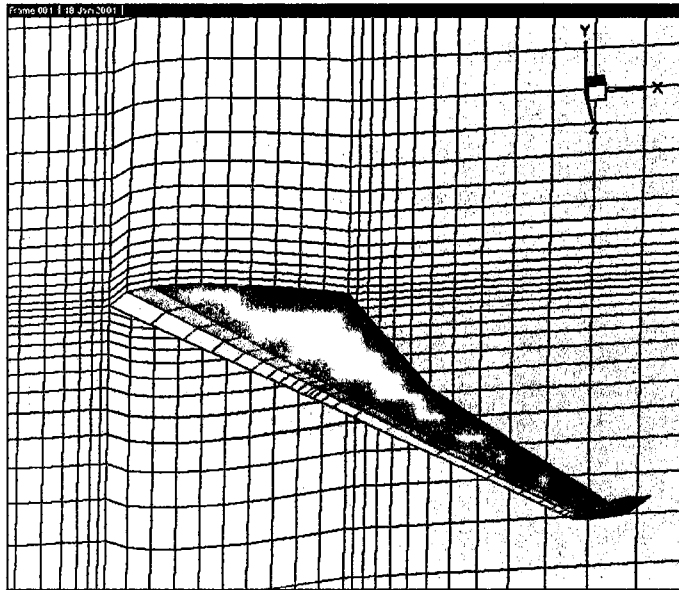
Şekil 4.15. Kanat-uçkanat yapısının üç görünüşü

Uçkanat, kanadın üst yüzeyine uç veteri boyunca yerleştirilmiştir. Uçkanat monteli bu kanat yapısının uçkanat dahil toplam açıklığı, incelenen normal kanat ile aynı alınmıştır. MSC/Patran paket programı ile çizilen kanat-uçkanat konfigürasyonunun üç görünüşü Şekil 3.15'te verilmiştir.

Simetrik olmayan profile sahip bu kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafında MSC/Patran paket programı ile pek çok sayısal ağ oluşturulmuştur. Şekil 3.16 a) ve Şekil 3.16 b) bu sayısal ağlardan birini göstermektedir.

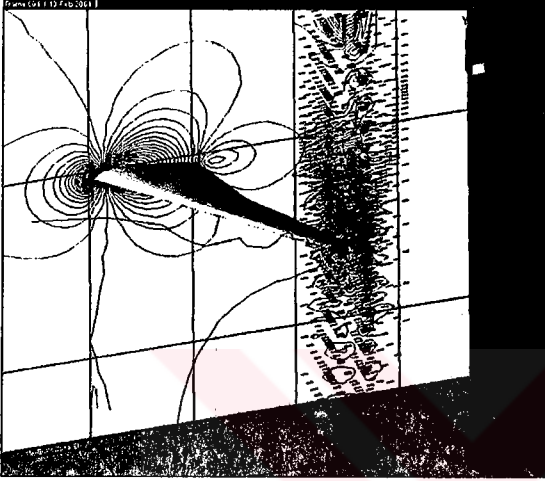


Şekil 4.16. a) Kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafında sayısal ağ

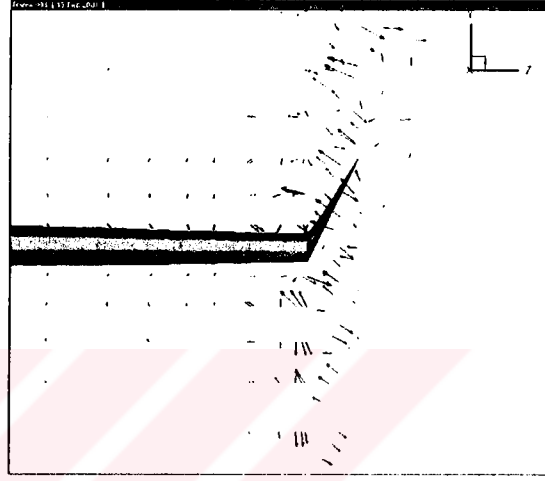


Şekil 4.16. b) Kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafında sayısal ağ

Şekil 4.16'da görülen sayısal ağ 58479 düğüm noktası ve 53760 elemana sahiptir. Bu simetrik olmayan profile sahip kanat-uçkanat yapısı etrafında $Re=1000$ Reynolds sayısında ve $\Delta t=0.003$ zaman adımı için yapılan çözüme ait $t=0.3$ anındaki sonuçlar Şekil 4.17'deki gibidir. Özellikle uç kanat etrafında çözüm ıraksamakta fiziksel olmayan bir görünüm almaktadır.



Şekil 4.17. a) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.003$ için $t=0.3$ anında hız vektörleri ve eş basınç eğrileri.



b) $Re=1000$ ve $\Delta t=0.003$ için $t=0.3$ anında uçkanat etrafında hız vektörleri.

5. DEĞERLENDİRME

Uçkanat, indüklenmiş sürüklemeyi azaltmaya yönelik olarak tasarlanmış ve kanat ucunda oluşan kanat ucu girdabının içine yerleştirilmiş bir küçük kanattır. Kanat üzerine uygun bir biçimde yerleştirilen uçkanat üzerindeki kaldırma bir yan kuvvet gibi davranır ve akış yönünde bir itki bileşeni oluşturur.

Uçkanatlar da T-kuyruk veya ok açılı kanat gibi bir tasarım şeklidir. Bir uçaktaki her eleman gibi uçkanatlar da performans, kararlılık ve kontrol, yapı, maliyet, ve pazarlama gibi pek çok faktör arasında bir uyuşma gerektirir. Bütün bu faktörler arasında bir uyuşma sağlamak çoğu zaman zordur. Bu nedenle bir uçakta uçkanat kullanılmasının tercihi tasarımın optimizasyonuna bağlıdır

1976 yılında NASA aerodinamikçilerinden Richard Whitcomb tarafından bir rüzgar tüneline 0.78 Mach sayısında ve 0.44 kaldırma katsayısında yapılan deneyler, eklenen uçkanadın indüklenmiş sürüklemeyi yüzde 20 civarında azalttığını ve kaldırma/sürüklenme oranını yaklaşık olarak yüzde dokuz arttırdığını göstermiştir. Kaldırma/sürüklenme oranındaki bu artış kanat ucunun uzatılmasıyla elde edilen artıştan iki kat daha büyüktür.

Yapılan bu çalışmanın amacı doğrultusunda, uçkanat takılmamış normal bir kanatla uçkanat monteli bir kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafındaki düşük hızlı sıkıştırılmaz akımı sayısal olarak incelenmiştir. Bunu yaparken sayısal ağ oluşturma sürecini mümkün olduğunca kolaylaştırmak ve kısaltmak amacıyla bir hazır ön işlem programı (MSC/Patran) kullanılmıştır. Çalışma sonunda, oluşturulan ağların çözüm üzerine etkisinin beklendiği gibi çok fazla olduğu görülmüştür.

Simetrik profile sahip bir kanat-uçkanat yapısı için hız-basınç alanları elde edilmiş, kuvvet katsayıları hesaplanmıştır. Uç kanat yapısının simetrik kanatlı durumda küçük bir ek taşımaya neden olduğu ve sürüklemeyi azalttığı gözlenmiştir.

Simetrik olmayan NACA23015 profiline sahip normal bir kanat ve bir kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafında yapılan analiz sonucunda elde edilen çözümler bir ön çalışma olarak kabul edilebilir. Daha iyi sayısal ağlar ile anlamlı çözümler elde edilmesi gerekmektedir.



KAYNAKLAR

- [1] **Thomas, A.S.W.**, 1985, *Aircraft Viscous Drag Reduction Technology*, Lockheed Horizons, 19, pp23-32.
- [2] **Garrison, P.**, 1989, *Once Upon a Winglet*, Flying, pp 108-110.
- [3] **Kuethe, Arnold M. and Chow**, 1986, Chuen-Yen, *Foundations of Aerodynamics, Bases of Aerodynamic Design*, fourth Edition, *Jhon Wiley and Sons, Inc.*, USA, pp 165-167.
- [4] **Anderson, J.D.**, 1985, *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill Book Company.
- [5] **Gülçat, Ü., Aslan, A.R.**, 1997, Accurate 3-D Viscous Incompressible Flow Calculations with FEM, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 25, 985-1001.
- [6] **Aslan, A.R., Gülçat, Ü., and Mısırlıoğlu, A.**, 1995, "A PCG/E-B-E Iteration for High Order and Fast Solution of 3-D Navier-Stokes Equations", Agard 77th Fluid Dynamics Panel Symposium on Progress and Challenges in CFD Methods and Algorithms, 2-5 October, Seville, Spain, AGARD-CP-578, pp.19:1-10.
- [7] **Gülçat, Ü., Aslan, A.R.**, 1997, "Aerodynamic Flow Calculations with an Accelerated FEM Solver", Chapter 8 in *Flows at Large Reynolds Numbers*, edited by H. Schmitt, Computational Mechanics Publications, UK, April.
- [8] **Küpüşoğlu, O.**, 1998, Winglet Takılmış Kanatlar Etrafında Sayısal Ağ Üretimi, *Y.Lisans Tezi*, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [9] <http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/KC-135/HTML/ENC-11353.html>
- [10] <http://beadec1.ea.bs.dlr.de/Airfoils/winglet.htm>
- [11] <http://www.aero.gla.ac.uk/Research/LowSpeedAero/winglet.htm>
- [12] **Ferziger, J.H., Peric**, 1997, M., *Computational Methods for Fluid Dynamics*, Springer, Germany.

KANAT-UÇKANAT ETKİLEŞİMİNİN SAYISAL ANALİZİ

(MSC/PATRAN UYGULAMASI)

1. Genel Bakış
 2. Tanımlama
 3. Modelleme İşlemi
 4. Özet
- 

1. Genel Bakış

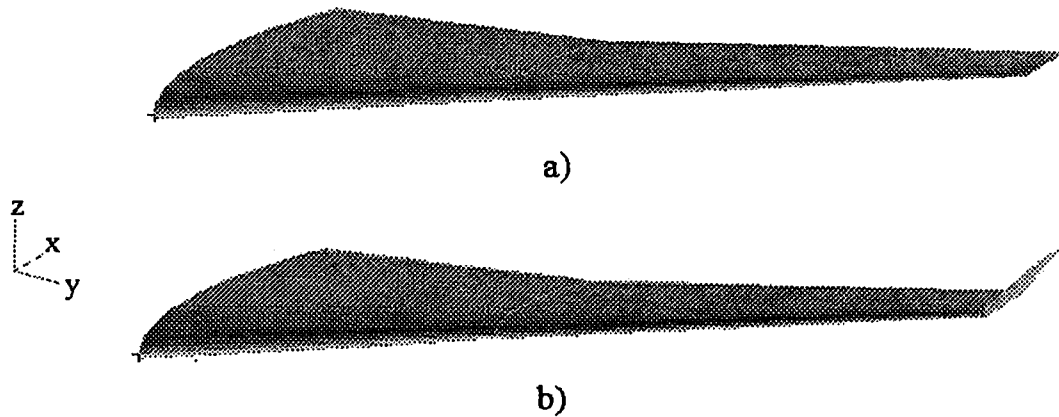
Yapılan çalışma, aynı açıklığa sahip bir normal kanat ile bir kanat-uçkanat konfigürasyonu etrafındaki akım alanının sayısal analizidir. Çalışmada, yapılan analizler sonunda her iki geometri üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetlerin hesaplanması ve uçkanadın kanadın aerodinamik verimi üzerine etkilerinin ortaya konulması amaçlanmıştır.

Bu doğrultuda, analiz aşamasına gelinceye kadar yapılan işlemler kısaca şu şekilde sıralanabilir:

- Profil seçimi,
- Geometrik modelin belirlenmesi,
- MSC/Patran paket programında geometrinin çizimi,
- MSC/Patran paket programında sayısal ağın oluşturulması,
- Sınır şartlarının belirlenmesi ve buna ait veri dosyalarının hazırlanması,
- Analiz.

2. Tanımlama

Aşağıdaki şekilde kanat ve kanat-uçkanat konfigürasyonları görülmektedir. Her iki konfigürasyon için geometrik parametreler ise şu şekildedir:



Şekil 1. Kanat ve kanat-uçkanat konfigürasyonu

EK-I

Geometrik Parametreler		KANAT	KANAT-UÇKANAT	UÇKANAT
Kanat açıklığı	b	64.324104 [m]	64.32104 [m]	-
Kök veteri	$c_{kök}$	16.297737 [m]	16.297737 [m]	-
Uç veteri:	$c_{uç}$	3.6804924 [m]	3.9643133 [m]	-
Sivrilik oranı	λ	0.2258	0.243	-
c/4 ok açısı	$\Lambda_{c/4}$	41°	41°	-
Hücum kenarı ok açısı	Λ_{le}	37° 30'	37° 30'	56° 4'
Cant açısı	α	-	-	28° 6'
Toe-in açısı	β	-	-	0°
Uçkanat yüksekliği	$h_{uç}$	-	-	2.4226372 [m]

Geometrilere etrafına örülen sayısal ağ sekiz düğüm noktalı heksagonal elemandan oluşmaktadır.

3. Modelleme İşlemi

A) GEOMETRİK MODELLEME

Adım 1. Profil Seçimi:

Çalışmada amaç, aerodinamik kuvvetlerin özellikle de taşıma kuvvetinin hesaplanması olduğundan simetrik olmayan bir kanat profili seçilmesi uygun bulunmuştur. Bu amaçla aşağıdaki özelliklere sahip NACA23015 profili üzerinde karar kılınmıştır.

Adım 2. 'Profil' adı altında yeni bir grup oluşturmak:

□

Group/Create:

New Group Name:

Profil

■ Make Current

MSC/Patran ana menüsündeki bu komut yardımıyla çok karmaşık geometrileri daha basit alt gruplara ayırmak mümkün olmaktadır.

EK-I

Adım 3. Profil üzerindeki noktaların Patran'a girilmesi:

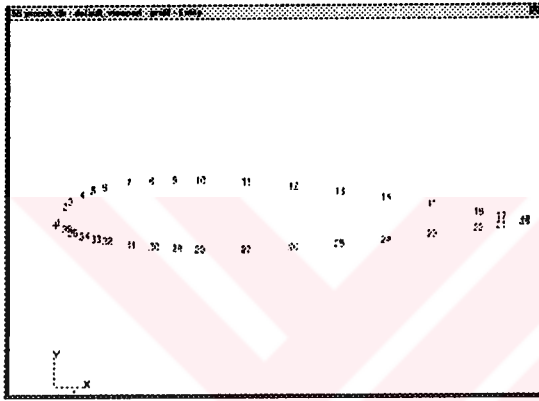
□ Geometry

Action:	Create
Object:	Point
Method:	XYZ

Point Coordinates List:

[0 0 0]

Bu komut yardımıyla profile ait koordinat değerlerinin tümü Patran'a aktarılır.



Adım 4. Profil üzerindeki noktalar ile profilin oluşturulması:

□ Geometry

Action:	Create
Object:	Curve
Method:	Arc3Point

Starting Point List:

Point 1

Middle Point List:

Point 2

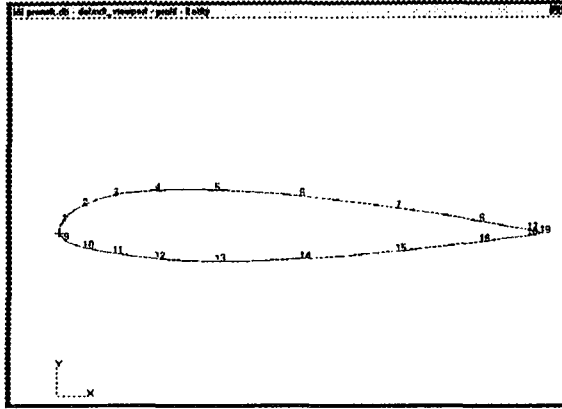
Ending Point List:

Point 3

Bu metod üç noktadan geçen bir eğri oluştururken MSC/Patran bu üç noktadan geçebilecek en uygun eğrinin merkezini ve eğri çapını ve açısını hesaplar.

Kullanılan bu metod yardımıyla verilen noktalardan geçen profil çizilmiş olur. Arc3Point metodu üç noktadan geçen bir eğri uydurduğundan sonuçta oluşan profil birden fazla 'curve' içerecektir.

EK-I



□ Geometry

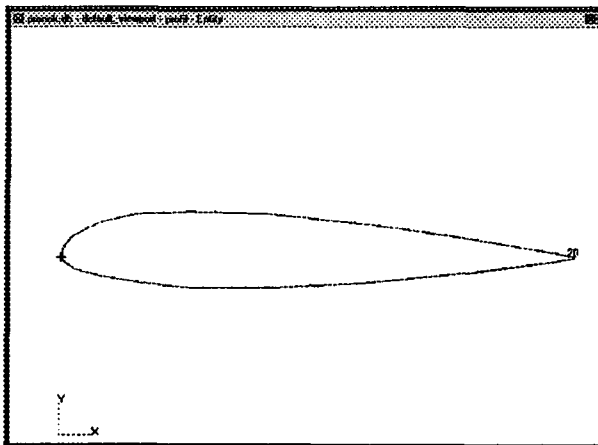
Action:	Create
Object:	Curve
Method:	Chain

Curve List:

Curve 1:18

Chain metodu birbirine değen birden fazla 'curve' den yeni bir 'kompozit curve' oluşturur.

Böylece Arc3Point metodu ile oluşturulan 'curve'ler bu metot ile birleştirildikten sonra profil oluşturma işlemi tamamlanır.



EK-I

Adım 5. Kanadın çizilmesi:

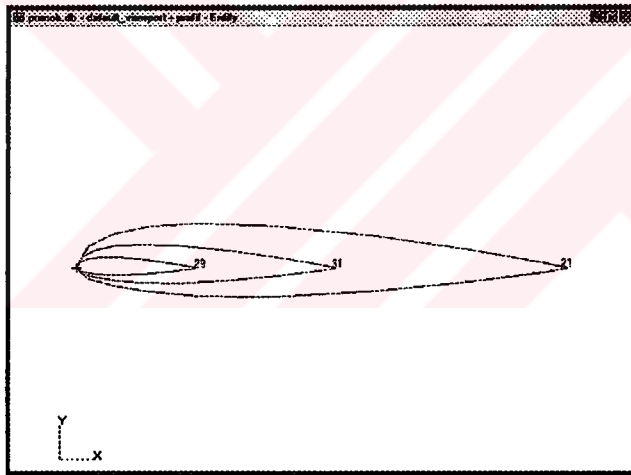
Şekil 1'den de görüldüğü gibi kanat belli bir sivrilik oranına sahiptir ve profil kalınlığı açıklık boyunca değişmektedir.

□ Geometry

Action:	Transform
Object:	Curve
Method:	Scale

Origin of Scaling:	[0 0 0]
Scaling Factors:	[1.0 1.0 1.0]
Curve List:	Curve 19

Kanat kökünde, ortasında ve ucundaki profillerin veter uzunluklarına ve kalınlık oranlarına göre bir önceki adımdan elde edilen profil uygun ölçülere getirilir.



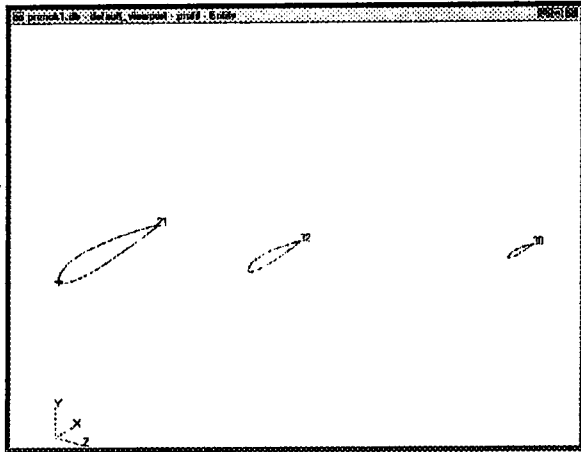
□ Geometry

Action:	Transform
Object:	Curve
Method:	Translate

Translation Vector:	< 1 1 0 >
Curve List:	Curve 20

Daha sonra bu profiller kanat ortası ve kanat kökündeki yerlerine Translate metodu ile taşınır.

EK-I

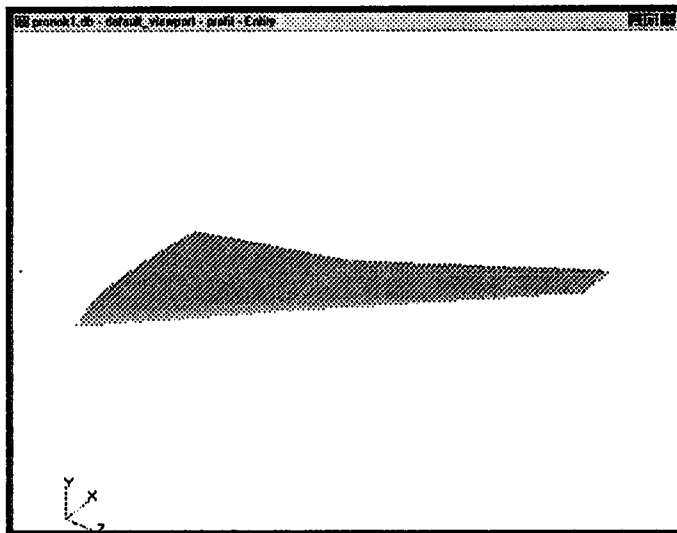


□ Geometry

Action:	Create
Object:	Surface
Method:	Curve

Option:	2Curve
Starting Curve List:	Curve 20
Ending Curve List:	Curve 21

Daha önce oluşturulan profilleri tanımlayan 'curve'ler kullanılarak '2Curve' metodu ile kanat yüzeyi meydana getirilir.



EK-I

Adım 6. Kanat etrafındaki akım alanının oluşturulması:



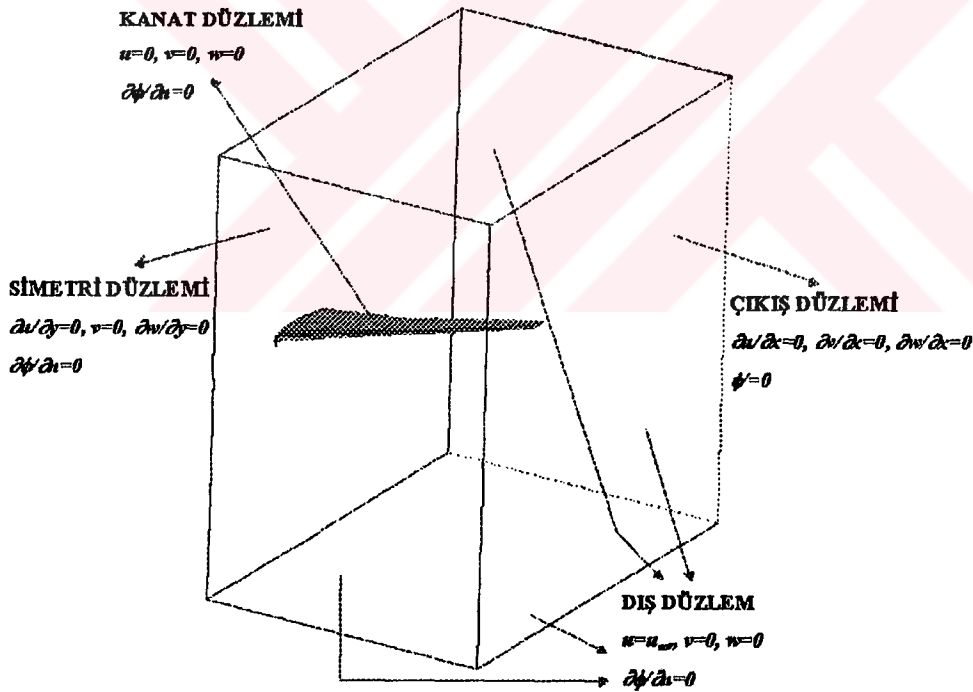
Group/Create:

New Group Name:

Çıkış Düzlemi

■ Make Current

Kanat etrafındaki akım alanı daha sonra akım analizi için kullanılacak programın öngördüğü şekilde ve daha sonra hazırlanacak sınır şartlarını içeren dosyalar gözönüne alınarak oluşturulmuştur. Buna göre “Dış düzlem” grubu, “Simetri düzlemi” grubu, “çıkış düzlemi” grubu oluşturulmuştur. Kanat düzlemi daha önce ‘Profil’ adı altındaki bir grupta toplanmıştı. Her bir grup oluşturulduktan sonra o grup içinde yer alacak geometriler çizilmiştir. Her bir düzlem yüzeylerden oluşmaktadır.



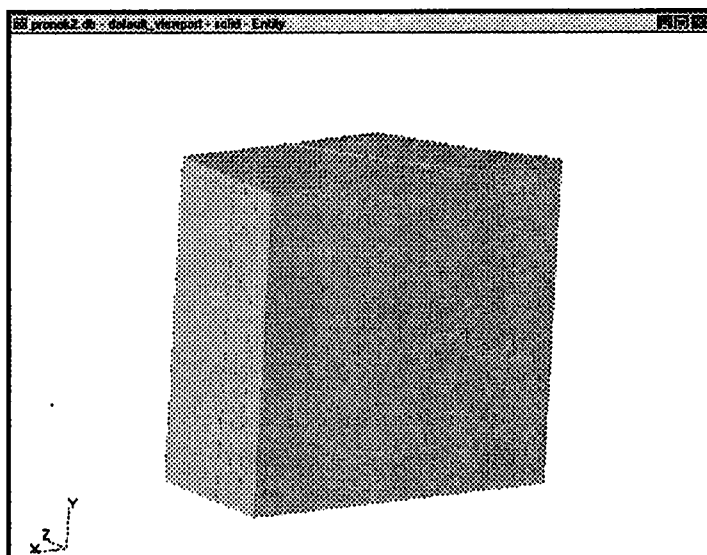
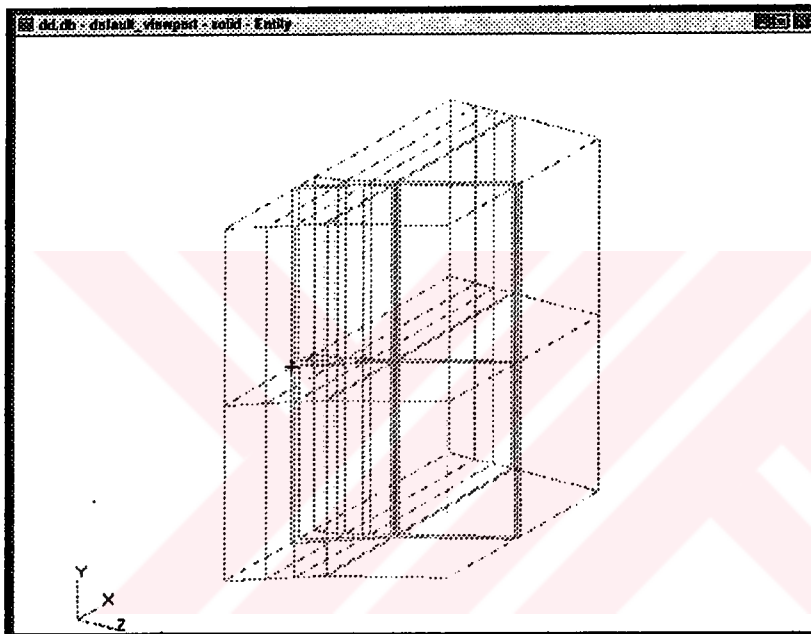
Bundan sonra iki boyutlu yüzeylerden oluşan akım alanı üç boyutlu bir hacme dönüştürülür.

EK-I

□ Geometry

Action:	Create
Object:	Solid
Method:	Surface

Option:	2Surface
Starting Surface List:	Surface 20
Ending Surface List:	Surface 21



EK-I

B) SONLU ELEMEN MODELLEMESİ

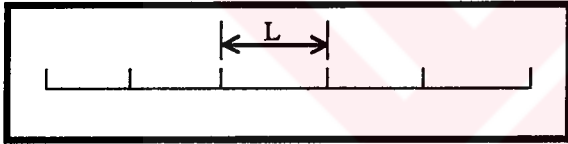
Adım 7. Tohum atma işlemi:

Akım alanının sonlu elemanlara bölünmesi işlemi iki aşamada gerçekleştirilmiştir. İlk aşama istediğimiz şekilde sayısal ağ oluşturmak için bir ön hazırlık olan tohum atma işlemidir (mesh seed). MSC/Patran'da çeşitli tohum atma metodları vardır. Bu çalışmada kullanılan üç metod aşağıdaki gibidir:

□ Elements

Action:	Create
Object:	Mesh Seed
Method:	Uniform

Element Edge Length Data



☒ Number of Elements

☐ Element Length (L)

Number =

2

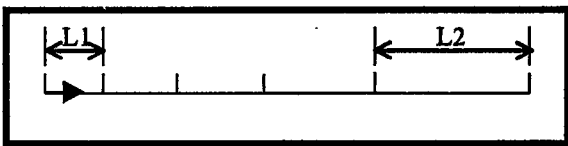
Curve List:

Curve 20

□ Elements

Action:	Create
Object:	Mesh Seed
Method:	One Way Bias

Element Edge Length Data



EK-I

☒ Num Elems and L2/L1

☐ L1 and L2

Number =

2

L2/L1 =

6

Curve List:

Curve 21

☐ Elements

Action:

Create

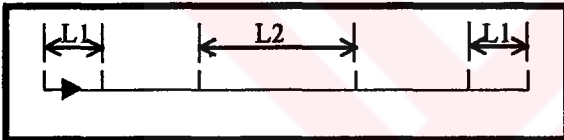
Object:

Mesh Seed

Method:

Two Way Bias

Element Edge Length Data



☒ Num Elems and L2/L1

☐ L1 and L2

Number =

2

L2/L1 =

6

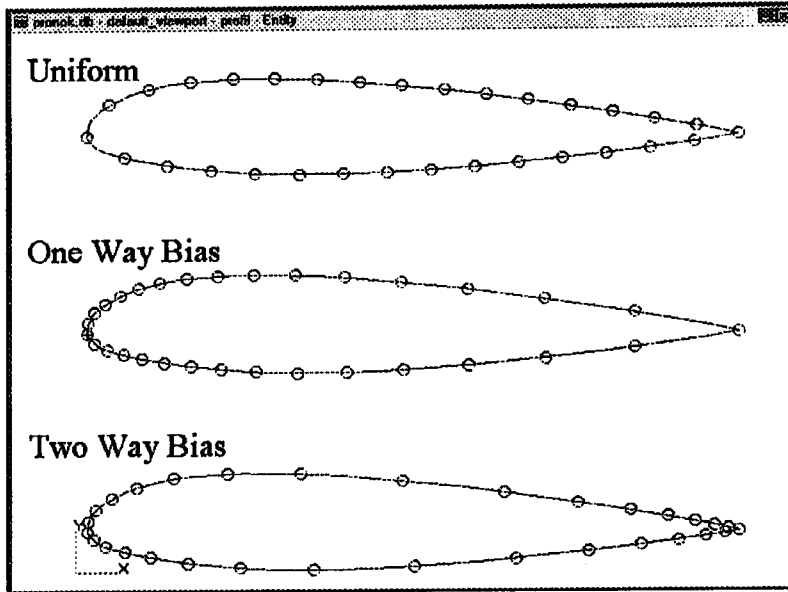
Curve List:

Curve 21

‘Uniform’ tohum atma metodu verilen bir eğri veya bir yüzey veya hacimin kenarı için eşit büyüklükte elemanlar oluşturur.

‘One Way Bias’ tohum atma metodu verilen bir eğri veya bir yüzey veya hacimin kenarı için lineer olarak artan veya azalan büyüklükte elemanlar oluşturur.

‘Two Way Bias’ tohum atma metodu verilen bir eğri veya bir yüzey veya hacimin kenarı için uniform olmayan simetrik elemanlar oluşturur. Her bir simetrik bölümde elemanların artış ve azalışları lineerdir.



Adım 8. Sayısal ağ oluşturma işlemi:

Tanımladığımız üç boyutlu hacim için sayısal ağ sekiz düğüm noktalı 'Hex8' elemanlarıyla üretilmiştir.

□ Elements

Action:	Create
Object:	Mesh
Method:	Solid

Global Edge Length:

0.1

Mesher:

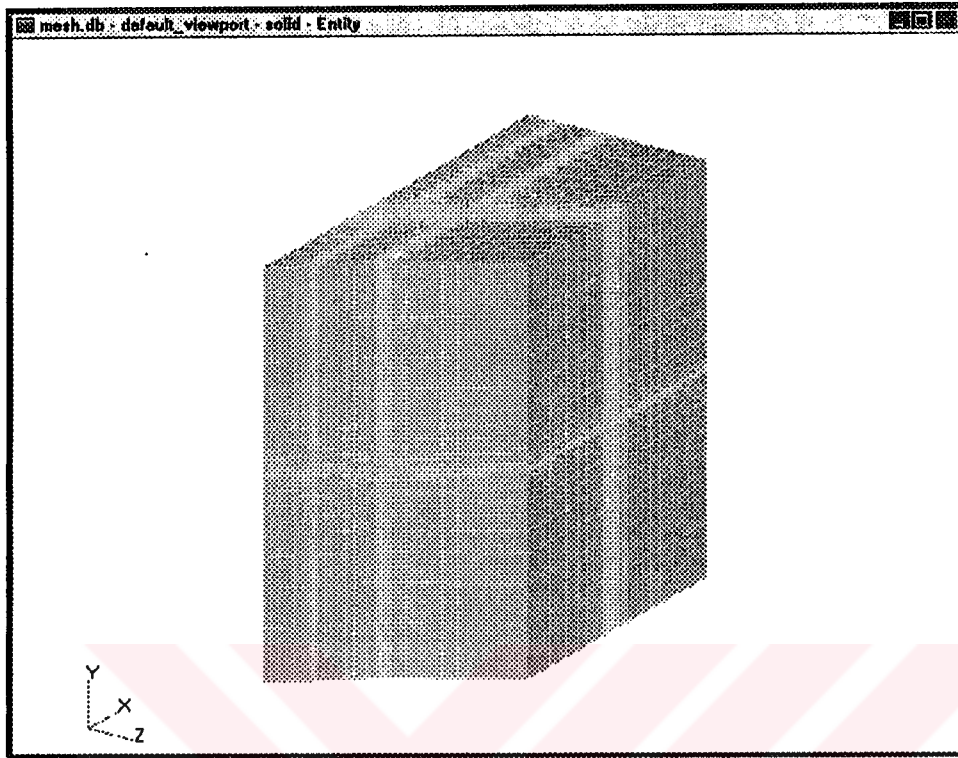
☒ Isomesh ☐ Tetmesh

Element Topology

Hex8

Solid List

Solid 1:20



Adım 9. “Equivalence” işlemi:

Geometrik modelleme aşamasında birden fazla sayıda ‘solid’ oluşturulmuştur. Dolayısıyla sayısal ağ üretirken her bir ‘solid’in birleştiği arayüzelerde çakışık düğüm noktaları oluşur. ‘Equivalence ‘ işlemi ara yüzeylerdeki bu çakışık düğüm noktalarını birleştirerek pek çok parçadan oluşan analiz bölgesini tek parça haline getirir.

☐ **Elements**

Action:

Equivalence

Object:

All

Method:

Tolerance Cube

Nodes to be excluded:

Equivalencing Tolerance:

0.005

EK-I

'Equivalencing tolerance' kullanıcı tarafından tayin edilebilen ve birbirine yakın iki düğüm noktasının birleştirilip birleştirilmeyeceğini belirleyen bir değerdir.

Adım 9. Eleman ve Düğüm Noktası özelliklerinin yazdırılması:

Analiz bölgesinde sayısal ağ üretildikten sonra elemanlara ait eleman bağlantı bilgisi ve düğüm noktası koordinatları bilgisi hazırlanmıştır.

☐ Elements

Action:	Show
Object:	Node
Method:	Location

☒ Write to Report

Coordinate Frame:	Coord 0
Node List:	Node 1:5592

Analizi yapacak yazılım programının istediği bilgilerin bulunduğu dosyalar 'Write to Report' butonu aktif hale getirilerek elde edilebilmektedir. Dosyalar şunlardır:

- 1) Tüm analiz bölgesindeki elemanlara ait eleman bağlantısını içeren dosya,
- 2) Tüm analiz bölgesindeki düğüm noktalarının koordinatlarını içeren dosya,
- 3) Sınır şartlarının verildiği dzlemlerdeki global düğüm noktası numaralarını içeren dosyalar.

ÖZGEÇMİŞ

11.02.1976 tarihinde Malatya’da doğdu. 1989 yılında Fetihtepe İlköğretim Okulu’ndan, 1992 yılında İstanbul Vefa Lisesi’nden mezun oldu. 1993 yılında üniversite sınavı sonucunda İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü’nü kazandı. 1998 yılında bu bölümden mezun oldu ve aynı yıl İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Uçak Mühendisliği Anabilimdalı, Uçak Mühendisliği Programı’nda yüksek lisans öğrenimine başladı. 1999 yılı Ekim ayından beri Uzay Bilimleri ve Teknolojisi Bölümü’nde araştırma görevlisi olarak görev yapmaktadır.

