

DIKEY İNİŞ KALKIŞ YAPABİLEN BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ (TURAÇ*) AERODİNAMİK ANALİZİ

Aslıhan Vuruşkan¹
İTÜ, İstanbul

Uğur Özdemir²
İTÜ, İstanbul

M. Adil Yükselen³
İTÜ, İstanbul

Gökhan İnalhan⁴
İTÜ, İstanbul

ÖZET

Son 40 yıldır İnsansız Hava Araçları (İHA) askeri ve sivil amaçlı birçok görevde kullanılmaktadır. İHA'ların tüm dünyada önem kazanmasının başlıca nedenleri arasında üretim ve işletme maliyetlerinin düşük olması, müşteri taleplerine göre uyarlanabilmesi, kaza anında pilot kaybının yaşanmaması ve kolay taşınabilir olması sayılmaktadır. İHA'ların konvansiyonel, tiltrotor, kuyruksuz hava aracı gibi birçok farklı biçimi mevcuttur. Bu çalışmada dikey kalkış-iniş yapabilen, askıda kalabilen ve konvansiyonel uçak gibi ileri uçuş gerçekleştirebilen TURAÇ insansız hava aracının aerodinamik analizleri farklı yöntemler kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Aracın kuyruğu olmayıp gövdesi taşıyıcı türdedir (Blended Wing Body). Bu nedenle gövde kanatta refleks kesit profilleri kullanılmıştır. Çalışmadaki aerodinamik analizler Girdap Kafes Yöntemi (VLM), Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NLL) ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri kullanılarak gerçekleştirilmektedir. VLM ve NLL ile yapılan hesaplamalarda vBasic dilinde geliştirilen bir program kullanılmaktadır. Geliştirilen programda hava aracı kanat, gövde ve winglet olmak üzere bileşenlerine ayrılıp her bir bileşenin parametreleri belirlenmiştir. Parametrizasyon işlemi sayesinde TURAÇ'ın farklı açıklık ve veter değerlerinde analizleri de kısa sürede gerçekleştirilebilmektedir. NLL yönteminde GKY'den farklı olarak profil karakteristikleri gerekli olup, bu bilgiler XFLR5 programı kullanılarak hesaplanmaktadır. HAD Yöntemi'nde ise bilgisayar kapasitesi ve çözüm süresi göz önünde bulundurulup ve hava aracının simetri özelliğinden yararlanılıp analiz TURAÇ'ın yarısı üzerinde gerçekleştirilmiştir. HAD Yöntemi kullanan ticari bir program yardımıyla farklı hücum açılarında TURAÇ üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetler hesaplanmıştır. Bahsedilen yöntemler sayesinde hava aracının farklı hücum açılarında taşıma (C_L), sürüklenme (C_D) ve yunuslama momenti (C_M) katsayıları hesaplanmıştır.

GİRİŞ

İnsansız Hava Araçları (İHA), askeri ve sivil alanda veri toplama, gözetleme, trafik izleme ve tapu kadastro görevleri başta olmak üzere birçok görevde kullanılmaktadır. İHA'ların avantajları olduğu gibi dezavantajları da bulunmaktadır. Bu dezavantajları arasında uçağın hava sahasına entegrasyonu, hava sahası güvenilirliği ve uçuş güvenliği başta sayılmaktadır. İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nde ön tasarımı gerçekleştirilen TURAÇ, helikopter gibi dikine iniş kalkış ve askı hareketi yapabilen, uçak gibi ileri uçuş gerçekleştirebilen bir İHA'dır (Şekil 1). Aracın teknik özellikleri Tablo 1'de sunulmuştur.

¹ Araştırma görevlisi, Uçak Müh. Böl., E-posta: vuruskan@itu.edu.tr

² Araştırma görevlisi, Uçak Müh. Böl., E-posta: ugur.ozdemir@itu.edu.tr

³ Prof. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: yukselen@itu.edu.tr

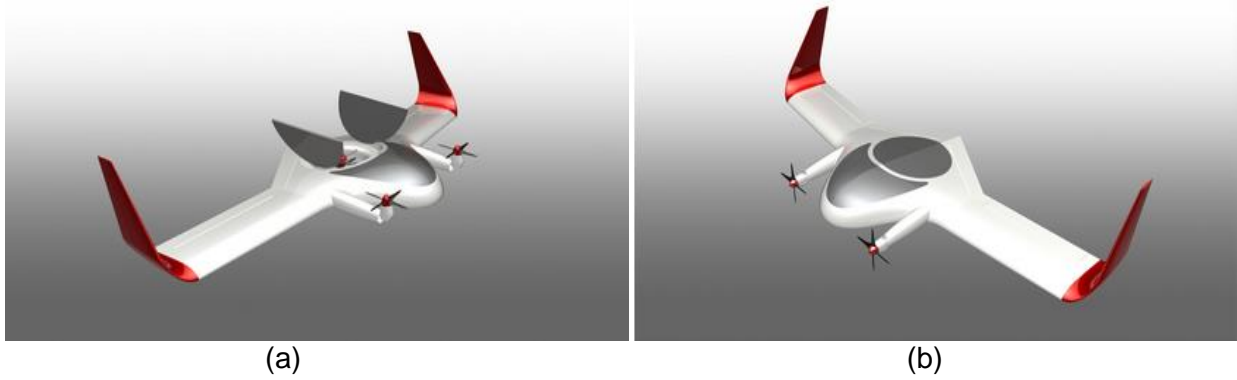
⁴ Doç. Dr., Uçak Müh. Böl., E-posta: inalhan@itu.edu.tr

* TURAÇ dikey iniş-kalkış yapabilen İnsansız Hava Aracı projesi 1585.STZ.2012-2 numaralı SANTEZ projesi olup T. C. Bilim, Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklenmektedir.

TURAÇ'ın dikine kalkış-iniş hareketi ve askı durumunda öndeki pervaneler, eksenleri gövde eksenine dik olacak şekilde 90° döndürülüp gövde içerisinde yer alan eş-eksenli fanla birlikte çalıştırılmaktadır (Şekil 1a). Şekil 1a'da görüldüğü üzere dikine iniş-kalkış ve askı durumunda eş-eksenli fan kapakları açık durumdadır. İleri uçuş rejimine geçildiği zaman eş-eksenli fanlar durdurulup fan kapakları kapatılmakta (Şekil 1b), ayrıca öndeki pervaneler ileri uçuş doğrultusuna döndürülmektedir.

Geometrinin "Blended Wing" seçilmesi hava aracının aerodinamik performansında ve kullanılan iç hacminde artışa katkı sağlamaktadır. Ayrıca gövdenin kanada benzer bir yapıya sahip olması gövdeden de ekstra taşıma kuvveti elde edilmesini sağlamaktadır [Özdemir ve diğerleri, 2013]. Tasarımda pratiklik ön planda tutulup, farklı açıklığa sahip kanatların geometriye kolayca entegrasyonu ve değiştirilebilir gövde TURAÇ'ın en önemli özellikleridir. Hava aracı gövde, kanat ve winglet olarak 3 ana parçadan oluşup oldukça küçük bir hacme sığmaktadır. Ayrıca kanat ve gövdenin birleştirilmesi sisteme fazladan rijitlik katıp, hava aracının ani manevralarda daha iyi performans sergilemesini sağlamaktadır. Hava aracı piste ihtiyaç duymadığı için zorlu arazilerden kalkış ve bu arazilere iniş gerçekleştirebilmektedir. TURAÇ dikine iniş-kalkış gerçekleştirdiğinde havada kalış süresi 85 dakika olarak hesaplanırken, konvansiyonel iniş-kalkış gerçekleştirdiğinde bu sürenin 195 dakikaya kadar yükseldiği hesap edilmektedir [Aktaş ve diğerleri, 2014].

Bu çalışmada TURAÇ'ın aerodinamik analizleri Girdap Kafes Yöntemi (VLM), Non-linear Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NLL) ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlardan aracın tasarım aşamalarında yararlanılmıştır.



Şekil 1: a) Dikey kalkış-iniş ve askı durumları b) İleri uçuş hali.

Tablo 1: TURAÇ'ın teknik özellikleri [Aktaş ve diğerleri, 2014].

Maksimum Kalkış Ağırlığı	47 kg
Faydalı Yük	8 kg
Kanat Açıklığı	4.2 m
Gövde Uzunluğu	1.8 m
İleri Uçuş Hızı	20 m/s
Havada Kalış Süresi (dk)	60 (ileri uçuş), 10 (askı hareketi), 15 (iniş kalkış)
İrtifa	1000 m
Gövde Profili	NACA 54115
Kanat Profili	NACA 34112
Winglet Profili	NACA 04012

Çalışmanın Amacı

Mevcut çalışmanın amacı, dikine iniş kalkış ve askı hareketi yapabilen, ileri uçuş gerçekleştirebilen, sivil kullanım için tasarlanmış bir VTOL (Vertical Takeoff-Landing) İHA'nın aerodinamik katsayılarının farklı yöntemlerle belirlenip karşılaştırılmasıdır. İHA geometrisinin parametrizasyonun nasıl yapıldığı önceki çalışmada açıklanmıştır [Vuruşkan, Özdemir, Yükselen ve İnalan, 2013]. Buna göre uçak önce gövde, kanat, winglet1 ve winglet2 gibi taşıyıcı elemanlara ayrılmakta, bu elemanlar açıklık, kök ve uç veter uzunlukları, ok açıları, diedral açıları vb. gibi parametrelerle tanımlanmaktadır. Winglet1 kanadın devamı olan trapez görünümlü bölümü, winglet2 ise kanada dik doğrultuda konumlandırılan winglet bölümünü temsil etmektedir. VLM'de her bir taşıyıcı yüzey açıklık ve veter doğrultularında istenilen sayıda panele ayrılmaktadır. Yapılan analiz sonucu hem her bir taşıyıcı yüzey için hem de tüm uçak için aerodinamik katsayılar belirlenmektedir. NLL yönteminde ise yüzeyler sadece açıklık doğrultusunda panellere ayrılmakta olup, yardımcı olarak kesit profillerinin gerçek aerodinamik katsayılarına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu çalışmada kullanılan kesit profillerinin deneysel verileri elde edilemediğinden viskoz hesaplama yapabilen XFLR5 yazılımından [Url-1] yararlanılmıştır. Bu yöntemlere ek olarak çalışmada ticari bir HAD yazılımı kullanılarak 20 m/s ileri uçuş hızında ve farklı hücum açılarında hava aracının aerodinamik katsayıları hesaplanmaktadır. HAD analizleri bir ticari yazılım yardımıyla "Realizable k-epsilon Enhanced Wall Treatment" türbülans modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın sonucunda farklı yöntemler kullanılarak elde edilen aerodinamik katsayılar karşılaştırılmaktadır.

Literatür Özeti

İHA'lar görev isterlerine bağlı olarak genellikle ya uçak ya da helikopter biçiminde olabilmektedir. Fakat dikine kalkış-iniş, askıda kalma ve ileri uçuş görevlerinin her üçünü de gerçekleştirebilme gibi sıradışı görev tanımlarına sahip İHA'ların biçimleri de sıradışı olabilmektedir. TURAÇ hem görev tanımı hem de geometrisi itibarıyla sıradışı bir konsepte sahiptir. Bu tür hava araçlarının tasarım aşamalarında optimum geometriyi elde etmek için sıklıkla değişikliklere gidilebilmektedir. Bu değişikliklerin aracın aerodinamik performansı üzerindeki etkilerini görmek için düşük maliyetli ve hızlı analiz yöntemlerine ihtiyaç vardır. Girdap Kafes Yöntemi (VLM) ve Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NLL) bu türden yöntemler olup hava araçlarının ön tasarım ve tasarım optimizasyonu çalışmalarında sıklıkla kullanıldıkları dikkati çekmektedir.

Bu tip yöntemlere örnek olarak Melin tarafından Matlab dilinde geliştirilen bir VLM yazılımı gösterilebilir [Melin, 2000]. Bu yazılım daha sonra birçok araştırmacı tarafından kullanılmıştır [Rizzi ve diğerleri, 2011; Rubio, 2013]. Mariens tarafından yapılan bir test çalışmasında [Mariens, 2012] Panel Yöntemi, Girdap Kafes Yöntemi, Euler Çözücüsü, RANS denklemleri ve Tam Gelişmiş Potansiyel Akış Çözücüsü kullanılarak elde edilen sonuçlar karşılaştırılmış olup yöntemlerin olumlu ve olumsuz yanları ortaya konmuştur. En kısa süredeki çözümün Girdap Kafes Yöntemi ile elde edildiği özellikle belirtilmiştir. Girdap Kafes Yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen başka bir çalışmada [Cardenas, Boschetti ve Amerio, 2009] açık kaynak kodlu bir program kullanılmıştır. Girdap Kafes Yöntemi'ni kullanarak aerodinamik analiz gerçekleştirilen programdan elde edilen sonuçların ön tasarım için yeterli olduğundan bahsedilmektedir.

Non-lineer Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NLL) Prandtl Taşıyıcı Çizgi modelinin ayrık, nümerik bir uygulaması olup VLM'nin bir özel hali olarak da nitelendirilebilir. Ancak bu yöntem kesit profilinin gerçek aerodinamik karakteristikleriyle birlikte iteratif biçimde kullanılarak viskozite etkilerini dolaylı olarak hesaplamalara sokabilmekte olup açıklık oranı yeterince yüksek kanatlar için, tutunma kaybı bölgesinin başlangıcı da dahil, yüksek hücum açılarında da daha iyi sonuçlar verebilmektedir. [Phillips ve Snyder, 2000; Vargas ve Oliveira, 2006].

Hesaplama Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemleri hava araçlarının aerodinamik katsayılarını belirlemede giderek yaygınlaşan yöntemdir. TR-E2S1 tilt-rotor hava aracının ileri uçuş rejiminde kararlılık ve kontrol türevleri HAD yöntemi kullanılarak ve rüzgar tüneli testleri ile hesaplanıp bu iki sonuç çalışmanın sonunda birbiriyle karşılaştırılmıştır [Kim ve Chung, 2006]. Abras ve Narducci V-22 Osprey tilt-rotor hava aracının ileri uçuş rejimi için aerodinamik katsayıları aynı yöntemle hesaplamıştır [Abrab ve Narducci, 2010]. Bir başka çalışmada Sweeten, Yak-54 hava aracının aerodinamik analizlerinde Vorstab ve AAA (Aircraft Advanced Analysis) yazılımları yanında Fluent programında gerçekleştirilmiştir [Sweeten, 2010].

YÖNTEM

Bir hava aracının görev profili boyunca üzerine etki edecek kuvvetlerin bilinmesi tasarım açısından önemli bir gerekliliktir. Bu amaca yönelik deneysel yöntemler pahalı ve zaman alıcı olduğu için öncelikli tercih olarak nümerik yöntemler seçilmektedir. Çalışmada ön tasarımı tamamlanmış TURAÇ isimli tilt rotor hava aracının Girdap Kafes Yöntemi (VLM), Non-linear Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NLL) ve Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) yöntemi ile aerodinamik analizi gerçekleştirilmiştir. VLM ve NLL yöntemlerinin uygulaması için vBasic dilinde bir yazılım geliştirilmiştir. Yazılımın arayüzü sayesinde, geometrideki değişiklikler çabuk uygulanabilmekte ve farklı hücum açıları ve koşullar için analizler sıklıkla tekrar edilip sonuçlara hızlı bir şekilde ulaşılabilmektedir.

Parametrizasyon

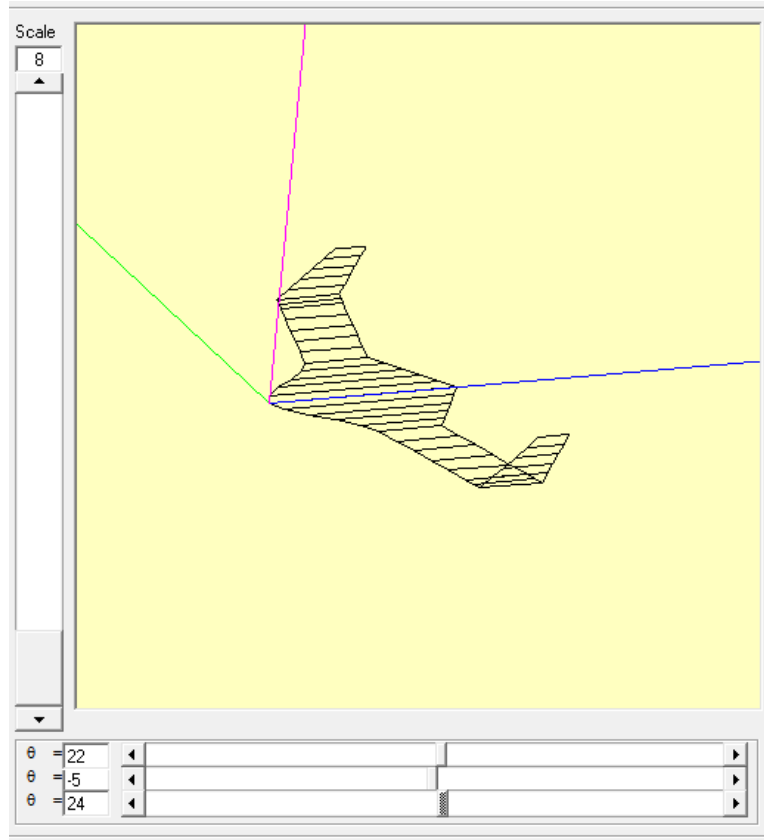
Çalışmada TURAÇ öncelikle kanat, gövde, winglet gibi taşıyıcı yüzey bileşenlerine ayrılmış olup bu taşıyıcı yüzeylerin geometrisini oluşturacak parametreler belirlenmiştir. VLM ve NLL için geliştirilen yazılımda arayüz vasıtasıyla parametreler hesaplamalara sokularak TURAÇ geometrisi kısa zamanda oluşturulmakta ve hızlı şekilde aerodinamik analize geçilebilmektedir. Parametrizasyon ile ilgili ayrıntılı bilgiler önceki bir çalışmada yer almaktadır [Vuruşkan, Özdemir, Yükselen ve İnalanhan, 2013].

Çalışmada geliştirilen programın 2 kullanıcı arayüzü bulunmaktadır. Şekil 2’de görülen arayüz program kullanıcısının geometri boyutlarını programa girdiği arayüzdür. Program arayüzünde görüldüğü üzere geometri oluşumu gövde (Fuselage), kanat (Wing) ve winglet olarak üç ana parçadan oluşmaktadır. Çalışmada hava aracının her bileşenine kamburluk etkisi “Chamberline” sekmesi altında eklenebilmektedir. Ayrıca arayüzde görüldüğü üzere her geometri bileşeni veter doğrultusunda NI adet ve açıklık doğrultusunda NJ adet panele ayrılmaktadır.

Section	Parameter	Value	
Fuselage	NJ	5	
	NI	1	
	s	0.800	
	cT	0.600	
	Swp	0	
	Dhd	0	
	cLE	0.705	
	cTE	0.500	
	Fan Part	<input type="checkbox"/>	
	R	4	
Wing	Inner part	NJ	2
		NI	1
		s	0.480
	Flapped part	NJ	2
		NI	2
		s	0.480
	Outer part	NJ	1
		NI	1
		s	0.240
	Winglet	Inner part	NJ
NI			1
s			0.200
Flapped part		NJ	5
		NI	1
		s	0.440
Winglet (continued)		cT	0.600
		Swp	14
		Dhd	0
		Dhd	90
Winglet (continued)	f/c	0.0	
	η_r	30	
	η_a	0	
	η_a	0	

Şekil 2: Geometri boyutlarının programa girildiği arayüz.

Geliştirilen program çalıştırıldığında başka bir arayüzde (Şekil 3) panellere ayrılmış uçak geometrisi oluşturulmaktadır. Ayrıca bu program arayüzü sayesinde girilen değerlerin doğruluğu kontrol edilebilmektedir. Parametrizasyon ve program ile ilgili daha detaylı bilgiye başka bir çalışmadan ulaşılabilmektedir [Vuruşkan, 2014].



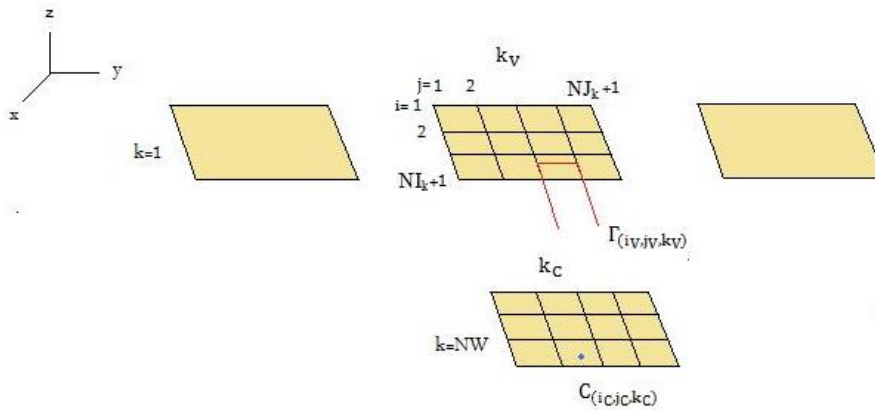
Şekil 3: Geometrinin oluşturulduğu program arayüzü.

Girdap Kafes Yöntemi (VLM-Vortex Lattice Method)

Girdap Kafes Yöntemi, Prandtl atnalı-girdap modelinin veter boyunca dağılımını dikkate alan ayrı bir uygulamasıdır. Bu yöntemde Şekil 4'de görüldüğü üzere her bir taşıyıcı yüzey istenen sayıda panele bölünmekte, her bir panelin lokal çeyrek veter çizgisi üzerine bir atnalı girdabı yerleştirilmektedir. Atnalı girdabının iki kolu firar kenarına kadar taşıyıcı yüzeyi takip emekte ve firar kenarından sonra da serbest akım doğrultusunda geriye doğru uzanmaktadır. Her bir panelin lokal üç-çeyrek veter orta noktasında bir kontrol noktası yer almaktadır. Akımın yüzeye dik bileşeninin olmadığını ifade eden yüzey sınır koşulu uygulanmaktadır (1).

$$\nabla(\phi_{\infty} + \phi) \cdot \vec{n} = 0 \quad (1)$$

Şekil 4'de görüldüğü üzere sistemde N_k adet taşıyıcı yüzey bulunmakta ve bir k taşıyıcı yüzeyi üzerinde veter doğrultusunda N_{I_k} ve açıklık doğrultusunda N_{J_k} kadar panel sayısı bulunmaktadır.

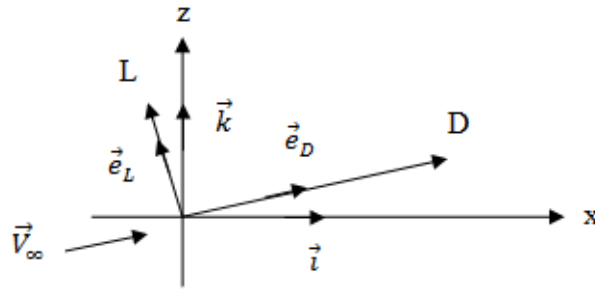


Şekil 4: Taşıyıcı yüzey sistemi.

Şekil 4'te k_v taşıyıcı yüzeyi üzerinde açıklık doğrultusunda j_v ve veter doğrultusunda i_v indisli bir panel üzerinde atnalı girdabını başka bir k_c taşıyıcı yüzeyi üzerinde açıklık doğrultusunda j_c ve veter doğrultusunda i_c indisli bir panel üzerindeki kontrol noktası gösterilmiştir. Girdabın kontrol noktasında birim girdap şiddeti başına indüklediği dikey hız bileşeni $A_{(i_c, j_c, k_c), (i_v, j_v, k_v)}$ ve kontrol noktası yüzeyinin birim normal vektörü $\vec{n}_{(i_c, j_c, k_c)}$ olarak tanımlanmaktadır. Tüm atnalı girdap şiddetleri için lineer denklem takımı aşağıdaki şekildedir.

$$\sum_{k_c=1}^{NW} \sum_{i_c=1}^{NI_k} \sum_{j_c=1}^{NJ_k} A_{(i_c, j_c, k_c), (i_v, j_v, k_v)} \Gamma_{(i_v, j_v, k_v)} = -\vec{V}_\infty \cdot \vec{n}_{(i_c, j_c, k_c)} \quad \begin{matrix} i_c = 1, 2, \dots, NI_k \\ j_c = 1, 2, \dots, NJ_k \\ k_c = 1, 2, \dots, NW \end{matrix} \quad (2)$$

(2)'deki A matrisi diyagonal baskın bir matris olup denklem sistemi standart yöntemlerle çözülebilmektedir. Her panel üzerine etkileyen hava akımına dik doğrultuda taşıma kuvveti ve hava akımı doğrultusunda indüklenmiş sürüklenme kuvvetleri hesaplanmaktadır. Şekil 5'te bir panel üzerine etkileyen aerodinamik kuvvetlerin birim vektörü ile panel üzerine etkileyen aerodinamik kuvvet bileşenlerinin birim vektörleri gösterilmektedir.



Şekil 5: Aerodinamik kuvvet ve panel birim vektörleri.

\vec{i} ve \vec{k} doğrultusundaki taşıma (\vec{e}_L) ve indüklenmiş sürüklenme (\vec{e}_{D_i}) kuvveti birim vektörleri;

$$\vec{e}_L = e_{L_{ix}} \vec{i} + e_{L_{iz}} \vec{k} \quad (3)$$

$$\vec{e}_{D_i} = e_{D_{ix}} \vec{i} + e_{D_{iz}} \vec{k} \quad (4)$$

şeklinindedir. Hesaplanan kuvvet bileşelerine;

$$\vec{F} = F_x \vec{i} + F_z \vec{k} \quad (5)$$

ayrılmaktadır. Taşıma ve indüklenmiş sürüklenme birim vektörleri \vec{F} kuvveti ile çarpıldığında taşıma ve indüklenmiş sürüklenme kuvvetleri elde edilmektedir.

$$L = \vec{F} \vec{e}_L = F_x e_{L_{ix}} + F_z e_{L_{iz}} \quad (6)$$

$$D_i = \vec{F} \vec{e}_{D_i} = F_x e_{D_{ix}} + F_z e_{D_{iz}} \quad (7)$$

Herbir taşıyıcı yüzey için hesaplanan aerodinamik kuvvetler aşağıdaki denklemler yardımıyla toplanıp tüm hava aracına etkileyen taşıma ve indüklenmiş sürüklenme kuvvetlerinin bulunmasını sağlamaktadır.

$$L = \sum_{k=1}^{NW} \sum_{i=1}^{NI_k} \sum_{j=1}^{NJ_k} L_{(i,j,k)} \quad (8)$$

$$D_i = \sum_{k=1}^{NW} \sum_{i=1}^{NI_k} \sum_{j=1}^{NJ_k} D_{i(i,j,k)} \quad (9)$$

Hesaplanan aerodinamik kuvvet yardımıyla taşıma ve indüklenmiş sürüklenme katsayıları hesaplanmaktadır.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S_{ref}} \quad (10)$$

$$C_{Di} = \frac{D_i}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S_{ref}} \quad (11)$$

(10) ve (11)'de geçen S_{ref} parametresi bütün uçağın referans alanını temsil etmektedir.

Non-linear Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli (NLL-Numeric Lifting Line)

VLM'de kanat veteri doğrultusunda çok sayıda panel kullanılırken NLL modelinde kanat sadece açıklık doğrultusunda panellere ayrılmakta veter doğrultusunda tek sıra panel kullanılmaktadır. Yine VLM'de olduğu gibi her bir panelin üç-çeyrek veter orta noktasındaki kontrol noktasında yüzey sınır şartı uygulanarak (2) bağıntısına benzer bir denklem takımı elde edilmektedir. Yöntemde diğer adımlar şu şekilde izlenmektedir;

- Denklem takımı çözülüp atnalı girdaplarının Γ_{old} şiddetleri hesap edilir ve açıklık boyunca her kesit için (bağlı girdap orta noktası) α_e etkin hücum açıları hesaplanır.
- Kanat profilinin karakteristik eğrilerinden $C_{l,exp}$ taşıma katsayıları ve yeni sirkülasyon değerleri (bağlı girdap şiddeti) Γ_{exp} hesaplanır. Kanat profilinin karakteristik eğrileri XFLR5 programı yardımıyla elde edilmektedir.
- Denklem takımından elde edilen Γ_{old} ile karakteristik eğrilerden elde edilen Γ_{exp} girdap şiddetleri kullanılarak,

$$\Gamma_{new,i} = \Gamma_{old,i} + \omega(\Gamma_{old,i} - \Gamma_{exp,i}) \quad (12)$$

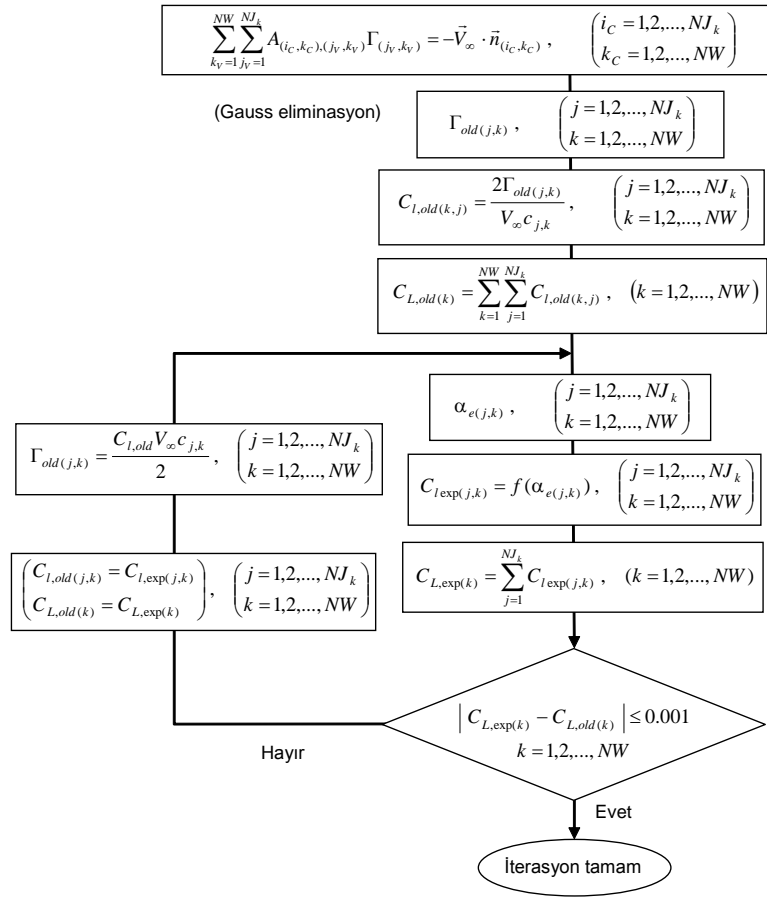
yeni bir girdap şiddeti elde edilmektedir. (12)'de bulunan ω gevşetme faktörüdür.

- Yeni girdap şiddetleri kullanılarak etkin hücum açıları tekrar hesaplanır ve belirli bir yakınsaklık elde edilinceye kadar yukarıdaki işlem adımları tekrarlanır.
- Her bir taşıyıcı yüzeyin o iterasyondaki taşıma katsayısı ile bir önceki iterasyondaki taşıma katsayısı arasındaki farkın belirli bir değerden daha düşük olması durumunda iterasyona son verilmektedir. İterasyon durdurma kriteri

$$|C_{i,old} - C_{i,new}| \leq 0.001 \quad (13)$$

şeklindedir.

NLL Yöntemi'nin nasıl uygulandığı adım adım anlatılırken Şekil 6'da bir akış diyagramı olarak sunulmaktadır.



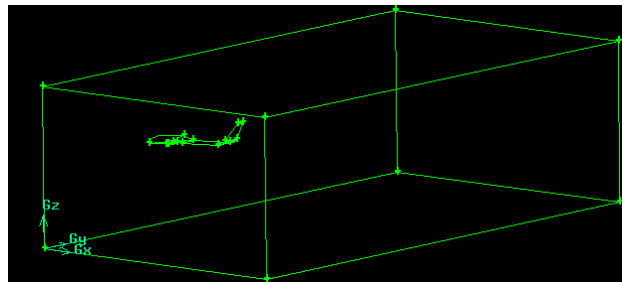
Şekil 6: Non-linear Sayısal Taşıyıcı Çizgi Modeli akış diyagramı.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD-Computational Fluid Dynamics)

HAD Yöntemleri günümüzde birçok akışkanlar mekaniği problemlerinin çözümünde giderek artan sıklıkta kullanılmaktadır. Bahsedilen yöntemlere oranla çözüm süresi çok daha uzun olmasına rağmen geçişe yakın sonuçlar sunmaktadır. HAD Yöntemi modelleme, sınır tabaka ağ oluşturulması, hacim elemanlarının oluşturulması ve analizin kurulması olarak 4 adımdan oluşmaktadır. Çalışmada 20 m/s ileri uçuş hızında TURAÇ'ın farklı hücum açılarındaki aerodinamik analizlerinde bir ticari HAD yazılımından faydalanılmıştır.

Modelleme

Yöntemde üzerinde çalışılan model öncelikle HAD çalışmasına uygun hale getirilmektedir. Bahsedilen çalışmada hava aracının simetri özelliğinden yararlanılıp TURAÇ'ın yarısı analizlerde kullanılmaktadır. Çalışmada TURAÇ gövde eksenine simetri eksenine olarak düşünülüp, yarım TURAÇ 10000x18000x5500 boyutlarındaki kontrol hacmine 3 uçak boyu hava girişi yüzeyinden, 6 uçak boyu hava çıkışı yüzeyinden uzağa yerleştirilmiştir.



Şekil 7: Yarım TURAÇ ve kontrol hacmi.

Model hazırlandıktan sonra TURAÇ'ın üzerine ağ örme işlemi uygulanmıştır. Hava akımının daha iyi incelenmesi gereken yerlerde hücre boyutları küçültülüp akımın bozuntuya uğramadığı yerlerde büyütülmüştür. Böyle bilgisayar kapasitesi ve çözüm süresinde tasarruf sağlanmaktadır.

Sınır tabaka ağı oluşturulması

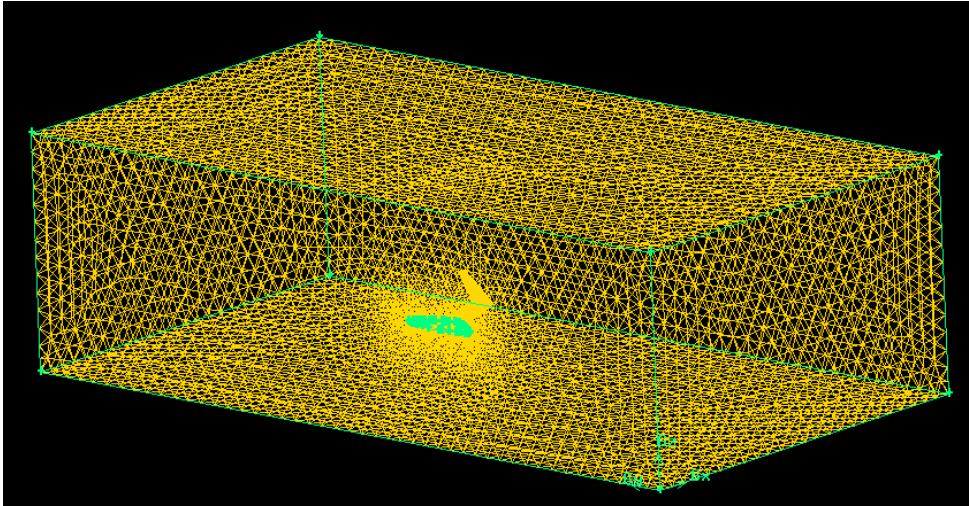
Yöntemde problemin gerçeğe en yakın modellenmesinin diğer bir kıstası ise sınır tabaka ağının oluşturulmasıdır. Sınır tabaka elemanlarının ilk yüksekliği Reynolds sayısına ve y^+ değerine bağlı olarak değişmektedir. y^+ değeri analiz kalitesinin bir göstergesi olup viskoz, geçiş ve türbülans bölgeleri için farklı değerlerde olmaktadır. Sınır tabaka ilk eleman yüksekliği;

$$y_{ilk} = \frac{y^+ v [2.5 \ln y^+ + 5.5]}{V_{\infty}} \quad (14)$$

olarak hesaplanmaktadır. (14)'de bulunan v değeri kinematik viskozite olup çalışmada sınır tabaka ilk eleman yüksekliği 1.93×10^{-5} olarak hesaplanmıştır. Sınır tabaka katmanları oluşturulurken "Last Ratio" özelliği kullanılarak 15 katman oluşturulmuştur. Son katman oranı %40 olarak belirlenmiştir.

Hacim elemanlarının oluşturulması

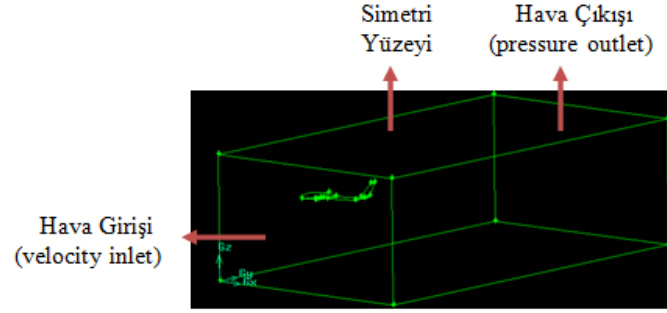
Hacim elemanlarının oluşturulması adımı modelleme işlemine benzemektedir. Sınır tabaka ağı oluşturulmuş modelde TURAÇ yüzeyinden kontrol hacminin yüzeylerine yaklaştıkça boyutları büyüyen hücrelerle ağ örme işlemi gerçekleştirilmiştir. Hacim elemanlı yarım TURAÇ ve kontrol hacmi Şekil 8'de gösterilmektedir.



Şekil 8: Hacim elemanlı yarım TURAÇ ve kontrol hacmi.

HAD analizinin kurulması

Çözüm ağı hazırlanan modelin öncelikle yüzeyleri tanımlanmaktadır. Uçağın simetri yüzeyinin dayandığı kontrol hacmi yüzeyi simetri yüzeyi olarak tanımlanmaktadır. Uçak yüzeyi, kontrol hacminin üst, alt ve simetri yüzeyinin karşısındaki yüzey duvar olarak tanımlanmaktadır. Kontrol hacmine hava girişinin olduğu yüzey velocity inlet, kontrol hacminden hava akımının çıktığı yüzey ise pressure outlet olarak tanımlanmaktadır (Şekil 9).

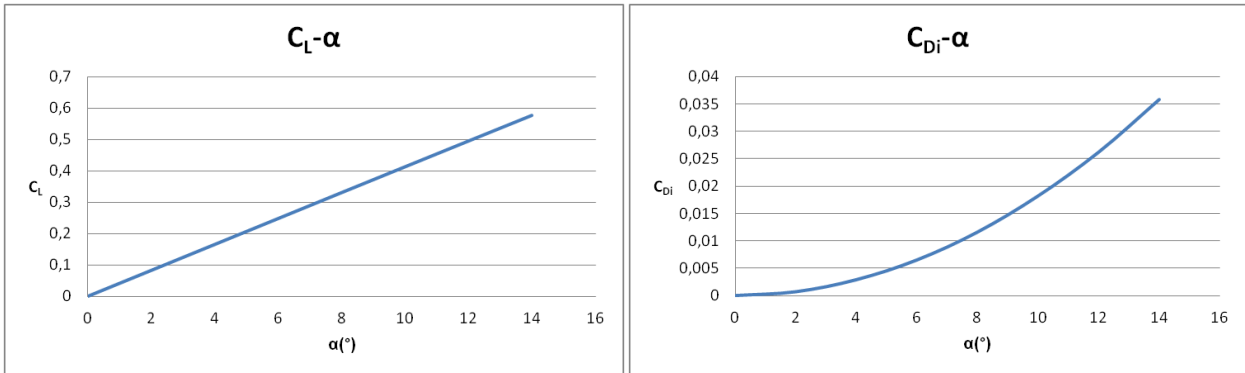


Şekil 9: Tanımlanmış kontrol hacmi yüzeyleri.

Başlangıç ve sınır koşulları problemin çözümüne başlanması için gereken bilgileri içermektedir. Bahsedilen koşullar programa tanımlandıktan sonra k-epsilon Realizable Enhanced Wall Treatment türbülans modeli kullanılarak hava aracının 0° , 3° , 5° ve 10° hücum açılarındaki aerodinamik analizleri gerçekleştirilmektedir. Bu hücum açılarındaki ve 20 m/s ileri uçuş hızında hava aracının taşıma (C_L), sürükleme (C_D) ve yunuslama momenti (C_M) katsayıları hesaplanmaktadır.

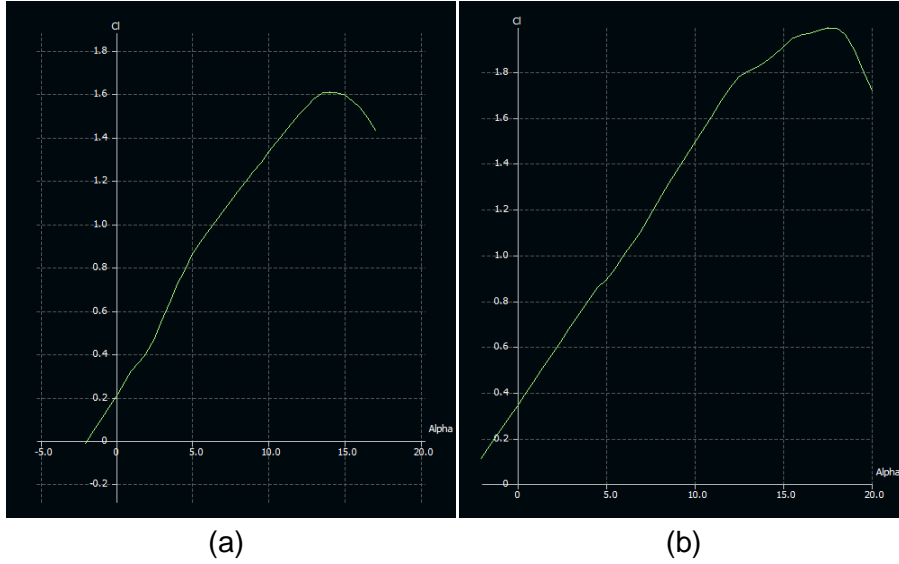
UYGULAMALAR

Çalışmada kullanılan yöntemler farklı hücum açıları için tekrarlanıp aerodinamik kuvvet hesap edilmiştir. VLM ve NLL yöntemlerinde akış modeli nedeniyle ileri uçuş hızı sonucu etkilemezken HAD yönteminde analizler 20 m/s ileri uçuş hızında gerçekleştirilmiştir. VLM kullanılarak gerçekleştirilen aerodinamik analiz sonucu elde edilen C_L taşıma katsayısı ve C_{Di} indüklenmiş sürükleme katsayısının hücum açısı ile değişimi Şekil 10'da yer almaktadır. Bu hesaplamalarda viskoz etkiler dikkate alınmadığı için taşıma katsayısı hücum açısıyla lineer bir artış göstermektedir.



Şekil 10: VLM Yöntemi ile elde edilen aerodinamik katsayılar.

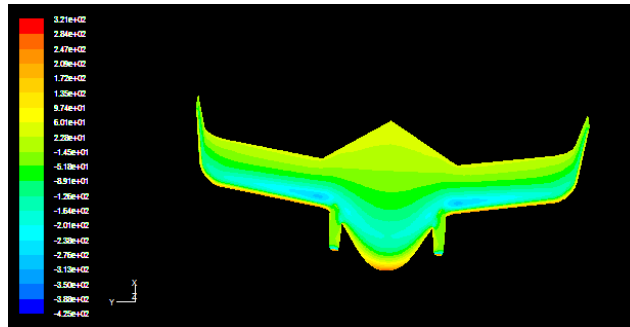
NLL Yöntemi'nde kullanılan kesit profili aerodinamik karakteristikleri bilgisine kanat ve gövde profillerinin XFLR5 programı kullanılarak gerçekleştirilen aerodinamik analizleri sonucunda ulaşılmaktadır (Şekil 11). TURAÇ'ın gövde ve kanadında sırasıyla, refleks profil olarak bilinen, NACA 54115 ve NACA 34112 profilleri kullanılmıştır. NACA 34112 profili 14° hücum açısında tutunma kaybına girerken (Şekil 11a), gövde profili ise 17° hücum açısında tutunma kaybına uğramaktadır (Şekil 11b). NLL ile analiz sonuçları çalışmanın devamında verilecektir.

Şekil 11: C_L - α değişimleri a) NACA 34112 b) NACA 54115.

Hava aracının 20 m/s ileri uçuş hızında, 0° , 3° , 5° ve 10° hücum açılarında bir ticari yazılım yardımıyla HAD Yöntemi kullanılarak elde edilen aerodinamik katsayıları Tablo 2'de gösterilmektedir. Hesaplamalarda hücum açısı arttıkça taşıma ve sürüklenme katsayılarının arttığı moment katsayısının da azaldığı görülmektedir. Ayrıca yapılan analizlerden bir görüntü Şekil 12'de yer almaktadır.

Tablo 2: HAD Yöntemi ile farklı hücum açılarında elde edilen aerodinamik katsayılar.

α	C_L	C_D	C_M
0°	0.12494	0.03209	-0.09499
3°	0.34927	0.03450	-0.20926
5°	0.50425	0.04111	-0.28851
10°	0.88681	0.07371	-0.4851

Şekil 12: TURAÇ yüzeyindeki toplam basınç $\alpha=0^\circ$, $V=20$ m/s.

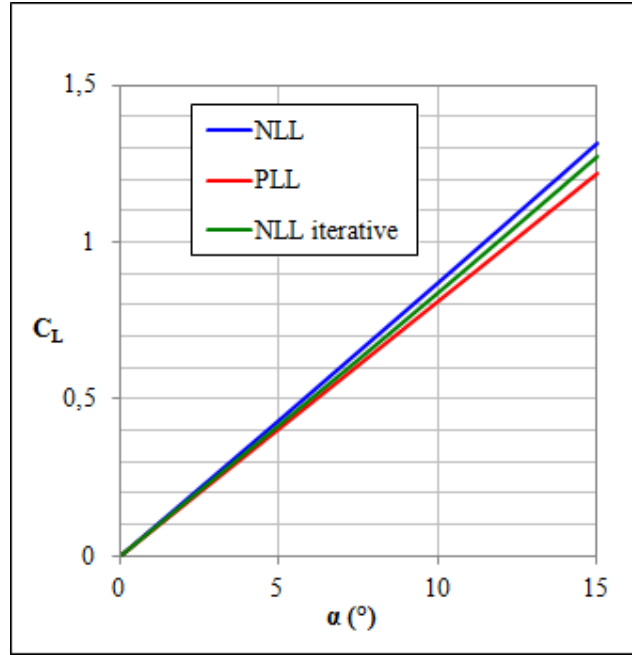
Uçak üzerindeki toplam basınç buruna doğru artarken gövde ortasında azalmaktadır. Burun ucunda toplam basınç maksimum değerine ulaşmaktadır.

Non-lineer iteratif NLL yönteminden beklenti GKY'nin ihmal ettiği viskozite etkisini kesit profilinin 2-boyutlu deneysel karakteristikleri yardımıyla hesaba katmaktır. Bunun için birkaç test çalışması yapılmıştır.

Durum 1

Açıklığı 10 m ve 1 m veter uzunluğuna sahip dikdörtgenel bir kanat seçilmiştir. Viskozite etkisini temsili olarak göstermek üzere kanat profili olarak taşıma eğrisi $a_{00}=5.7$ 1/rad olan simetrik bir

kanat profili göz önüne alınıp elde edilen sonuçlar PLL, iteratif olmayan NLL (tek sıra panelli VLM) ve NLL yöntemleriyle karşılaştırılmıştır. Çalışmada panel sayısı 20 olarak belirlenmiştir.



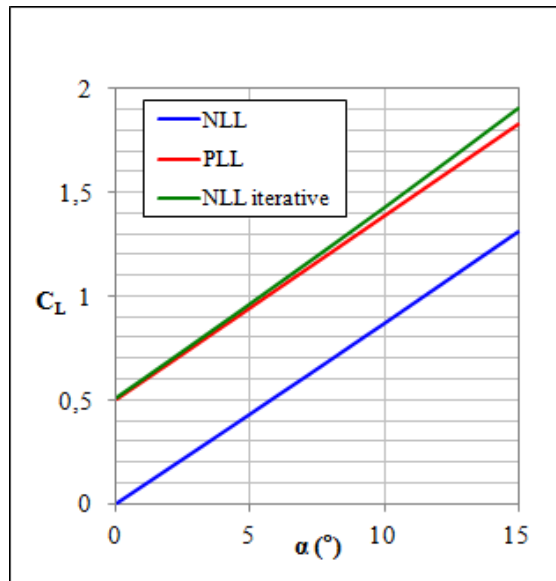
Şekil 13: Durum 1 $C_L - \alpha$ grafiği.

Durum 2

Durum 1'deki kanadın sıfır taşıma hücum açısı ve taşıma eğrisi eğimi sırasıyla;

$$\alpha_0 = -5.73^\circ, \quad \alpha_\infty = \frac{dC_L}{d\alpha} = 2\pi \quad (15)$$

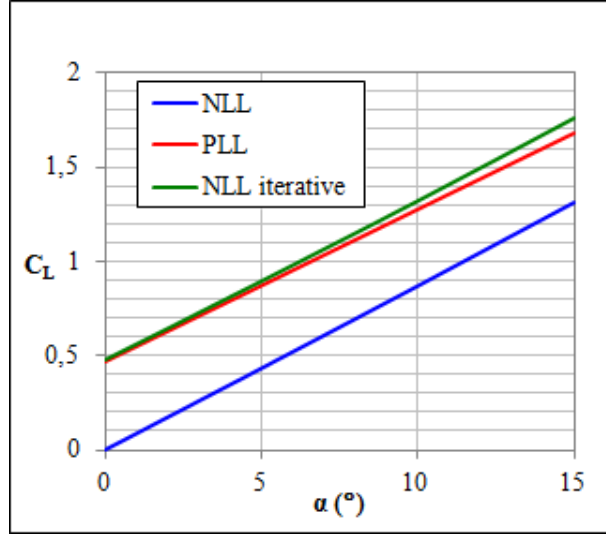
olarak kamburluklu bir Joukowsky profili seçilmiştir. Aynı yöntemlerle analiz gerçekleştirildiğinde iteratif olmayan NLL yöntemi kamburluk etkisini göz ardı ettiği için PLL'den çok farklı sonuçlar vermektedir. İteratif NLL'de yöntem kesit profil özelliklerini kullandığı için kamburluk iteratif olarak hesaplara katılmaktadır ve bu nedenle iteratif NLL sonuçları PLL'ye yakındır.



Şekil 14: Durum 2 $C_L - \alpha$ grafiği.

Durum 3

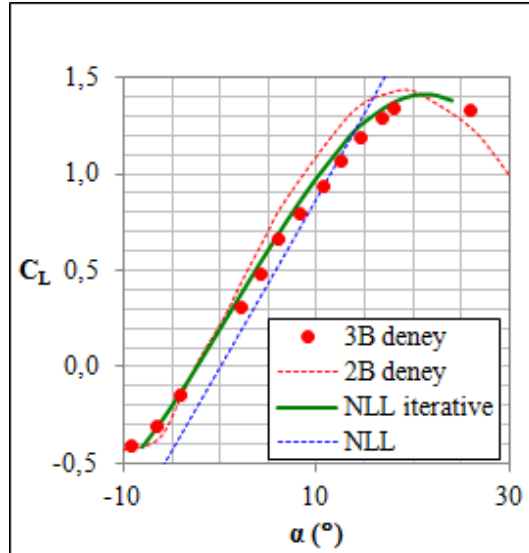
Durum 1'e benzer olarak test çalışması kamburluklu bir profil için de tekrarlanmıştır. Aynı Joukowski profilinin taşıma eğrisi eğiminin viskozite nedeniyle 5.7 1/rad değerine indiği düşünülerek hesaplamalar tekrar edilmiştir. İterasyonlu NLL değerlerinin PLL değerlerine yaklaştığı gözlemlenmiştir.



Şekil 15: Durum 3 $C_L - \alpha$ grafiği.

Durum 4

Bir çalışmada NACA 4415 kanat profili ile 3 boyutlu kanatlar ve kesit profilleri üzerinde 0.25×10^6 Reynolds sayısında deneyler gerçekleştirilmiştir [Ostowari ve Naik, 1985]. Açıklık oranı 9 olan kanatlar için elde edilen sonuçlar kesit profiline ait sonuçlarla birlikte gösterilmiştir. NLL yöntemi sonuçlarının deney sonuçlarından farklılık gösterdiği iteratif NLL sonuçlarının da deney sonuçlarına yakınlık gösterdiği görülmektedir.

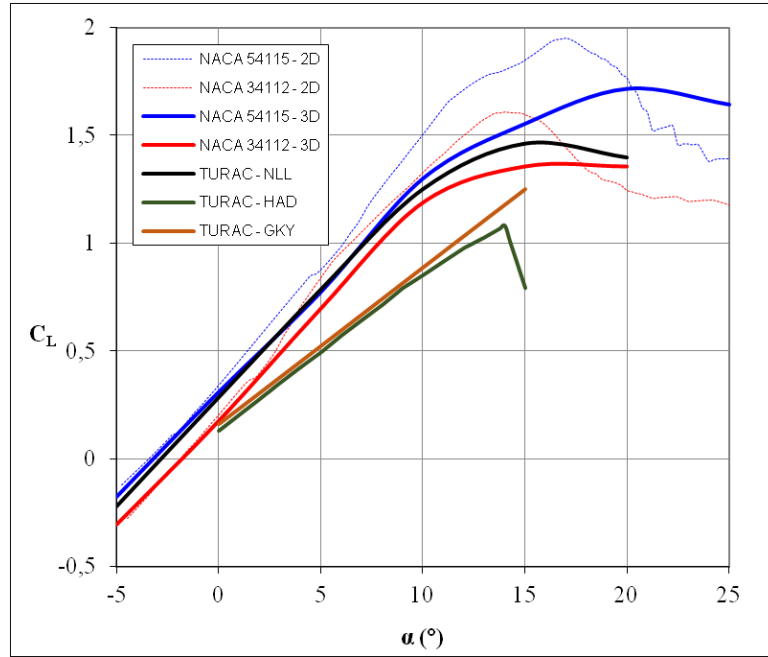


Şekil 16: Durum 4 $C_L - \alpha$ grafiği.

Durum 5

Bu çalışmada NACA 34112 ve NACA 54115 kanat profillerinin 2 ve 3 boyutlu NLL analizleri gerçekleştirilmiştir. 2D isimli eğriler bahsedilen kanat profilinin XFLR5 programı kullanılarak elde edilen aerodinamik karakteristik verilerini temsil etmektedir. 3D isimli veriler ise bahsedilen kanat profiline sahip TURAÇ geometrisi üzerinde uygulanan NLL yöntemi sonuçlarını göstermektedir.

TURAÇ NLL, HAD ve GKY isimli eğriler ise TURAÇ'ın gövdede NACA 54115 kanatta ise NACA 34112 profiline sahip geometrisinin farklı yöntemlerle aerodinamik analizinin sonuçlarıdır.



Şekil 17: Durum 5 $C_L - \alpha$ grafiği.

Çalışmada TURAÇ'ın NLL yöntemi kullanılarak elde edilen sonuçlarının VLM ve HAD yöntemlerine yakın olması beklenmektedir. Fakat aynı geometride farklı kanat profillerinin bulunduğu yapılarda NLL yöntemi istenilen sonucu verememiştir. Kanat profillerinin 2 boyutlu analizi ve TURAÇ geometrisine uygulandığı 3 boyutlu analizler birbirine yakın sonuçlar vermektedir.

SONUÇ

Çalışmada VLM, HAD ve NLL Yöntemleri ile TURAÇ aerodinamik katsayıları elde edilmiştir. NLL Yöntemi'nde kullanılan kanat ve gövde profilleri için aerodinamik karakteristik değerleri XFLR5 programı yardımıyla elde edilmiştir. VLM ve NLL yöntemlerinin kullanıldığı vBasic dilinde programlar geliştirilmiştir. Ayrıca farklı hücum açılarında HAD Yöntemi kullanarak TURAÇ'ın aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. Çalışmada VLM ve HAD yöntemleri sonucu elde edilen değerler beklenen sonuçları verirken farklı kanat profillerine sahip TURAÇ geometrisi için iteratif NLL yönteminden beklenildiği gibi bir sonuç elde edilememiştir.

Kaynaklar

- Abras J., Narducci R., *Analysis of CFD Modeling Techniques over the MV-22 Tiltrotor*, American Helicopter Society 66. Yıllık Forum'da Sunuldu, 11-13 Mayıs 2010.
- Aktaş, Y. O., Özdemir, U., Dereli, Y., Tarhan, A. F., Çetin, A., Vuruşkan, A., Yüksek, B., Cengiz, H., Başdemir, S., Uçar, M., Gençtav, M., Yükselen, A., Özkol, I., Kaya, M. O., İnalhan, G., *A Low Cost Prototyping, Analyzing and Flight Testing for the TURAC VTOL UAV*, ICUAS 2014, Orlando, Amerika, 27-30 Mayıs, 2014.
- Cárdenas, E. M., Boschetti, P. J., Amerio A., *Stability and Flying Qualities of an Unmanned Airplane Using the Vortex-Lattice Method*, Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 4, pp. 1461-1464, 2009.
- Kim, C., Chung J., *Aerodynamic Analysis of Tilt-Rotor Unmanned Aerial Vehicle with Computational Fluid Dynamics*, Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 20, No.4, pp. 561-568, 2006.
- Mariens, J., *Wing Shape Multidisciplinary Design Shape*, Yüksek Lisans Tezi, Delft University of Thecnology, 2012.

- Melin, T., *A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications*, Royal Institute of Technology (KTH) Department of Aeronautics, Yüksek Lisans Tezi, 2000.
- Ostowari, C., Naik, D., *Post Stall Studies of Untwisted Varying Aspect Ratio Blades with NACA 44XX Series Airfoil Sections-Part II*, Wind Engineering, Vol. 9, No. 3, Sf. 149-164, 1985.
- Özdemir, U., Aktaş Y. O., Demirbağ, K., Kalaycıoğlu, G. D., Özkol, İ., İnalhan, G., *Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System*, ICUAS 2013, Atlanta, Amerika, 28-31 Mayıs, 2013.
- Phillips, W. F., Snyder, D. O., *Modern Adaptation of Prandtl's Classic Lifting-Line Theory*, Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 4, pp. 662-670, 2000.
- Rizzi A., Eliasson P., Grabowski T.G., Vos J.B., Zhang M., Richardson T.S., *Design of a canard configured Trans Cruiser using CEASIOM*, Progress in Aerospace Sciences, 47(8), pp 695-705, 2011.
- Rubio, S.R., *Aerodynamic analysis of a sustainable-energy sailplane using CEASIOM*, Yüksek Lisans Tezi, Royal Institute of Technology, Sweden, 2013.
- Sweeten, B., *CFD Analysis of UAVs Using Vorstab, Fluent, and Advanced Aircraft Analysis Software*, Yüksek Lisans Tezi, University of Kansas, 27 Nisan 2010.
- TURAÇ Dikey İniş-Kalkış Yapabilen İHA Projesi (SANTEZ), Proje No: 1585.STZ.2012-2, T. C. Bilim, Sanayi ve Teknoloji Bakanlığı tarafından desteklenmektedir.
- Vargas, L. A. T., Oliveira, P. H. I. A., *A Fast Aerodynamic Procedure for a Complete Aircraft Design Using the Know Airfoil Characteristics*, 2006-01-2818, 2006.
- Vuruskan, A., *TURAÇ İnsansız Hava Aracının Aerodinamik Tasarım, Modelleme ve Analizi*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Türkiye, 2014.
- Vuruskan, A., Özdemir, U., Yükselen, M. A., İnalhan, G., *Dikey İniş Kalkış Yapabilen İnsansız Hava Aracı'nın (TURAÇ) Girdap Kafes Yöntemi ile Aerodinamik Analizinin Yapılması*, II. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Teknolojisi (UHAT 2013), İzmir, 29-30 Kasım 2013.
- <Url-1> www.xflr5.com, 03.03.2014 tarihinde güncellenmiştir.