

**KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

HAVACILIK BİLİMİ VE TEKNOLOJİLERİ ANABİLİM DALI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**HOVERWING ARAÇLARDA KALDIRMA SİSTEMİ GÖVDE
TASARIMI**

ÖMER ÇAĞDAŞ ÇINKIR

KOCAELİ 2022

KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HAVACILIK BİLİMİ VE TEKNOLOJİLERİ
ANABİLİM DALI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

HOVERWING ARAÇLARDA KALDIRMA SİSTEMİ GÖVDE
TASARIMI

ÖMER ÇAĞDAŞ ÇINKIR

Doç. Dr. Satılmış ÜRGÜN

Danışman, Kocaeli Üniversitesi

.....

Dr. Öğr. Üyesi Sedat SÜSLER

Jüri Üyesi, Kocaeli Üniversitesi

.....

Dr. Öğretim Üyesi Serhat AYDOĞAN

Jüri Üyesi, Kapadokya Üniversitesi

.....

Tezin Savunulduğu Tarih: 14.01.2022

ETİK BEYAN VE ARAŞTIRMA FONU DESTEĞİ

Kocaeli Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez/proje çalışmada,

- Bu tezin/projenin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu,
- Çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı,
- Bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi,
- Bu çalışmanın Kocaeli Üniversitesi'nin abone olduğu intihal yazılım programı kullanılarak Fen Bilimleri Enstitüsü'nün belirlemiş olduğu ölçütlere uygun olduğunu, - Kullanılan verilerde herhangi bir tahrifat yapmadığımı,
- Tezin/Projenin herhangi bir bölümünü bu üniversite veya başka bir üniversitede başka bir tez/proje çalışması olarak sunmadığımı,

beyan ederim.

☒ Bu tez/proje çalışmasının herhangi bir aşaması hiçbir kurum/kuruluş tarafından maddi/alt yapı desteği ile desteklenmemiştir.

☐ Bu tez/proje çalışması kapsamında üretilen veri ve bilgiler tarafından no'lu proje kapsamında maddi/alt yapı desteği alınarak gerçekleştirilmiştir.

Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Ömer Çağdaş ÇINKIR

YAYIMLAMA VE FİKRİ MÜLKİYET HAKLARI

Fen Bilimleri Enstitüsü tarafından onaylanan lisansüstü tezimin/projemin tamamını veya herhangi bir kısmını, basılı ve elektronik formatta arşivleme ve aşağıda belirtilen koşullarla kullanıma açma izninin Kocaeli Üniversitesi'ne verdiğimi beyan ederim. Bu izinle Üniversiteye verilen kullanım hakları dışındaki tüm fikri mülkiyet haklarım bende kalacak, tezimin/projemin tamamının ya da bir bölümünün gelecekteki çalışmalarda (makale, kitap, lisans ve patent vb.) kullanımı bana ait olacaktır. Tezin/projenin kendi özgün çalışmam olduğunu, başkalarının haklarını ihlal etmediğimi ve tezimin/projenin tek yetkili sahibi olduğumu beyan ve taahhüt ederim. Tezimde yer alan telif hakkı bulunan ve sahiplerinden yazılı izin alınarak kullanılması zorunlu metinlerin yazılı izin alarak kullandığımı ve istenildiğinde suretlerini Üniversiteye teslim etmeyi taahhüt ederim.

Yükseköğretim kurulu tarafından yayınlanan “Lisansüstü Tezlerin Elektronik Ortamda Toplanması, Düzenlenmesi ve Erişime Açılmasına İlişkin Yönerge” kapsamında tezim aşağıda belirtilen koşullar haricinde YÖK Ulusal Tez Merkezi/ Kocaeli Üniversitesi Kütüphaneleri Açık Erişim Sisteminde erişime açılır.

☐ Enstitü yönetim kurulu kararı ile tezimin/projemin erişime açılması mezuniyet tarihinden itibaren 2 yıl ertelenmiştir.

☐ Enstitü yönetim kurulu gerekçeli kararı ile tezimin/projemin erişime açılması mezuniyet tarihinden itibaren 6 ay ertelenmiştir.

☒ Tezim/projem ile ilgili gizlilik kararı verilmemiştir.

Ömer Çağdaş ÇINKIR

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Yer etkili araçlar üzerinde yıllardır süregelen çalışmalar yapılmıştır. Bu konu ile ilgili çalışmalar bu araçların stratejik öneminden dolayı soğuk savaş döneminde hız kazanmıştır. Güncel olarak da iklim krizi gündemi ile beraber bu araçların yakıt verimliliği tekrar popülerlik kazanmalarına neden olmuştur. Bu çalışmaların gelecekteki taşıt konseptlerine etki edeceği düşünülmektedir.

Bu konu üzerinde bana çalışma fırsatı veren ve desteğini esirgemeyen Doç. Dr. Satılmış Ürgün'e, süreçteki desteklerinden dolayı çalışma arkadaşım Tugay Öztürk'e, aileme ve eşim Damla Erman Çinkır'a teşekkür ederim.

Şubat-2022

Ömer Çağdaş ÇINKIR



HOVERWING ARAÇLARDA KALDIRMA SİSTEMİ GÖVDE TASARIMI

ÖZET

Hava yastıklı taşıtlar hem kara hem de su operasyonlarında kullanılmaya müsait amfibi taşıtlardır. Bu taşıtlar çoğu hava aracı gibi havalanabilmek için kanatlara ihtiyaç duyarken, aynı zamanda gövdesinin alt kısmından basınçlı havayı koşullandırarak yukarı yönde kuvvet oluşturur. Yönlendirilmiş hava ve aracın ağırlığı sebebiyle gövde altında basınçlı bir hava bölgesi oluşur (Air cushion). Böylece hoverwing kum, çakıl, çamur ve su üstünde uçak gibi uçarken aynı zamanda da bot gibi suda yüzdürülebilir. Bu çalışmada bir hoverwing taşıtın gövdesine eklenecek olan kaldırma sistem tasarımı ele alınmıştır. Bu süreç esnasında gövde Solidworks'de çizilmiş, Ansys Fluent'te akış analizleri yapılmıştır. Bu analizler doğrultusunda optimum inlet açısının “realizable k-e” türbülans modellemesi kullanılarak 22° olduğu saptanmış ve bu açı değerine göre çıkış deliği çaplarında iyileştirme yapılmıştır. Böylece gövde çıkışlarından etek girişlerine laminar ve yeterli basınçta hava dağıtımı yapılırken bu havayı sağlayacak inlet, aracın genel tasarımına uygun bir şekilde tasarlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Fluent, H.A.D., Hava Yastıklama, Hoverwing, Realizable k-e.

BODY DESIGN OF LIFTING SYSTEM ON HOVERWING VEHICLES

ABSTRACT

Air cushion vehicles are amphibious vehicles suitable for use in both land and water operations. While these vehicles, like most aircraft, need wings to take off, they also create an upward force by conditioning the compressed air from the lower part of the body. Due to the directed air and the weight of the vehicle, a compressed air zone is created under the body (air cushion). Thus, the hoverwing can fly like an airplane on sand, gravel, mud, and water while at the same time floating in the water like a boat. In this study, the design of the lifting system to be added to the body of a hoverwing vehicle decided to be produced is discussed. During this process, gövde was drawn in Solidworks and flow analysis was made in Ansys Fluent. In line with these analyses, the optimum inlet angle was determined to be 22° using the “realizable k-e” turbulence modeling, and the outlet hole diameters were improved according to this angle value.. Thus, while air is distributed from the body exits to the skirt inlets with laminar and sufficient pressure, the inlet that will provide this air has been designed in accordance with the general design of the vehicle.

Keywords: Air Cushion, CFD, Fluent, Hoverwing, Realizable k-e.

İÇİNDEKİLER

ETİK BEYAN VE ARAŞTIRMA FONU DESTEĞİ.....	ii
YAYIMLAMA VE FİKRİ MÜLKİYET HAKLARI	iii
ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR.....	iv
ÖZET	v
ABSTRACT	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
ŞEKİLLER DİZİNİ	viii
TABLolar DİZİNİ.....	x
1.GİRİŞ.....	1
2. HOVERWING ARAÇLARIN SINIFLANDIRILMASI VE TARİHÇESİ.....	4
2.1. Aerodinamik Yer Etkisi ve Akış Rejimleri.....	6
2.1.1. Yere veya Suya Yakın Kanatlar.....	6
2.1.2. Zayıf Yer Etkisi	6
2.1.3.Orta Şiddetli Yer Etkisi	8
2.2. Küçük Boşluk Rejimi.....	9
2.2.1. Güçlü Yer Etkisi	10
2.2.2. Aşırı Yer Etkisi	10
2.2.3. Hydroskimming	10
2.2.4. Yer Etkili Kanatlar.....	12
2.2.5. Ram Basıncılı Kanat Kullanan Taşıtlar	13
2.2.6. Planya, Hydroskimmers.....	15
2.2.7. Gücü Artırılmış Ram Basıncılı Kanat Kullanan Taşıtlar.....	16
2.2.8. Gücü Artırılmış Ram Basıncılı Kanat Kullanan Yer Etkili Taşıtlar	17
2.2.9. Planya / Ram / Yer Etkili Taşıtlar (Kanatlı Bot, Kanatlı Gövde)	21
2.2.10. Hoverwinger	23
3. HOVERWING ARAÇLARDA KALDIRMA SİSTEMİ.....	25
3.1. Yeni Bir Hoverwing Kaldırma Sisteminin Tasarımı	25
3.1.1. Konsept 1:.....	25
3.1.2. Konsept 2:.....	26
3.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğinin Gövde Yapısına Uygulanması	30
3.2.1. Ön İşlem Süreci	31
3.2.2. Tasarlanan Hoverwing Kaldırma Sistemi Gövdesinin Realizable k-e Yöntemi ile Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi.....	32
3.2.2.1. Geometrik Modelleme	32
3.2.2.2. Çözüm Ağı Oluşturma	33
3.2.2.3. Sınır Koşullarının Belirlenmesi	34
3.2.2.4. Taşınım Denklemleri	34
3.2.2.5. İşlem Süreci	36
3.2.2.6. Gövde Yapısının Analizi ve Sonuçların Gözlemlenmesi	37
4. SONUÇ VE ÖNERİLER	62
KAYNAKLAR.....	63
EKLER	69
KİŞİSEL YAYINLAR VE ESERLER.....	74
ÖZGEÇMİŞ.....	75

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2. 1.	Yer etkisinde kanat profili	4
Şekil 2. 2.	Doğada yer etkisi	5
Şekil 2. 3.	Yer etkisi görsel betimlemesi	7
Şekil 2. 4.	Kanat üstünde kanat ucu girdabının gösterimi	7
Şekil 2. 5.	Yer etkisinde kanat profili: Hayali yöntem	8
Şekil 2. 6.	Çeşitli kanat açıklık oranına sahip yer etkili taşıtların yüksekliğe göre kaldırma-sürüklenme oranı	9
Şekil 2. 7.	Kanat profili üzerindeki kuvvetler	11
Şekil 2. 8.	Lippisch X-113	13
Şekil 2. 9.	Temsili ram etkili kanat kullanan taşıt	14
Şekil 2. 10.	Gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan yer etkili taşıt	16
Şekil 2. 11.	Operasyon sırasında gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan ram etkili taşıt	17
Şekil 2. 12.	Hazar denizi canavarı	18
Şekil 2. 13.	Orlyonok	19
Şekil 2. 14.	Lun	19
Şekil 2. 15.	Ty-1	20
Şekil 2. 16.	Volga-2	21
Şekil 2. 17.	Ivolga	21
Şekil 2. 18.	X-114	23
Şekil 2. 19.	Hoverwing 2 VT	24
Şekil 2. 20.	Tekneden uçağa yer etkili taşıtlar	24
Şekil 3. 1.	Konsept 1 çizimi	26
Şekil 3. 2.	Konsept 2 çizimi	27
Şekil 3. 3.	Önden gövde geometrisi	29
Şekil 3. 4.	Arkadan gövde geometrisi	29
Şekil 3. 5.	Çözüm ağı	34
Şekil 3. 6.	0° Dinamik basınç 1	37
Şekil 3. 7.	0° dinamik basınç 2	37
Şekil 3. 8.	0° türbülans yoğunluğu 1	38
Şekil 3. 9.	0° türbülans yoğunluğu 2	38
Şekil 3. 10.	5° dinamik basınç 1	39
Şekil 3. 11.	5° dinamik basınç 2	39
Şekil 3. 12.	5° türbülans yoğunluğu 1	40
Şekil 3. 13.	5° türbülans yoğunluğu 2	40
Şekil 3. 14.	10° dinamik basınç 1	41
Şekil 3. 15.	10° dinamik basınç 2	41
Şekil 3. 16.	10° türbülans yoğunluğu 1	42
Şekil 3. 17.	10° türbülans yoğunluğu 2	42
Şekil 3. 18.	15° dinamik basınç 1	43
Şekil 3. 19.	15° dinamik basınç 2	43
Şekil 3. 20.	15° türbülans yoğunluğu 1	44
Şekil 3. 21.	15° türbülans yoğunluğu 2	44
Şekil 3. 22.	20° dinamik basınç 1	45
Şekil 3. 23.	20° dinamik basınç 2	45
Şekil 3. 24.	20° türbülans yoğunluğu 2	46

Şekil 3. 25.	20° türbülans yoğunluğu 2	46
Şekil 3. 26.	21° dinamik basınç 1	47
Şekil 3. 27.	21° dinamik basınç 2	47
Şekil 3. 28.	21° türbülans yoğunluğu 1	48
Şekil 3. 29.	21° türbülans yoğunluğu 2	48
Şekil 3. 30.	22° dinamik basınç 1	49
Şekil 3. 31.	22° dinamik basınç 2	49
Şekil 3. 32.	22° türbülans yoğunluğu 1	50
Şekil 3. 33.	22° türbülans yoğunluğu 2	50
Şekil 3. 34.	23° dinamik basınç 1	51
Şekil 3. 35.	23° dinamik basınç 2	51
Şekil 3. 36.	23° türbülans yoğunluğu 1	52
Şekil 3. 37.	23° türbülans yoğunluğu 2	52
Şekil 3. 38.	24° dinamik basınç 1	53
Şekil 3. 39.	24° dinamik basınç 2	53
Şekil 3. 40.	24° türbülans yoğunluğu 1	54
Şekil 3. 41.	24° türbülans yoğunluğu 2	54
Şekil 3. 42.	25° dinamik basınç 1	55
Şekil 3. 43.	25° dinamik basınç 2	55
Şekil 3. 44.	25° türbülans yoğunluğu 1	56
Şekil 3. 45.	25° türbülans yoğunluğu 2	56
Şekil 3. 46.	Revize gövde geometrisi 1	57
Şekil 3. 47.	Revize gövde geometrisi 2	58
Şekil 3. 48.	Revize gövde çözüm ağı yapısı	59
Şekil 3. 49.	Revize gövde 22° dinamik basınç 1	59
Şekil 3. 50.	Revize gövde 22° dinamik basınç 2	60
Şekil 3. 51.	Revize gövde 22° türbülans yoğunluğu 1	60
Şekil 3. 52.	Revize gövde 22° türbülans yoğunluğu 2	61

TABLÖLAR DİZİNİ

Tablo 3. 1. Konsept seçim matrisi	28
Tablo 3. 2. HAD Analizi akış şeması	30
Tablo 3. 3. HAD Akış Fizikleri Blok Diyagramı	31
Tablo 3. 4. HAD Analizinde Kullanılan Koşulların Detayları	33
Tablo 3. 5. Analiz seçim tablosu	36
Tablo 3. 6. Revize gövde HAD analizinde kullanılan koşulların detayları	58



1.GİRİŞ

Hoverwing taşıtlar hava yastıklaması prensibinden faydalanan yer etkili taşıtlardır. Bu sayede karada, suda ve çamurlu yüzeylerde operasyon yürütebilirler. Hoverwing araçlar, itki ve kaldırma olmak üzere iki temel kuvvet sayesinde hareket ederler. Kaldırma kuvveti sadece kanatlar tarafından üretilmez, buna yardımcı olarak kaldırma sistemi kullanılır (Tiwari, 2015). Kaldırma sistemi sayesinde gövde ve yüzey arasında atmosferik basınçtan daha yüksek basınca sahip bir alan oluşturulur. Yastıklama diye tabir edilen bu basınçlandırılmış bölgedeki hava, gövde ile su yüzeyi arasında sürtünmeyi azaltarak suyun taşıta uygulamış olduğu hidrodinamik kuvveti minimize eder. Ayrıca basınçlı hava gövdeyi saran bir etek yapısının içinde olduğu için taşıt küçük engeller üzerinden hasar almadan operasyon yürütülmesine olanak sağlar(Durgawale ve diğ., 2017). Yer etkisi olgusu ilk olarak 1920’li yıllarda araştırılmaya başlanmıştır. İlk yer etkili taşıt olarak adlandırılan “wing-ram” Finli mühendis T. Kaario tarafından 1935 yılında üretilmiştir. Fakat stabilite sorunu aşılammıştır. Prototip aşamasını geçip, hizmet veren ilk yer etkili taşıt, diğer adıyla Ekoroplan Rus mühendis R. Alexeyev tarafından tasarlanmıştır. 510 ton ağırlığındaki KM (Hazar Denizi Canavarı) 1960’lı yıllarda üretilmiştir. Aynı yıllarda Alman ve Amerikan mühendisler yer etkili taşıt çalışmaları geliştirmişlerdir. 1980’lerden günümüze çok sayıda eğlence ve bireysel amaçlı yer etkili taşıt tasarlanırsa da ticari olarak henüz yaygınlaşmamışlardır (Broughton ve diğ. 2016). Gövde yapısı havayı yönlendirmede yardımcı bir yapısalıdır. Gövde yapısının birçok işlevi mevcuttur, sadece gövde teknesi olarak işlev görmez. Genellikle kutu şeklindedir ve taşıtın ortasına yerleştirildiğinden taşıtın yüzme kabiliyetini artırır. Aynı zamanda rijit yapıları sayesinde diğer parça ve cihazların montajına olanak sağlarlarken, yük ve yolcu dağılımında ana yapısalara destek olur. Yaygın olarak kullanılan gövde yapıları kutu şeklindedir. Kaynaklı veya perçinli üretimi sayesinde sızdırmazlığı sağlanabilir(Broughton ve diğ. 2016, Abele ve diğ., 1977). Küçük ölçekli Hoverwing taşıtlarda etek yapısı gövdeden çıkan dairesel delikler sayesinde beslenir. Yapısal yük ve aracın rijitliği göz önüne alındığında küçük ölçekli hoverwing taşıtlarda kompozit gövde yapısı uygulanabilir. Bu sayede elde edilen tasarım esnekliğiyle gövde yapısı hava yönlendirmede daha efektif bir şekilde kullanılabilir. Bu çalışmada bu konuya değinilmiştir(Xia ve diğ., 2002).

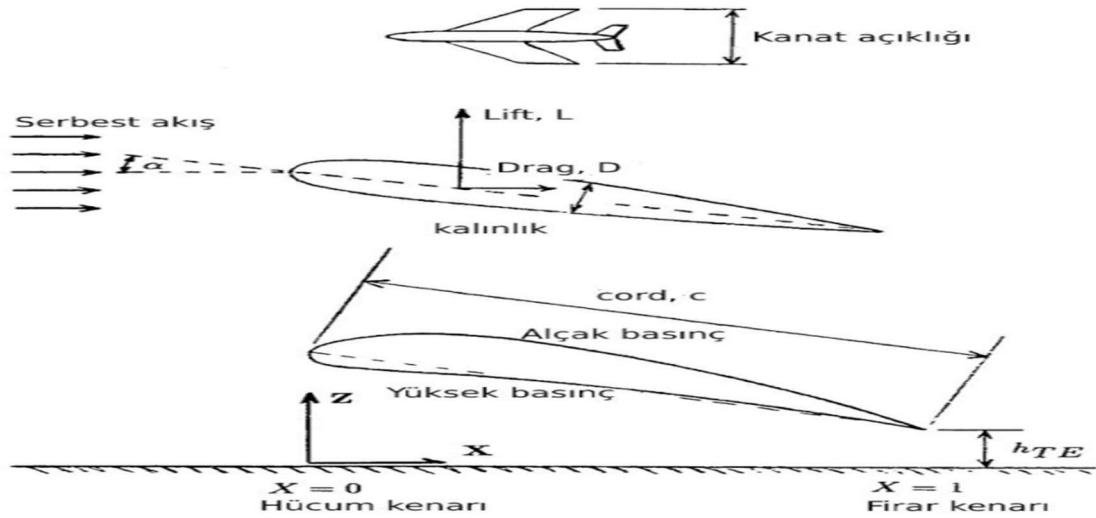
Rüzgâr tünelleri, hava akışının bir katı etrafındaki hareketini incelemek ve ölçmek için rüzgarın fanlar tarafından veya basınçlı hava ile üretildiği tesislerdir (dairese, eliptik veya dikdörtgen tüneller vb.). Test bölümü, katının çalışıldığı çevrimin parçasıdır. On dokuzuncu yüzyılın sonlarında icat edilen bu aerodinamik laboratuvarlar, yirminci yüzyılın başlarında faaliyete geçmiştir. Yöntem, 1687'de Isaac Newton tarafından dile getirilen görelilik ilkesine dayanmaktadır. Günümüzde deneysel uygulama düzeneklerinin pahalı ve zaman alıcı olmasından dolayı maliyeti azaltıp zamandan kazanmak için hızlı ve doğru çözümleme sağlayan bilgisayar programları geliştirilmiştir. Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) yöntemleri, akışı yöneten denklemleri nümerik analizlere ve sayısal algoritmalara dönüştürerek güçlü bilgisayarlar aracılığıyla çözümlenmesini sağlayan modern yöntemlerdir. HAD tekniklerinin endüstriyel ve endüstriyel olmayan alanlarda kullanımı oldukça yaygındır. Bunların en önemli örnekleri havacılık, savunma ve otomotiv endüstrisidir. Aynı zamanda belirlenen koşullar ve senaryo çerçevesinde herhangi bir anda herhangi bir noktadaki akışkanın gözlemleme ve inceleme imkânı sunmaktadır (Bhaskaran , 2002). Literatürde hava yastıklamalı araçlarla alakalı çalışmalar olsa da Hoverwing gibi hem hava yastıklamalı hem de kanatlı tasarım, uçuş stabilitesi ve ticari kaygılardan dolayı fazla yaygınlaşmamıştır. Yine de hava yastıklaması ve yer etkisi için hovercraft'larda yapılan çalışmalar ve deneyimler bu çalışmaya ışık tutmuştur. Gövdenin kutucuk şeklindeki yapısı, istenilen stabil ve eşit basınçlı hava çıkışları bize analiz benzerliklerini kullanma imkânı sağlamıştır. Ancak literatüre baktığıldığında Yun ve Bliault'un ders kitabı temel bir referanstır(Xia, 2002). HAD analizleri temelde, içeri akış ve dışarı akış olarak ikiye ayrılır. İçeri veya dışarı akış olma durumuna göre yapılacak olan HAD analizinin katı duvar kısımları belirlenir ve ona göre analize uygun sınır şartları oluşturulur. Böylelikle doğru akış denklemleri kullanılabilir (Şahin ve diğ., 2020; Kaya ve Özcan, 2013). Bal'ın yapmış olduğu çalışmada k-ε, HAD analizleri ve Akdemir, Edis, Öztürk ve Ülger'in yaptıkları çalışmalar gövde yapısının iç hacmindeki içeri akışın üç boyutlu modellenmesine örnek teşkil etmiştir. "Soğuk Hava Depolarında Ortam Koşullarının Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (CFD) ile Modellenmesi" isimli çalışmada gövde yapısının modellenmesi ve analizi yapılmıştır (Xia ve Sun, 2002). Hovercraft tasarımında genel geliştirme sürecini takip edildiği ve analizlerini yapıldığı çalışmalar bulunmaktadır (Jaiswal, 2014), (Xia ve Sun, 2002). Bu çalışmada gövde yapısının kendinden beklenen basınçlı havayı düz uçuş

sırasında aracın dengesini bozmayacak şekilde homojen olarak gövde içerisinde dağıtılması ve aynı zamanda hava yastıklama etkisini yaratması için analizler yapılmıştır. Giriş açısı 0° 'den başlanıp 30° 'ye kadar değiştirilerek optimum giriş açısı elde edilmeye çalışılmıştır. Aynı zamanda giriş açısı değiştirilerek yapılan bu analizlerde havanın gövde yapısı içerisinde ve çıkış deliklerinde en homojen ve türbülanssız olarak yayılımı elde edilmeye çalışılmıştır. Çalışma için en uygun analiz metodunun seçimi Şekil 2'deki HAD akış fizikleri blok diyagramı takip edilerek oldukça geniş kullanıma sahip ticari yazılım olan ANSYS FLUENT kullanılmıştır. Yazılımın bize sunduğu denklem paketlerinden elimizdeki geometri için gerçeğe en yakın sonuçları veren “realizable k-e” türbülans modellemesi tercih edilmiştir. Yapılan bu analizler sonucunda havanın optimum geliş açısının 22° olduğu tespit edilmiştir. Buna müteakip gövde içinde havanın duvarcıklar yardımıyla yönlendirilmesinin ve çıkış delik çaplarının analize göre değiştirilmesinin faydalı olduğu saptanmıştır.

2. HOVERWING ARAÇLARIN SINIFLANDIRILMASI VE TARİHÇESİ

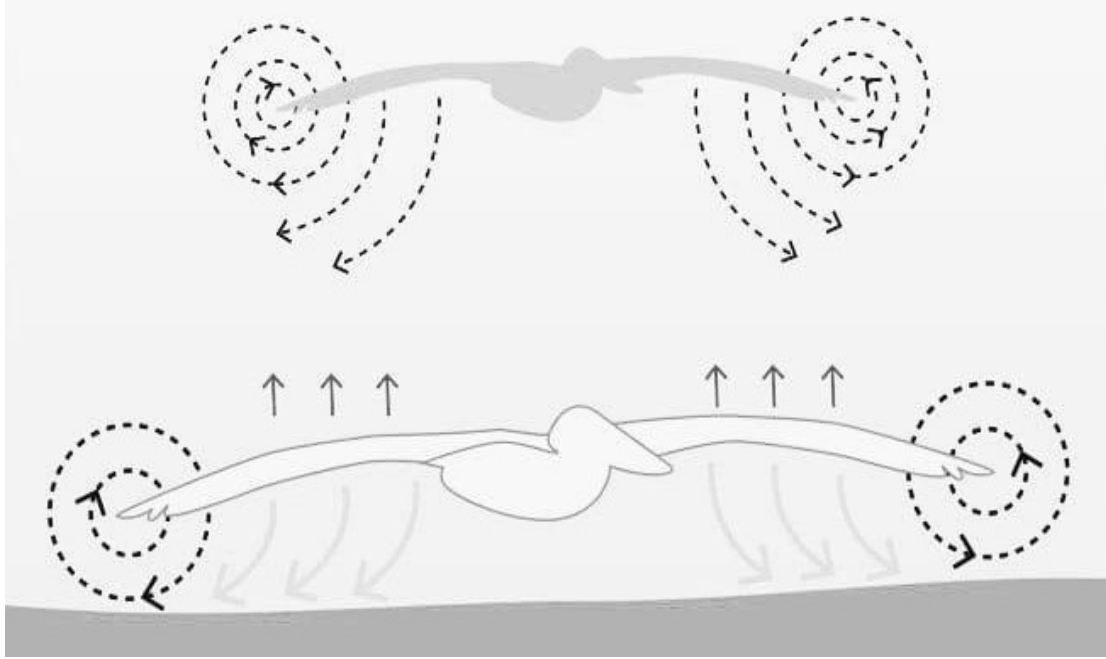
Hoverwing araçlar yer etkisini kullanarak su yüksekliğinin az bir mesafe üstünde uçarak seyreden amfibi araçlardır. Hoverwing araçlar havacılık ve denizcilik disiplinlerinin kesiştiği noktalarda tasarlanan gemiden hızlı ve uçaktan verimli taşıtlardır(Holloran ve O'meara, 1999). Bu verimliliğini yer etkisi olgusuna borçludurlar. Hoverwing araçları anlamadan önce arkasında yatan tarihselliğe hangi deneyimlerden sonra böyle bir taşıtın geliştirilmiş olduğunu anlamakta fayda var. Bunun için yer etkisi olgusu, yüzey etkili gemileri, yer etkili kanatları, ram basınçlı kanat kullanan taşıtları, hava yağlamalı taşıtı, gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan taşıtları, gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan yer etkili taşıtları, kanatlı gövdeleri ve bu taşıtların hangi kavramlardan istifade etmiş olduklarını incelemek gerekir(Hiemcke,1994).

Yer etkisi olgusu, temel olarak havanın taşıtla yer (deniz) arasında sıkıştırılmasıyla elde edilen direkt olmayan bir etkidir. Yer etkisi sayesinde taşıt üzerindeki faydalı yükleri 3-4 katına kadar çıkarabilmek mümkündür. Bu sayede taşıt hem daha verimli ve hızlı, hem de daha uzun bir menzile sahip olabilir. Bir kanadın yer etkisinden faydalandığını söyleyebilmemiz için kanat etrafındaki havanın akış halindeyken zeminin varlığından etkilenmesi gerekir. Bunun için gerekli olan yükseklik ise kanat açıklığının yarısı kadardır. Bu çalışma sistemi şekil 2.1.'de gösterilmiştir.Kanat bu yükseklikten sadece birkaç santimetre bile aşağı inerse kanat etrafındaki akışın doğası oldukça çarpıcı bir şekilde değişecektir.



Şekil 2. 1. Yer etkisinde kanat profili

İnsan buluşlarının, doğada da bir şekilde meydana geliyor olması oldukça yaygın gözlenen bir durumdur. Yer etkisi olgusu da bu durumdan azade değildir. Büyük bir deniz kuşu suyun üzerinden yavaşça havaya kalkarken kanatlarının firar kenarı su yüzeyinin biraz üstündedir ve aynı zamanda ek itki kuvveti için ayaklarının üzerinde koşmaktadır. Bu sayede koşarak elde ettiği hız sayesinde kanatlarının altına doldurduğu havayı kanat altında biriktirerek şekil 2.2.'de görüldüğü gibi ek bir basınç kuvveti oluşturmuş olur. Bu basınç kuvveti kanatların oluşturduğu alt ve üst yüzey basınç farkına ek olarak daha fazla basınç kuvveti yaratır ve böylece bu kuşlar kalkış ve inişlerde daha az enerji sarf etmiş olur. Bu kuşlara örnek olarak albatros ve kuğu verilebilir (Corbett, 1946; Dugdale, 1945).



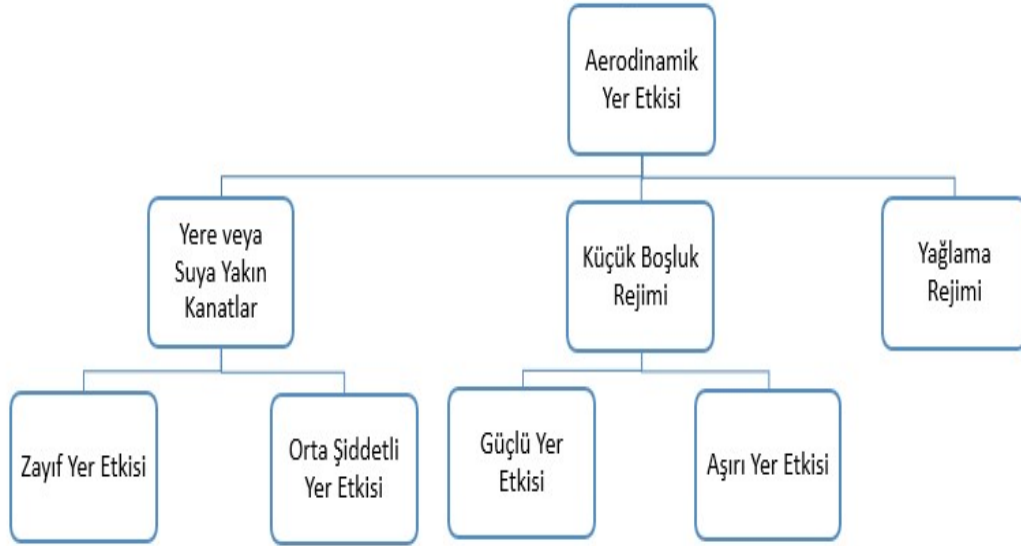
Şekil 2. 2. Doğada yer etkisi

Kanatlar suya ve karaya yakın olduğunda uçuş fazındaki değişikliğin fark edilmesi fazla zaman almamıştır. Uçağın iniş ve kalkış esnasında sanki bir yastık üzerinde gidiyor oluşu pilotlar arası bir kabul idi. Özellikle ikinci dünya savaşı sırasında kıtalar arası uzun yolculuklarda pilotlar suya yakın uçuşun daha kararlı olduğunu ve menzili önemli derecede genişlettiğini buldular. Sonuç olarak yere daha yakın bir kanat daha fazla kaldırma kuvveti oluştururken daha az sürüklemeye maruz kalıyordu (Breder, 1930; Corbett, 1946; Dugdale, 1945; Fitz ve James, 1952; Fullerton, 1897; Hubbs, 1937; Hubbs, 1933; Hubbs, 1918).

2.1.Aerodinamik Yer Etkisi ve Akış Rejimleri

Aerodinamik yer etkisi üç alt başlığa ayrılmakta ve bunlar da kendi içlerinde kollara ayrılarak ele alınmaktadır. Aerodinamik yer etkisi ve akış rejimleri Tablo 2.1. ile açıklanmıştır.

Tablo 2. 1. Aerodinamik yer etkisinin akış rejimleri



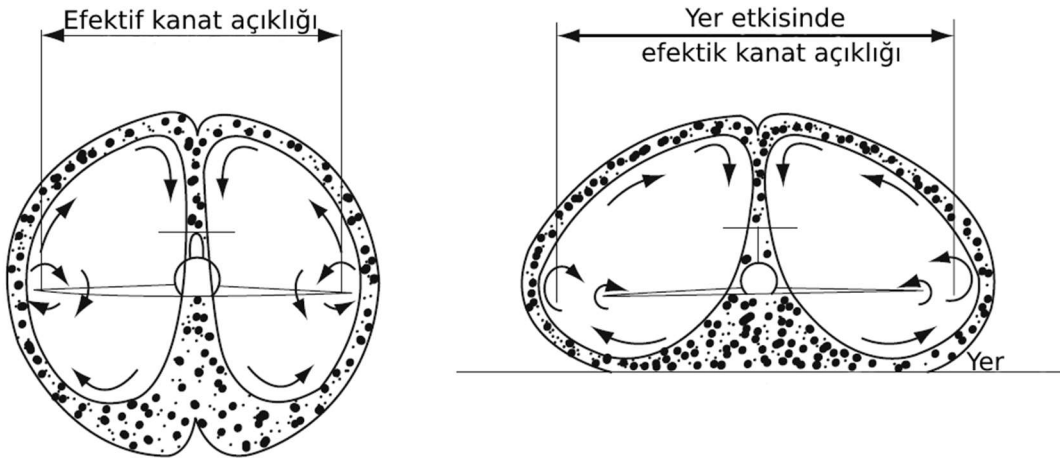
2.1.1. Yere veya Suyu Yakın Kanatlar

Yerden yarım kanat açıklığı yükseklikte uçan bir kanadın etrafındaki akış alanı, yalnızca ikinci derecede yerin varlığından etkilenir. Yani yer etkisi akış alanını yüzde ondan daha az değiştirir. Bu duruma zayıf yer etkisi denir. Yerden yükseklik yarım kanat açıklığından daha az bir seviyeye doğru indikçe, oluşacak yer etkisi doğrusal olmayan bir şekilde artar ve orta şiddetli yer etkisi olarak adlandırılır (Hiemcke,1994).

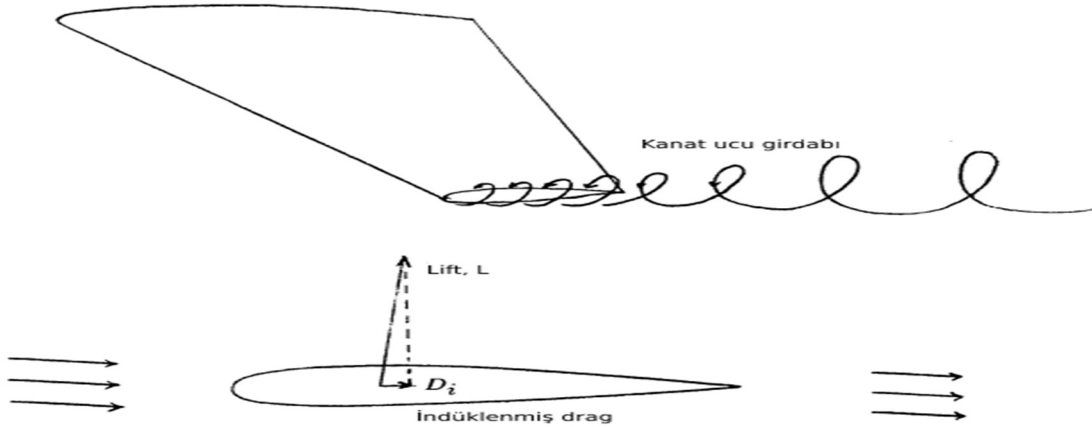
2.1.2. Zayıf Yer Etkisi

Bu akış rejimi yüksekliğin kanat kordunun 3 katından büyük olan durumlar için geçerlidir. Yer etkisi her ne kadar ikincil bir faktör olarak akışı etkilese de şekil 2.3.'de görüldüğü gibi belirgin bir hava yastıklaması yaşar. Bu durumda kaldırma/sürüklenme oranını artırarak daha düşük yakıt tüketimi elde edilir. Ayrıca uçaklardan söz edecek olursak yumuşak bir iniş ve kalkış fazı yaşanması sağlanır. Fakat yastıklama etkisi uçakların süzülme mesafesini artırdığından ihtiyaç duyulan pist uzunluğu da artmaktadır. Günümüzde çoğu uçak iniş ve kalkış için kısa mesafeli koşu yolu tercih ettiğinden yer etkisi olgusu kullanan uçaklar tercih edilmemektedir.

Zayıf yer etkisi çeşitli yönlerden başka yaklaşımlarla da açıklanabilir. Eğer ki kanadın altındaki yüksek basınçlı alan kanadın üst kısmındaki alçak basınç alanı ile buluşacak olursa şekil 2.4.'de betimlenen kanat ucu girdabı denilen bir olay meydana gelir. Basınçları farklı iki akışkan karşı karşıya geldiğinde oluşan girdap durumu verimliliği düşürmektedir. Bu istenmeyen durum tamamen olmasa da zayıf yer etkisi ile azaltılabilir. Çünkü kanat ucunda oluşacak bir girdap efektif bir biçimde kullanılarak mevcut kanat açıklığını azaltır.(Condit ve Harrington, 1964)



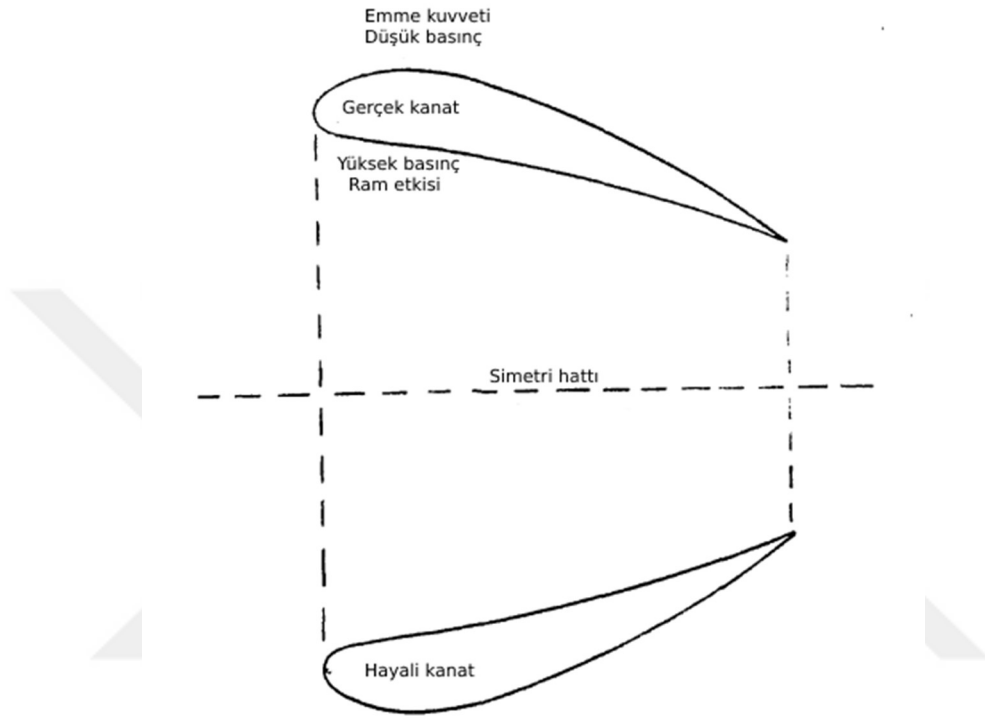
Şekil 2. 3. Yer etkisi görsel betimlemesi



Şekil 2. 4. Kanat üstünde kanat ucu girdabının gösterimi

İki boyutlu bir kanat profili çiziminde kanat profilinin sonsuza dek uzadığı hayal edilir ve bu durumda kanat ucu girdabı meydana gelmez. Fakat bir şekilde yer etkisini en sade biçimiyle modellemenin yolu da iki boyutlu kanat modellemesidir. Bu modellemede kanat profilinin bir simetriği de simetri eksenini yer olarak kabul edilip sanki yerin altında da bir

kanat profili varmış gibi hayal etmektir. Böylece teorik olarak yer etkisini şekil 2.5.'te görüldüğü gibi hayali kanat profili etrafındaki akış olarak hayal edip, yorumlayabiliriz. Çünkü hayali profil ile hava arasında herhangi bir akış yoktur ve yere yakınlıktan doğan etkiler bu hayali kanat profilinin etkileridir.



Şekil 2. 5. Yer etkisinde kanat profili: Hayali yöntem

Deneyler ve gözlemler göstermiştir ki zayıf ve orta dereceli zemin etkisindeki pozitif geliş açısına sahip kanatlar için, kaldırma/sürüklenme oranı yükseklikle ters orantılıdır (Bagley, 1961; Bagley, 1960; Boccadoro, 1973; Carter, 1961; Fink, 1961; Gallington ve Miller, 1971; Gallington, 1973a; Hinshaw, 1964; Licher, 1956; Lippisch, 1963; Prandtl ve Betz, 2009; Sears, 1938; Schaeffer ve Fink, 1965; White, 1963).

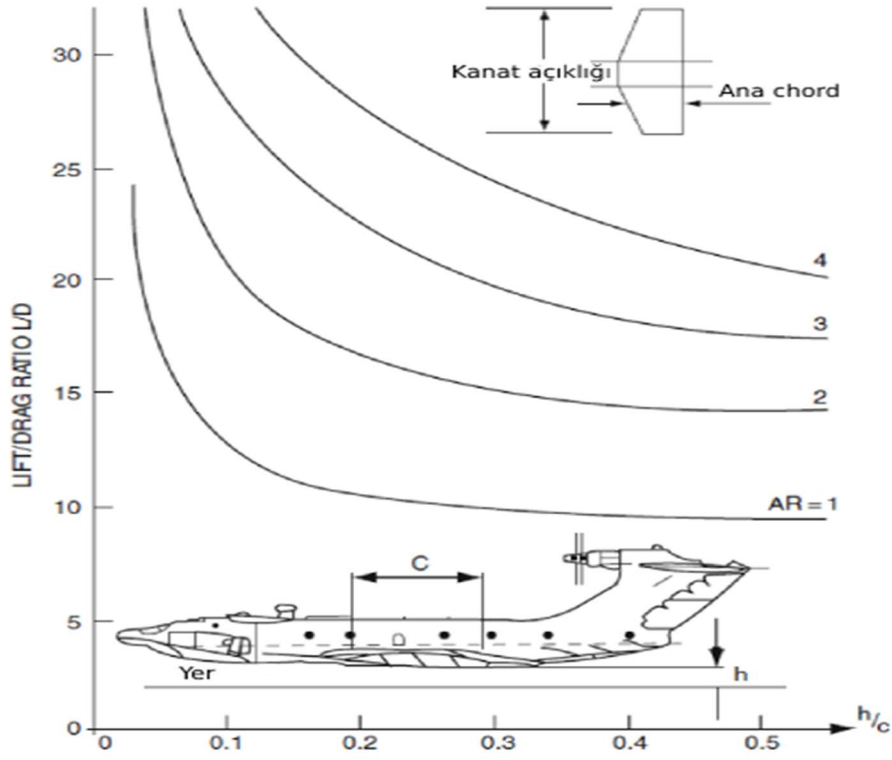
2.1.3.Orta Şiddetli Yer Etkisi

Yerden yükseklik bir kord boyu mesafeye düştüğünde zemin akış alanı üzerinde daha güçlü bir etki yapar. Bu akış türüne orta şiddetli yer etkisi denir.

Teknik olarak açıklamak gerekirse, yerden yükseklik/kord oranı 0,5 ile 3 arasında olduğunda çözüme daha yüksek terimler dahil edilmelidir.

İki boyutlu bir perspektiften bakıldığında ayna kanat profili, zayıf zemin etkisi durumunda olduğundan yüksek hızlarda indüklenir. Bu gerçek kanat profili üzerinden daha fazla havanın akmasına ve buradaki basıncın düşmesi anlamına gelir. Bu durum şekil 2.6.'daki görselle açıklanmıştır. Üst yüzeydeki bu düşük basınç, emme kaldırması olarak bilinen bir fenomendir. Kanadın altındaki yavaşlamış havanın basıncı artar ve yukarı yönlü bir kaldırma kuvveti oluşturur. Yer etkisinin yaşandığı bir kanat üzerinde toplam kaldırma kuvvetinin %60-70 arası emme kuvvetinden oluşurken %30-40 arası kanat altındaki normalden yüksek basınçtan kaynaklanır.

12



Şekil 2. 6. Çeşitli kanat açıklık oranına sahip yer etkili taşıtların yüksekliğe göre kaldırma - sürükleme oranı

2.2. Küçük Boşluk Rejimi

Güvenlik ve geometrik kısıtlamalar sebebiyle çoğu uçak uçuşta yere en fazla bir kord mesafesi kadar yaklaşabilir. Ama gözlemler bize göstermiştir ki yer ile olan boşluk azaldıkça yer etkisi artmaktadır. Bu sebepten dolayı yer etkisi kullanacak hava taşıtları özel olarak tasarlanmıştır. Eğer ki yer ile olan boşluk daha da küçülürse kanat altındaki

havanın ataleti viskos etkilere kıyasla ihmal edilebilir hale gelir. Bu durumdaki akış hydroskimming teorisinin alanıdır.

2.2.1. Güçlü Yer Etkisi

Kanat profilinin firar kenarı yere yeterince yakın olursa altındaki havanın akışına etki ederek havanın yavaşlamasına neden olur. Kanadın altındaki hava durgunluk yaşarken hızı azalır ve basıncı artar. Bundan dolayı ortaya çıkan kaldırma kuvvetine ram kaldırma kuvveti denir. Böylece toplam kaldırma kuvvetinin %60-70'ini yer etkisinden sağlamış oluruz.

Bu noktada kanat firar kenarının sınır tabakasının yer ile olan boşluğundan ince olması gerekmektedir. Bu teorik bakış bize yapılacak analizin viskoz olmayan bir şekilde yapılması gerektiğini gösterir. Kanat altı boşluğun geometrisi 0,05'den 0,3 kord yüksekliği arasında olduğu düşünülürse ve hücum açısının 5 dereceye kadar olduğu kabul edilirse; geometri önemli ölçüde değişir. Bu değişkenlikten dolayı bu bölgedeki yer etkisini hesaplamak tek bir akış teorisiyle mümkün değildir. Bu bölgenin aerodinamik teorisi akışkanlığı durmuş ve doğrusal olmayandır. O yüzden analiz ve deneyselliğe muhtaçtır (Bagley, 1961; Bagley, 1960; Boccadoro,1973; Carter, 1961; Fink, 1961; Gallington ve Miller, 1971; Gallington, 1973a; Hinshaw, 1964; Lippisch, 1963; White, 1963).

2.2.2. Aşırı Yer Etkisi

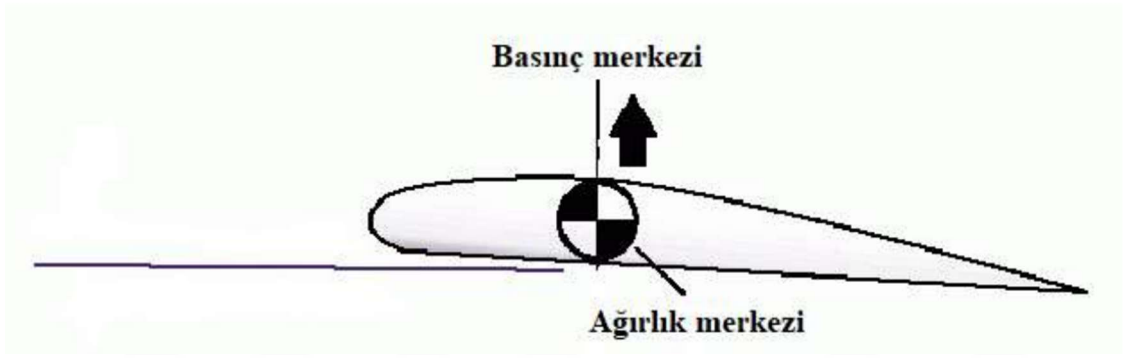
Aerofil'in yerden yüksekliği, kendi sınır tabakası kadar olduğu andır. Herhangi bir akış durağana yakındır ve yer ile olan boşluğun yüksekliği sınır tabakası hesaplamalarıyla elde edilir.

2.2.3. Hydroskimming

Yerden yüksekliğin, atalet kuvvetinin viskoz kuvvetleri yenecek kadar azaltılmasıyla mümkün olabilir. Bu alandaki hesaplama bu şartlara göre yapılır. Örneğin çevrilen iki sayfanın arasına hava girmeksizin birbirini takip etmesi gibi.

Bütün bu yer etkisi çeşitleri ele alındığında avantajlarının yanında dezavantajları da göz önünde bulundurulmalıdır. Bir kanat profili göz önünde bulundurulduğunda kambur

yapıdan dolayı oluşan bütün kaldırma kuvvetini basınç merkezi diye tabir edilen tek bir noktada toplandığını hayal edebiliriz. Bu nokta şekil 2.7.'de gösterilmiştir. Bu bütün kamburluğun, yatay hızın, hücum açısının ve yaklaşım açısının bir sonucudur. Yer etkisinden azade bir şekilde uçan bir taşıt yere yaklaşır yer etkisine maruz kalırsa, kaldırma/ sürüklenme oranı değişecek ve kanat profili üzerindeki “basınç merkezi” yer değiştirecektir. Bu değişim ise seyir halindeki taşıtın kararlılığını etkiler. Geçmişte bu durum büyük bir sorun teşkil ederken artık günümüzde bilgisayar destekli mühendislik çözümleri ve yıllar içerisinde birikmiş deneyimlerle daha stabil kanat profilleri tasarlamak mümkündür. Ayrıca yıllar içerisinde devasa gelişim kaydeden havacılık elektroniği ile taşıtın kontrolünün daha kararlı bir şekilde yapılabilmesi imkânı doğmuştur.

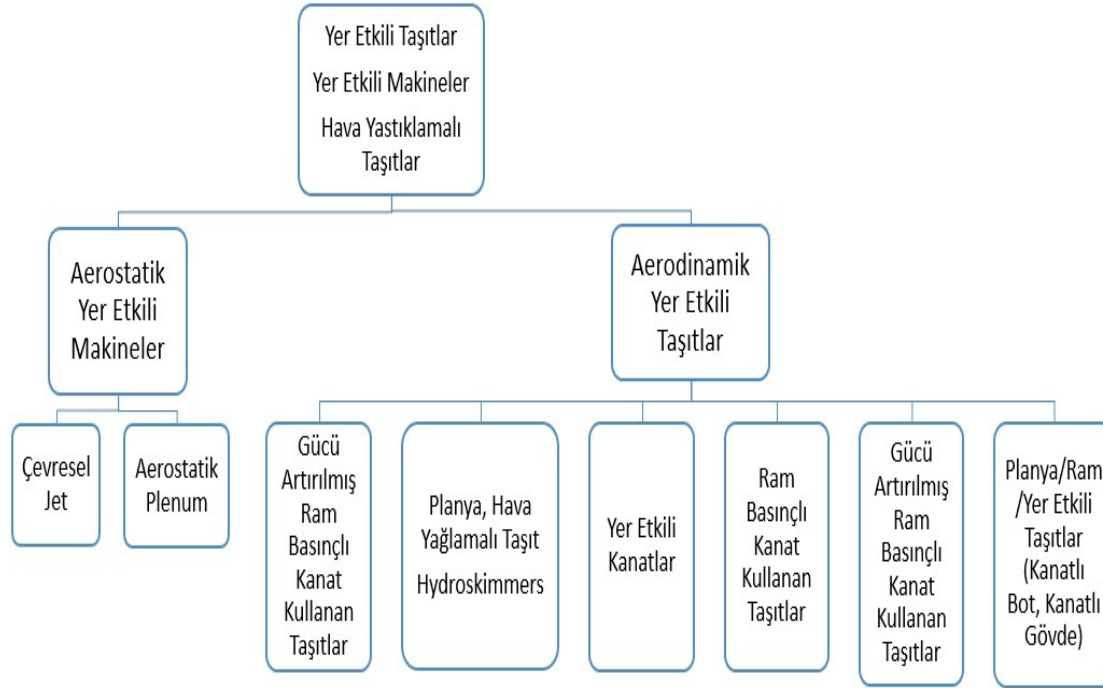


Şekil 2. 7. Kanat profili üzerindeki kuvvetler

Yer etkili araçların birçok çeşidi farklı yer etkilerinden faydalanarak ortaya çıkmıştır. Yer etkili taşıt kategorileri tablo 2.2.'de gösterilmiştir. Örneğin bir kanadın firar kenarından hava tahliyesini engelleyerek veya aynı kanat profiline sahip taşıt yer etkisiyle daha uzun menziller kat edilebilir. Motor egzoz çıkışı kanadın firar kenarının altına verilerek güç kullanarak yer etkisini artırabiliriz. Ayrıca firar kenarının alt yüzeyini suya değdirerek aracın ince bir film üzerinde hareket etmesi sağlanabilir. Hatta kanat kullanımı tamamen bırakılıp yüksek basınçlı havayı sert veya esnek etek yapılarına doğru yönlendirilerek aerostatik bir yer etkisi yaratılabilir. Böylece ileri bir hareket olmadan kaldırma kuvveti üretilip havada asılı kalabilir. Akışın farklı çeşitlerdeki doğasından faydalanarak farklı amaçlara yönelik yer etkili taşıtlar tasarlamak mümkündür.

Aerodinamik yer etkili araçlar bu çalışmanın odak noktası olduğundan, yalnızca aşağıdaki bölümlerde anlatılacaktır (Bratanow, 1967; Chaplin, 1960; Earl, 1962; Foshag, 1966; Mankuta, 1961; Rawlings ve Seiveno, 1961).

Tablo 2. 2. Yer Etkili Taşıt Kategorileri



2.2.4. Yer Etkili Kanatlar

Yer etkisi kendini en çok uçuşun iniş ve kalkış fazında hissettirir. Uçaklar pist tasarımları göz önüne alındığında çok alçak kanat tasarımının bile firar kenarı ile yer arasındaki mesafe bir kord boyundan yüksektedir. Bundan dolayı altından hava tahliyesi için bolca alan vardır. Bu şekilde bir kanadın yere yakın uçarak yer etkisinden faydalandığı taşıtlara yer etkili kanatlar da denir. Rus literatüründe “ekranoplan” olarak da geçer. Sovyet tasarımı uçaklar genellikle bu fazda da uçarlardı.

1920’lerden başlayarak, havacılığın erken aşamalarında itibaren uçakların iniş ve kalkış aşamaları mühendisler ve bilim adamları tarafından fazlasıyla araştırılmıştır. Bu tasarımlardan biri şekil 2.8.’de verilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre üretilen kaldırma kuvvetinin %60-70’i kanadın üstündeki hızlı havadan kaynaklanırken, %30-40’ı kanat altındaki beklenmedik yüksek basınçtan sağlanıyordu (Buell,1959; Wetmoreve Turner, 1940).



Şekil 2. 8. Lippisch X-113

2.2.5. Ram Basıncılı Kanat Kullanan Taşıtlar

Yer etkisi fenomenlerinden birini kullanmak için tasarlanan ilk araç RAM basıncından faydalanmıştır. 1916 yılında Avustralya donanması için geliştirilmiş bir torpido botuydu.(Pitkin, 1972)

RAM basınçlı kanatların firar kenarları yüzeyin hemen üzerinde olacak şekilde çalışır, böylece yüksek basınçlı havayı kanadın altına hapseder. Kanat altına hapsedilmiş hava artık yavaşlar ve durgunlaşır. Yatay hızından dolayı havanın içerdiği dinamik basınç durgun olmasından dolayı statik basınca dönüşür ve hava yastıklaması oluşur. Durgun hava yastıklamasının oluşturduğu basınca RAM basıncı denir. RAM basınçlı kanat kullanan taşıtların toplam kaldırma kuvvetinin %60-70 arası yer etkisiyle oluşur. Kanat altında serbest akışa göre daha fazla bir yüksek basınç oluştuğundan kana ucu girdaplarını önlemek bu taşıtlar için daha elzemdir. Bunun için kanat uçlarına plakalar eklemek veya ok açısını değiştirmek gibi kanat geometrisinde bazı değişiklikler yapılır.

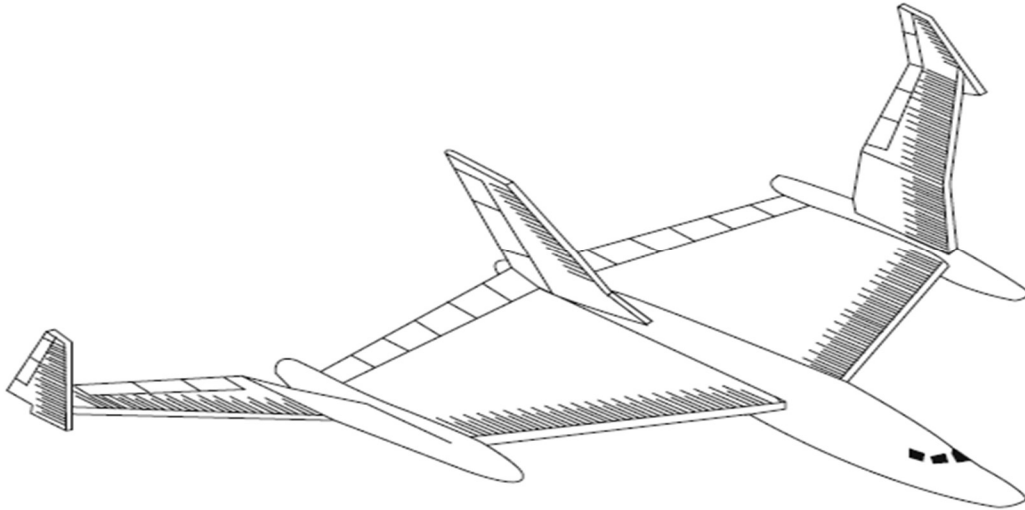
Avusturya'nın 1916'daki çabasını takiben, RAM basınçlı kanat kullanan taşıt konseptinin bir sonraki uygulaması Finli mühendis Kaario tarafından 1935'te inşa edilen kızaklardı. Yerden kanat açıklığına oranı 0,02 ile 0,05 arasındaydı.(Warner, 1944)

1960 yılında, VRC-1 taşıtı Birleşik Devletler Deniz İdaresi'nin isteği üzerine üretildi. Bu taşıtın tasarım ve üretimi General Dynamics bünyesinde çalışan Peter J. Mantle yönetimindeydi. VRC-1 taşıtı yatay hızlanmayla beraber yer etkisi moduna geçebiliyordu. VRC-1 modelinin menzili 800 km ve faydalı yük kapasitesi 40 tondur (Rethorst ve Potter, 1964; Strand ve Royce, 1962; Strand ve diğ., 1961).

1961'de üretilen diğer RAM basınçlı kanat kullanan taşıt Bertelsen ve Swietzer Brothers'inkiydi. Swietzer teknesi kuyruksuzdu, şamandıraları uç plaka görevi görmüş ve su ile her zaman hafif temas kurarak stabilite sağlamıştır (Foshag, 1966).

Japonya'da Kawasaki, RAM basınçlı kanat kullanan taşıt inşa etmiştir. KAG-3 projesi 1961'de başlamış ve Ashill ve Ando tarafından denetlenmiştir. Kanat ucu şamandıraları uç plaka görevi görmüş ve suyla hafif temasta kalarak kararlılık sağlamıştır. KAG-3, su yüzeyinden çok uzakta olmayan yatay bir dengeleyiciye sahipti. KAG-3, tatmin edici bir yunuslama kararlılığına sahipti ve seyir verimliliği, iyi bir planya teknesinin iki katının üzerindeydi. Bununla birlikte, yeterince denize elverişli olmadığı anlaşıldığı için proje durdurulmuştur (Ando, 1966; Ashill, 1970; Foshag, 1966).

Lockheed-California, 1961'de "kanatlı gövde" olarak adlandırdığı bir ram kanatlı aracın tasarım çalışmalarına başladı. Şekil 2.9.'da temsili bir görseline yer verilmiştir. Bu aslında bir dıştan takma motor tarafından sürülen bir sürat teknesiydi. Mühendisler onu pruvada hidroskilerle donattılar ve her iki tarafta uç plakaları olan dikdörtgen kanatlar eklediler. RAM basınçlı kanat kullanan taşıt, gövdenin çoğunu sudan kaldırdı ve geminin hızı %50 arttı (Alter, 1965; Foshag, 1966; Swope ve diğ., 1964).



Şekil 2. 9. Temsili ram etkili kanat kullanan taşıt

1962'de Armstrong tarafından inşa edilen tekne gibi RAM basınçlı kanat kullanan taşıt kaldırma kararlılık sorunları devam etti - yerden çok yükseğe çıktıkça burunları yukarı doğru eğildi ve bazen teknenin geriye doğru devrilmesine neden oldu. Armstrong'un

aracı, esasen, geniş kanatları olan bir delta kanatlı, basamaklı bir yarış teknesiydi. Kanatları yüzeye yakın çalışıyordu ve bir dıştan takma motorla çalışıyordu. Perde kararlılık sorunu, 1963'te Lippisch tarafından Collins X-112'sine büyük bir yatay kuyruk eklediğinde çözüldü. Daha sonraki bir bölümde tartışılacağı gibi, bu araç sadece uçuşunun bazı kısımlarında RAM basınçlı kanat kullanan taşıt olarak çalıştı. Lippisch, yatay dengeleyiciyi, zemin etkisi dışında çalışacak kadar yükseğe monte etti ve her türlü duruşta yunuslama kararlılığı sağlayacak kadar büyük yaptı. Başlangıçta bazı kararlılık sorunlarıyla karşılaştıktan sonra, Lippisch aynı fikri aeroskimmerlerine uyguladı. 1968'de Kiekhäfer Mercury için bu yarış teknelerini tasarlamaya başladı. Modelleri AS-1'den AS-5'e kadar adlandırıldı. Tam ölçekli tekneler 1969 ve 1973 yılları arasında test edildi ve X-114 ila X-117 olarak adlandırıldı(Lippisch, 1974; Lippisch, 1965; Lippisch, 1963).

RAM basınçlı kanat kullanan taşıtları da içeren teorik çalışma, 1962'de David Taylor Model Basin'de Barlow ve 1970 ve 1972 yılları arasında DOT/FRA için çalışan Timothy Barrows tarafından yapıldı. 1963'te Dickinson ve Kumar'ın RAM basınçlı kanatlar üzerinde çalışma başladı. 1967'de Kumar, çalışmalarını bir kez daha yayınladı.(Barlow, 1962; Barrows, 1972; Barrows, 1970).

Aynı yıl, Princeton Üniversitesi'nde M. P. Knowlton tarafından yönetilen bir araştırma projesi, yüksek hızlı kara taşımacılığı için 1/16 ölçekli bir RAM basınçlı kanat kullanan taşıtın rüzgâr tüneli modelini içeriyordu. Kaldırma gücünün bir kısmını, aracın altındaki pervane akımının yeniden yönlendirilmesinden elde etti (Lippisch, 1963).

1973'te Gallington ve iş arkadaşları, RAM basınçlı kanat kullanan taşıt modellerinin başarılı uçuşlarını bildirdiler - yatay eksen kararlılık sorunlarından kaçınmak için Lippisch'in yüksek kuyruk konfigürasyonunu geliştirerek kullanmışlardı.(Foshag, 1966; Fullerton, 1897; L.Ke-Si, 1988; Mankuta, 1961)

2.2.6. Planya, Hydroskimmers

Hareket halindeki bir tekne muazzam bir hidrodinamik sürtünmeye maruz kalır. Bu sorunu aşmak için tekne ile su arasındaki teması en aza indirmek hedeflenir. Altı tamamen düz olarak üretilen teknelere planya adı verilir. Eğer bir planyanın alt yüzeyine aerostatik

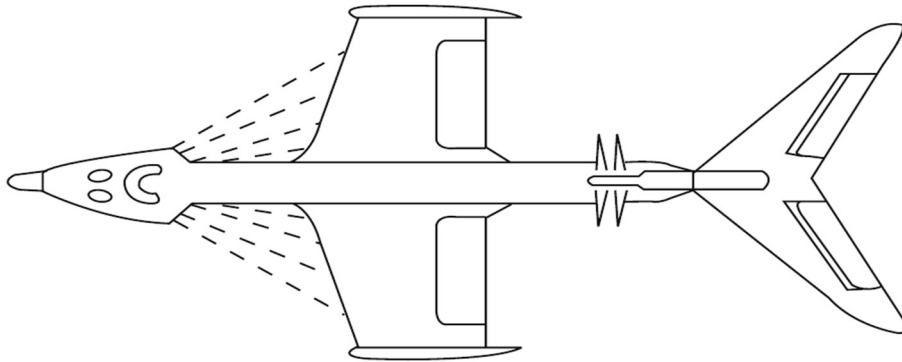
bir hava yastıklaması oluşturulursa, tekne herhangi bir hidrodinamik sürtünmeye maruz kalmadan hareket edebilir.

Hava yastıklaması sadece planyolarda değil aynı zaman da normal teknelerde de kullanılmıştır. Hava yastıklaması sayesinde gövde ve pruvanın büyük bir kısmının su yüzeyinin üstüne çıkarılması sağlanarak sürtünme kuvveti azaltılabilir.

Hydroskimming, pruvanın ve gövdenin orta bölümünün büyük bir kısmının sudan çıkarılması ve kış ile su yüzeyinin sıyrması ile sağlanır. Planya yüzeyleri üzerine yapılan çalışmalar arasında Korvin-Kroukovsky'nin 1948 çalışması ve Stevens Teknoloji Enstitüsü'nde Savitsky ve Neidinger'in 1954 çalışması yer almaktadır. Alexander Lippisch, 1950'lerin sonlarında tekneler üzerinde çalışmaya başladı. 1960'ların başında bazı planya sürat tekneleri tasarladı. Bunlar X-101 ila X-106 olarak adlandırıldı ve Collins Radio'nun aviyonik ekipmanı için test platformları olarak hizmet etti. 1961'de Aerophysics Co., Hydroskimmer HS-2 üzerinde çalışmalara başladı. Bu tip Sovyet araçlarına verilen batılılaşmış isim nizkolettir (Dunham, 1963; Dunham, 1961; Foshag, 1966).

2.2.7. Gücü Artırılmış Ram Basınçlı Kanat Kullanan Taşıtlar

RAM basınçlı kanat kullanan bir dezavantajı yeteri kadar seyir hızına eriştiklerinde hava yastıklama yapabilmesidir. Hava yastığını daha erken bir aşamada elde edilebilmesi için şekil 2.10.'daki gibi tahrik ünitesi kanadın önüne monte edilir ve egzoz çıkışı kanadın altına yönlendirilir . Böylece iniş ve kalkış fazında çok daha erken hava yastıklaması sağlanır.



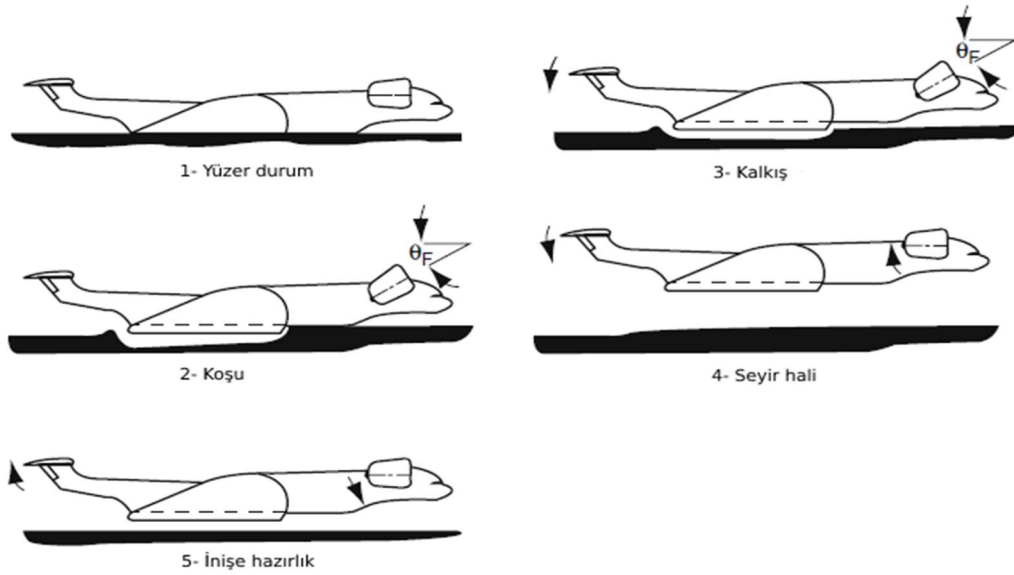
Şekil 2. 10. Gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan yer etkili taşıt

Gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan Y. Budnitskiy yönetiminde öğrenciler tarafından inşa edilen OIIMF-2 taşıtının iki pervanesi havayı ana kanadı geçmeye zorlayan tandem kanatlı bir kanal akış gemisiydi (Bertelsen, 1967; McLeavy, 1972).

A.N. Panchenkov tarafından tasarlanan gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan taşıt tasarımı olan 4.000 tonluk bu araç serbest uçuş yapamayacaktı. Bunun yerine, 40 fit yükseklikte 300 mil hızla tundra, çöller ve karla kaplı arazi üzerinde kayarak hareket edecek. On iki turbojet motorundan altısı, en ön kanadın hemen üzerine monteli ve egzoz çıkışları iki arka kanadın altına yönlendirecektir (Leonard ve Norman, 2001).

2.2.8. Gücü Artırılmış Ram Basınçlı Kanat Kullanan Yer Etkili Taşıtlar

Bu hibrit araç tipi birden fazla yer etkisi çeşidini kullanmak için birden fazla modda çalışırlar. Operasyon sırasındaki aşamalar şekil 2.11.'de gösterilmiştir. Kalkış ve iniş fazında motor egzoz çıkışlarını kanat altına yönlendirir, yatay hızı arttığında RAM basıncı oluşacağı için egzoz çıkış yönünü yatay tutarak motor gücünü sadece itki için kullanır. Motor egzoz çıkışları kanat altına yönlendirilmeden tamamen yatay moda geçirilince taşıt gücü artırılmış RAM basınçlı kanat kullanan taşıt olmaktadır. Taşıt yerden daha da yükseldikçe kanat altındaki hava firar kenarından tahliye olur ve RAM basıncı artık olmaz, bu fazda ise taşıt artık serbest uçuş yeteneğine sahip yer etkili bir taşıttır.



Şekil 2. 11. Operasyon sırasında gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan ram etkili taşıt

İlk gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan yer etkili taşıt, Rostislav Evgenyevitch Alekseev tarafından tasarlanan şekil 2.12.'de görseli verilen Hazar Deniz Canavarı olarak adlandırılmıştır. Bu 313 tonluk uçağın ilk denemeleri 1965 yılında gerçekleşti. Açıklığı 40 metre (131 ft), uzunluğu 91 metre (300 ft), kord 17 metreydi ve toplamda 94 ton yük taşıyabiliyordu. 300 knot hıza çıkabilen taşıt, sekiz adet burun kenarındaki küt kanatlara yerleştirilmiş ve iki tane de kuyruğa montelenmiş türbin motorlara sahipti. Ön motorlar, gücü artırılmış RAM etkisini oluşturabilmek için hareketliydi. Yerden yüksekliğinin kord uzunluğuna oranı yaklaşık olarak 0,2 ile 0,8 arasındaydı. Bu, firar kenarının yerden yüksekliğinin 3,5 ila 14 metre olması anlamına gelmektedir (McLeavy, 1981).



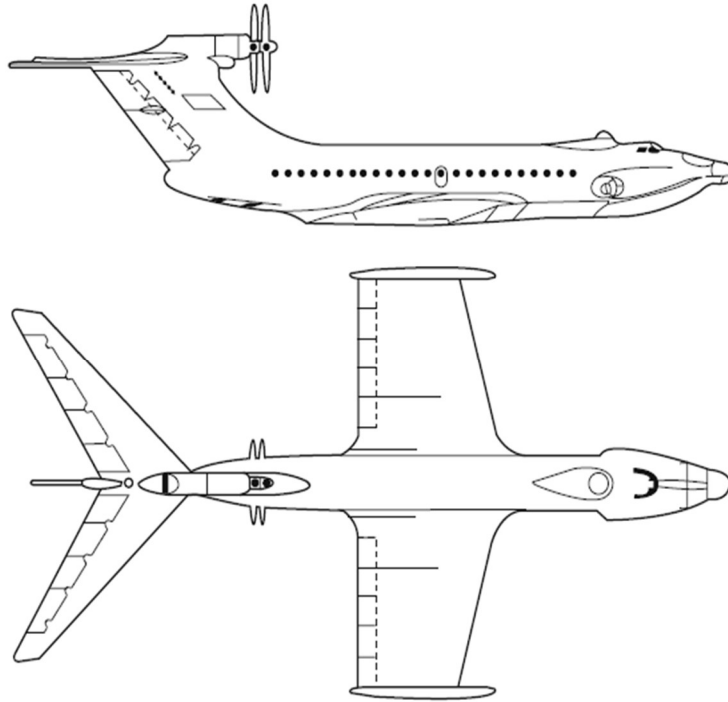
Şekil 2. 12. Hazar denizi canavarı

Temmuz 1976'da Lockheed-Georgia, 441.000 poundu faydalı yük olan 1.4 milyon pound kalkış ağırlığına sahip bir gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan yer etkili taşıt tasarladı. Buruna yakın bir kanat üzerinde dört turbofan motoru vardı; bu motorlar, güç artırma için döndürülebilir veya saf ileri itki için düz tutulabiliyordu. Araç 73 metre uzunluğa sahipti ve 33 metrelik (108 fit) kanatları, 1.19 kanat açıklık oranına ve kanat uçlarındaki girdapları önlemek için yan plakalara sahipti. 0.4 machlık bir seyir hızında ve 0.15 yerden yükseklik/kord oranında 4.000 deniz mili menzile sahipti (Foshag, 1966; Gallington, 1976; McLeavy, 1981; Lange, 1987; Moore, 1978).

1980 yılında Ekolen tasarım bürosu "Orlyonok" adında gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan yer etkili taşıt tasarladı. Şekil 2.13.'te gösterilen Orlyonok taşıtında ram basıncının gücünü artırmak için burun kısmına monte edilmiş motorlar yoktu, onun yerine

sadece iniş ve kalkışta çalışan burnun yakınana montelenmiş ve egzoz çıkışı kanat altlarına bakan iki türbin motor vardı. T- kuyruğunda ise itki kuvvetini oluşturmak için bir adet turboprop motora sahipti. 0.8 yükseklik/kord oranı sayesinde 216 deniz mili hıza ve 30 tonluk faydalı yük kapasitesine sahipti.(Dane, 1992)

1989 yılında Sovyetler Birliği'nde hizmete giren “Lun” taşıtı 1983-1986 yılları arasında inşa edildi. Şekil 2.14.’de görseli verilen Lun taşıtı 100 tona kadar faydalı yük kapasitesi bulunan taşıt RAM basıncını güçlendirmek için sekiz adet turbofan motora sahipti.



Şekil 2. 13. Orlyonok

Seyir halinde sadece itki kuvveti içinde kuyruk kısmında benzer iki adet motoru vardı. 3 metreye kadar dalgalı denizlerde 50.000 km boyunca kullanıldı (Belavian, 1993).



Şekil 2. 14. Lun

1995-1999 yılları arasında Çin şekil 2.15.'te gösterilen TY-1 isimli gücü artırılmış ram basınçlı kanat kullanan yer etkili taşıt tasarlandı ve üretildi. 200 km/h sürata erişebilen bu taşıt, 400 km menzile ve 1125 kilo faydalı yük kapasitesine sahipti. Ayarlanabilir hatveli iki adet pervaneli motoru sayesinde kanat altına hava yönlendiriyordu ve kanat ucu plakalarla kanat ucu girdapları azaltılmaktaydı (L.Ke-Si, 1988).Yüksekte yer alan uzun yatay stabilizeteri sayesinde kararlı bir şekilde uçuş yapabiliyor.

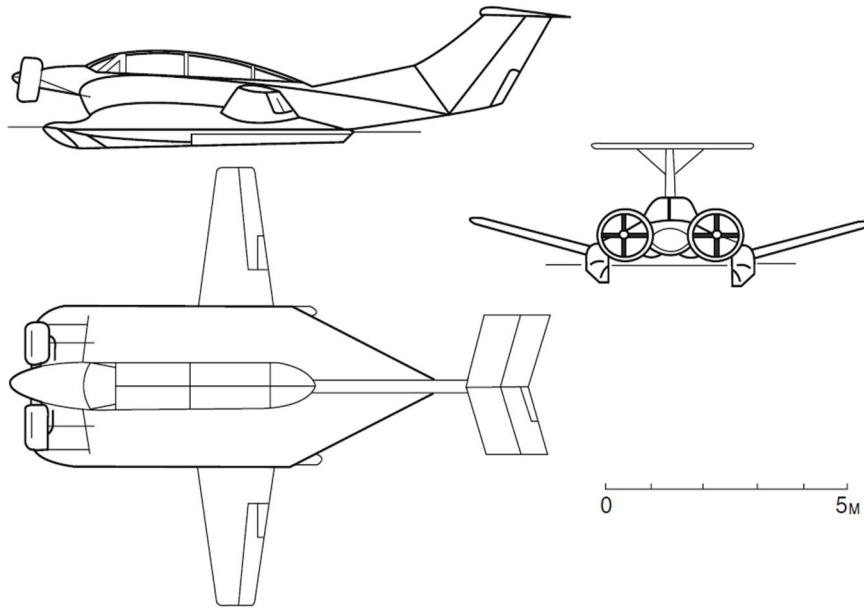


Şekil 2. 15. Ty-1

1986 yılında Sovyetler Birliği'nde R.Y. Alexeyev tarafından tasarlanan şekil 2.16.'da verilen Volga-2 isimli taşıt üretildi. 7 yolcu kapasiteli bu taşıtın maksimum kalkış ağırlığı 2.7 tondur. 120km/h hıza burun tarafına monte edilmiş iki motor sayesinde erişiyordu ve menzili 300 km idi. Şekil 2.17.'de görseli verilen İvolga projesi 1999 yılında ortaya çıkmış ve daha da geliştirilmiş bir volga serisi taşıt demek mümkündür. V şeklindeki kanatlarla yer etkisi oluşumuna yardım ederken, aynı zamanda da kanat ucu girdapları önlemektedir. Kuyruk ucuna yerleştirilmiş dikey stabilizatör ile yatay eksen dengesini sağlamaktadır. Burun ucunda ki iki adet pervaneli motoruyla da erken fazda kanat altı RAM basıncı oluşturmaktadır(Makalov, 1999).



Şekil 2. 16. Volga-2



Şekil 2. 17. Ivolga

2.2.9. Planya / Ram / Yer Etkili Taşıtlar (Kanatlı Bot, Kanatlı Gövde)

Bir başka hibrit yer efekti taşıtı ise uçan tekneleri andırmaktadır. Birçok modda çalışabilir; çok düşük hızlarda, suyun üzerinde bir gemi gibi yol alır. Hız arttıkça, kanat uçlarında, kanatlarının arka kenarlarında ve kademeli gövdesinde uçarken, bir hidro

skimeri andırır. Daha sonra kendini sudan kaldırarak, yan plakalara benzer şekilde kanat uçlarını kapatan şamandıralarla, çarpma kanatlı bir uçak haline gelir. Yüzeyden daha fazla ayrılırsa, yerdeki kanat etkili bir araç ve nihayet bazı durumlarda normal bir uçak haline gelir.

Böyle bir araç ilk olarak 1963'te Lippisch tarafından inşa edildi. Ahşap Lippisch/ Collins X-112'ye aerofoil tekne veya kanatlı gövde adını verdi. Kanatları ters üçgen şeklindeydi ve ters dihedraldi. X-112, yatay eksen üzerindeki stabiliteyi sağlamak için büyük bir T-kuyruğa sahipti. Bu aracın değişen tüm modlarda çalışma olanağı vardı. Bir tekneden serbest uçan bir uçağa kadar bütün fazları gerçekleştiriliyordu. Kaldırma/sürüklenme oranı 25'e kadar yükselebiliyordu.

Lockheed-California 2.240.000 poundluk bir tandem kanatlı taşıtını 1963 yılında tasarladı. Adeta iki deniz uçağı gövdesinin tandem kanat ile birbirine bağlanmasıyla inşa edilen "Weilend-Tandem" isimli taşıt yatay eksen stabilitesini sağlayamadı ve tasarım üretime geçememiştir (Comisarow ve diğ., 1966; Condit ve Harrington, 1964; Harry ve Trobaugh, 1966; Hinshaw, 1964; McMaster, 1974; White, 1963).

1967 yılında Batı Almanya'da Lippisch/RFB X-113Am isminde tek koltuklu taşıt prototipi geliştirildi. 1977 yılında üretilen Lippisch/RFB X-114 isminde şekil 2.18.'de görseli verilen ikinci prototipin ise 6 koltuk kapasitesi vardı. Bu tasarımlar alttan kanatlı bir katamaran tasarım fikrine sahipti. Yer etkisini de kullanarak kaldırma/sürüklenme oranını 8'den 20'ye kadar çıkarabiliyordu. Bu taşıtlarda Clark-Y kanat profilleri kullanılmıştır.

1973 senesinin ağustos ayında Sovyetler Birliği'nde kanatlı tekneleri ESKA-1 ilk uçuşunu gerçekleştirdi. Taşıtı yer etkili amfibi bot olarak sınıflandırıldı. ESKA-1 taşıtı yer etkisi modunda %40-45 oranında daha fazla kaldırma kuvveti oluşturunuyordu. ESKA-1 projesinde A. Balnycv, S.T. Chernyavsky, Y. Gorbenko, A.W. Gremyatsky, V.B. Gribovsky, Evgeniy P. Grunin, N.I. Ivanov, A. Kuzakov and V.B. Shavrov görev aldı (McLeavy, 1981).

1974 Yılında Almanya'da Gunther W. Jorg iki koltuklu tandem kanatlı uçan tekne ilk tam ölçekli bir şekilde üretildi. Bu tarihten önce modeller radyo kontrollü uçuşlarla test

edilmişti. 1980 yılında da fiberglastan üretilmiş 4-6 koltuklu tasarımı ortaya koydu (McLeavy, 1981).



Şekil 2. 18. X-114

2.2.10.Hoverwingler

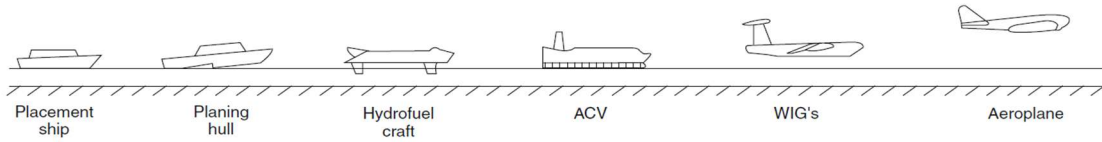
1991'de "Airfish-2" ve "Airfish-3" olmak üzere iki yeni aerofoil bot tanıtıldı. 65 beygirlik bir motorla birlikte örtülü bir pervane kullanılarak "Airfish" taşıtının seyir hızı 72 mil ve menzili 300 mil oldu. Kanat açıklığı 20 fit ve uzunluk 34.5 fit idi. İki kişilik, 550 poundluk bir yük taşıyabiliyor ve alçak engellerin üzerinden uçabiliyordu. "Flarecraft 370" adlı geminin ticari bir versiyonu, 1991 yılında ABD tekne pazarında piyasaya sürüldü ve yakıtle 280 mil uçabiliyordu. Tekne birkaç fitten daha yükseğe uçamadığı için pilot lisansı gerekli değildi.(Fischer ve Matjasic, 1997)

Mr. Hanne Fischer ve Klaus Matjasic yapılan bu çalışmaların ardından su üstü gemileri olan “hovercraft” ile kanatlı gövdelerin teknik faydalarını bir araya getirerek “Hoverwing” isimli bir taşıt fikrini ortaya attılar. Hoverwingler hem hovercraftlar gibi hava yastıklaması için bir etek sistemine sahip iken, aynı zamanda da kanatlı bir planyanın bütün avantajlarına sahipti. Kanat altı RAM basıncını erken aşamalarda oluşturmak için itki motorlarına ek motorlara veya egzoz çıkışı hareketli motorlara ihtiyaç duymuyor, bu işlem için tıpkı hovercraftlardaki gövde altı etek sistemini kullanıyordu. Bir şekilde gövde altına hava yönlendirerek hava yastıklaması oluşturuyor, bu yönlendirilen

hava kanat altında yer etkisine dönüşmesi sağlanıyordu. Mr. Hanne Fischer ve Klaus Matjasic, 80 yolcuyla 100 knot hızla taşımayı hedefleyen “Hoverwing 80” adlı bir tasarım hazırladı. Şekil 2.19.’da verilen Hoverwing 2 VT olarak adlandırılan 1:3.35 ölçeğinde bir prototip ölçekli test aracı tamamlandı (Fischer ve Matiasic, 2001) . Tüm bu süreçler ise şekil 2.20.’de verilmiştir.



Şekil 2. 19. Hoverwing 2 VT



Şekil 2. 20. Tekneden uçağa yer etkili taşıtlar

3. HOVERWING ARAÇLARDA KALDIRMA SİSTEMİ

Gövde altı kaldırma kuvveti bir hoverwingin birincil ve en önemli sistemlerinden birisidir. Kaldırma sistemi olmayan bir hoverwingin mobilize olması düşünülemez bile. Kaldırma sistemi tıpkı bir otomobilin tekerlekleri gibi düşünülebilir. Kaldırma sistemi sayesinde gövde ve yüzey arasında atmosferik basınçtan daha yüksek basınca sahip bir alan oluşturulur. Kaldırma sistemi hava yastıklaması oluşturmak için, sağlanan havayı kaldırma sistemiyle basınçlayarak yönlendirir ve koşullandırır. Yastıklama diye tabir edilen bu basınçlandırılmış bölgedeki hava, gövde ile su yüzeyi arasında sürtünmeyi azaltarak suyun taşıta uygulamış olduğu hidrodinamik kuvveti minimize eder. Ayrıca basınçlı hava gövdeyi saran bir etek yapısının içinde olduğu için taşıt küçük engeller üzerinden hasar almadan operasyon yürütülmesine olanak sağlar.

Mevcut kaldırma sistemlerine ek olarak bir kaldırma sistemi tasarlanırken bazı hususlara dikkat edilmesi gerekir. Bu sistemlerin uygulanabilir olması için ekonomik, pratik ve sade bir sistem olması gerekir. Tasarlanan bu kaldırma sistemi, üretim ve taşıtın operasyonları sırasında büyük fayda sağlayacaktır. Kaldırma sistemi tasarımının bütün komponentleri gövdede bulunmaktadır. Gövde ile birlikte hava yönlendirme boruları ve etek yapısı kaldırma sistemini oluşturur. Etek ve hava yönlendirme sistemi gövde tasarımına bağlıdır ve gövdeye uygun bir şekilde tasarlanır. Bunların yanında gövde aynı zamanda taşıtı su üstünde yüzdürmeli ve yapısal olarak yükünü taşımalıdır.

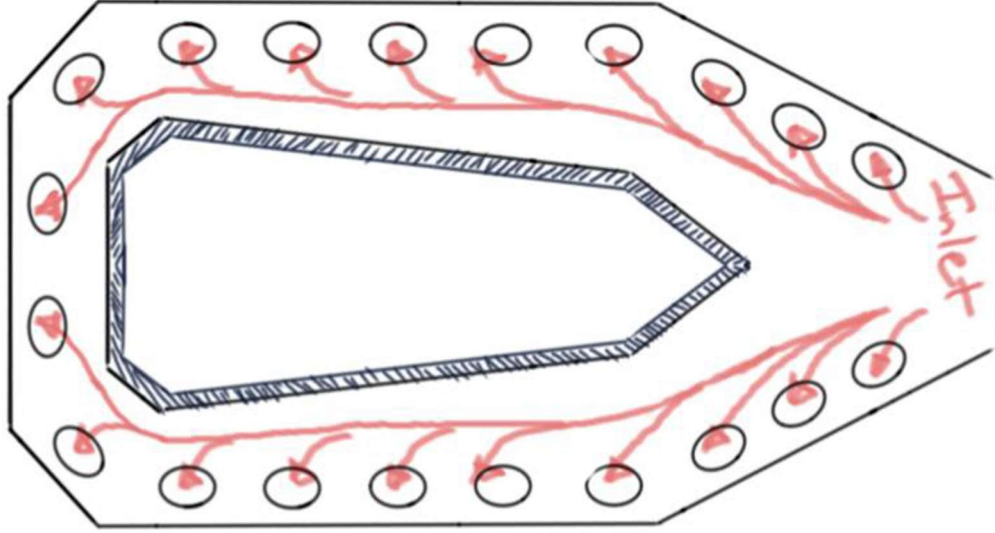
3.1. Yeni Bir Hoverwing Kaldırma Sisteminin Tasarımı

Hoverwing taşıtların gövde tasarımında bazı gereklilikler vardır ve bu koşulları sağlaması öngörülen konseptler geliştirilmiştir.

3.1.1. Konsept 1:

Şekilde 3.1.'de görülen bu kavram için, gelen hava akımı her bir deliğe dağılır ve delikler gövdenin kendi tarafına hava sağlar. Her ilgili delikten çıkan havanın aynı hızda olmasını sağlamak için hava kanalları önden arkaya doğru inceltilecektir. Bu kanal sistemini oluşturan duvarlar gövdeyi böldüğü için gövdede yeterince geniş bir alan açar, böylece motor, şasi gibi ağır bileşenler ve bir yolcu için koltuk monte edilebilir. Böylece ağırlık merkezini olabildiğince aşağıda tutmak taşıtın kararlılığını artıracaktır. Ancak hava

kanallarını oluşturmak için gövde ortasında bulunan duvarlar hava akışı sırasında yüzey sürtünmesine sebep olacaktır. Bu dezavantajı aşmak için havanın daha hızlı bir şekilde yönlendirilmesi gerekir. Gövde yapısının içine bu boşluğu oluşturmak içinde duvarlar inşa etmek de ayrıca bir üretim zorluğudur.

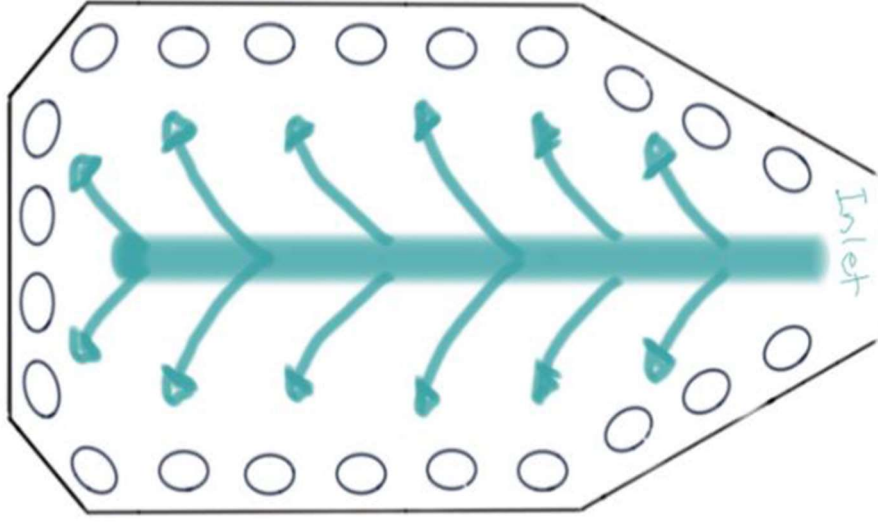


Şekil 3. 1. Konsept 1 çizimi

3.1.2. Konsept 2:

Şekil 3.2.'de görülen bu konseptte, gelen hava büyük bir merkezi kaynaktan beslenir ve daha sonra eteğe dağıtılır. Bu durum, hava akışının her bir delikten ulaşmasını sağlayacaktır. Gövde yapısının içinde herhangi bir duvar olmadığından yüzey sürtünmesi en aza indirgenmiş olur. Fakat hava yönlendirme imkanları bu konseptte az olduğundan her bir delikten çıkacak olan havanın hızını sabitlemek oldukça zor olacak ve gövde yapısı içindeki statik basınç dalgalanmalarında taşıtın kararlılığı etkilenecektir. Bu konseptte gövde içinde boşluk olmadığı için gövde yapısal eleman olarak kullanılamaz. Bundan dolayı gövde üstüne bir güverte yapısı konulmak zorundadır. Motorlar ve diğer ağır bileşenler güverteye bağlanacak ve böylece nispeten yüksek bir ağırlık merkezi oluşturacaktır.

Tablo 3.1.'de hoverwing için hangi konseptin daha uygun olduğunu belirleyecek bir seçim matrisi gösterilmiştir. Bir konseptin seçilme şekli, "sıralama" sütunundaki hangi konseptin daha iyi olduğunu göstermesidir. Örneğin şekil 3.2.'de, iki seçenekten ikincisinin geldiğini gösteriyordu ve şekil 3.1.'den önce geldiğini gösterir.



Şekil 3. 2. Konsept 2 çizimi

Bu sıralama daha sonra o bölümün ağırlığı ile çarpılır. Bu çarpma ile hesaplanan cevaplar/alt toplamlar toplanır. En düşük rakama sahip konsept daha sonra en iyi fikir olarak kabul edilir.(Broughton ve diğ. 2016)

Karar tablosu tablo 3.1.'de verilmiş olup tablodaki toplam sonuçlara bakıldığında konsept 1'in toplamda daha düşük puan almasından dolayı , konsept 1'de karar kılınmıştır.

Taşıtın gövde yapısının gövde altında hava yastıklaması oluşturabilmesi için gövde alanı önemli bir veridir. Bu alan taşıtın taşıyabileceği yükü belirler. Gövde alanını hesaplayabilmek için teknenin taşıyacağı ağırlığı göz önünde bulundurmanız gerekir. Taşıtın boş ağırlığının 500 kg olacağı tahmini üzerinden 450 kg da faydalı yük artı yakıt ağırlığı ön görülürse taşıtın toplam ağırlığı yaklaşık olarak 950 kg denk gelecektir. Denklem (3.1)'de bu hesaplama yer verilmiştir.

Birçok hava yastıklamalı taşıtta yer çekimine denk bir itki kuvveti oluşturmak için yaratılan lift kuvveti 500 Pa ile 600 Pa arasındadır. Bu basınç sayesinde gövdenin yer ile temasını kesebilir. Eldeki verilerle gövde alanını hesaplamak istediğimizde kullanılacak denklem (3.1) ve (3.2)'deki gibidir (Amyot, 2013; Sears, 1938).

$$A_{\text{taşıt}} = \frac{m_{\text{taşıt}} (g)}{p_y} \quad (3.1)$$

$$A_{taşıt} = \frac{950(9.81)}{500} = 18.31 \quad (3.2)$$

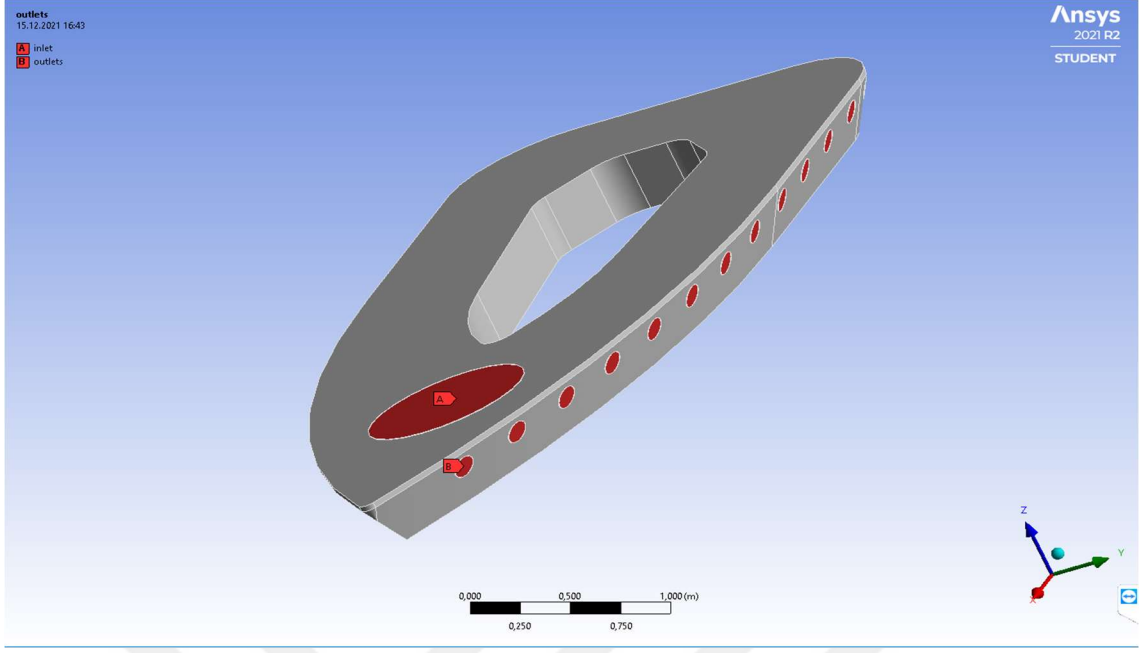
Taşıtın acil durumlarda güvenilirliğini sağlamak için 1.15 oranında güvenlik faktörü eklenirse;

$$A_{taşıt} = 18.31(1.15) = 21.06 \text{ m}^2 \text{ sonucu elde edilir.}$$

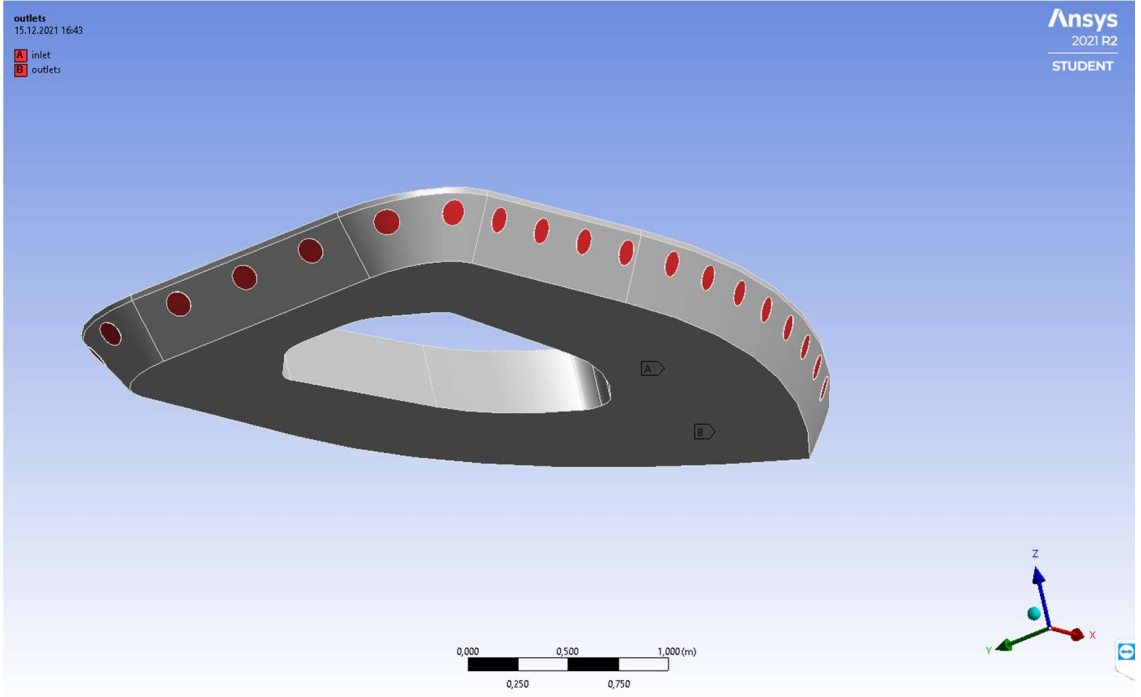
Tablo 3. 1. Konsept seçim matrisi

	Ağırlıklandırma	Konsept 1		Konsept 2	
		Sıralama	Ara toplam	Sıralama	Ara toplam
Ağırlık	5	1	5	2	10
Stabilite	5	1	5	2	10
Akış kontrolü	3	1	3	2	6
Üretilebilirlik	2	2	4	1	2
Yüzey sürtünmesi	2	2	4	1	2
Toplam			21		30

Gövde yapısı konsept 1 ve gövde alanı 21.06 m^2 olarak karar kılındıktan sonra üretilecek olan gövde yapısı tek parça halinde alttan yukarıya doğru belli bir açıyla genişleyen ortası boşluklu bir planya gövdesi olarak bilgisayar ortamında Solidworks programı aracılığıyla çizilmiştir. Gövde yapısı prizma gibi düz bir şekilde yükseltmek yerine alttan yukarıya belli bir açıyla genişlemesi, dikey düzlemde bir daralan yapı ortaya çıkarmış ve bu sayede hava akışı sırasında üst tabla eklem yerlerinde statik hava oluşumunun önüne geçilmiştir. Böylece inlet kısmından alacağımız havayı daha verimli bir şekilde etekleri besleyecek olan hava çıkışlarına yönlendirmiş oluyoruz. Teorik olarak tek parça olarak üretilen gövde yapısında herhangi bir eklem veya bağlantı noktası olmadığından yüzey sürtünmesi en aza indirgenmiş ve sızdırmazlık sağlanması daha kolay bir hale gelmiştir.



Şekil 3. 3. Önden gövde geometrisi



Şekil 3. 4. Arkadan gövde geometrisi

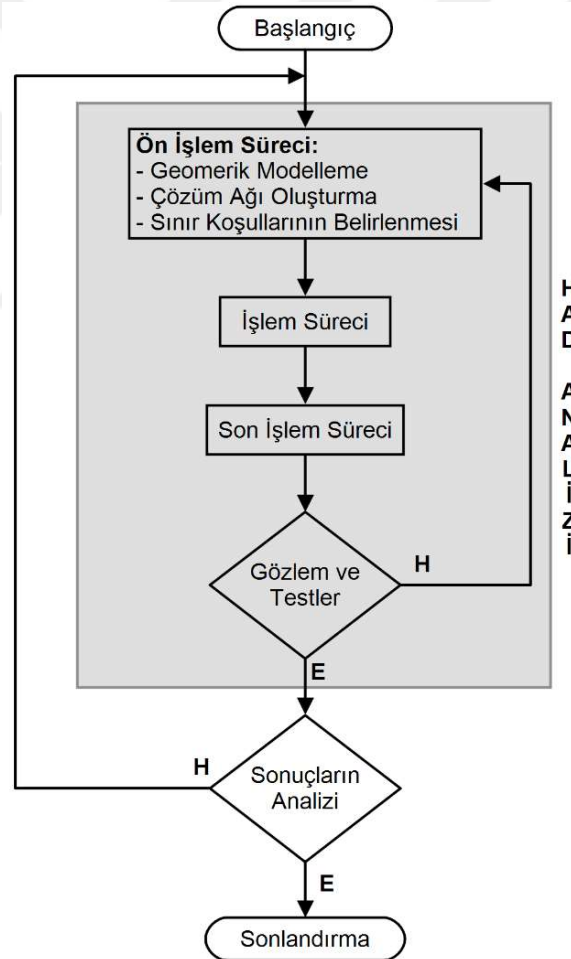
Şekil 3.3. ve şekil 3.4.'te gösterilen gövde yapısını taşıt üzerinde işlevsel hale gelebilmesi için gövde yapısı düz uçuş sırasında aracın dengesini bozmayacak bir şekilde inlet

kısından alınan havanın gövde içerisinde homojen olarak dağılması ve aynı zamanda hava yastıklama etkisi için basınçlı bir şekilde eteklere tahliye edilmelidir.

3.2. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiğinin Gövde Yapısına Uygulanması

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizini gerçekleştirmek için ilk önce problemi matematiksel olarak ifade etmek ve bilimsel etmek gerekir. Son olarak bilgisayar, analiz programı tarafından dikte edilen hesaplamaları yapar. Prensip olarak bir simülasyon gerçekleştirmek için üç farklı ana görev yapılmalıdır. Bunlar; ön işlem süreci, işlem süreci ve son işlem sürecidir. Bu süreçler ve ara basamakları tablo 3.2.'de akış şeması olarak verilmiştir (Tu ve diğ., 2018).

Tablo 3. 2. HAD Analizi akış şeması

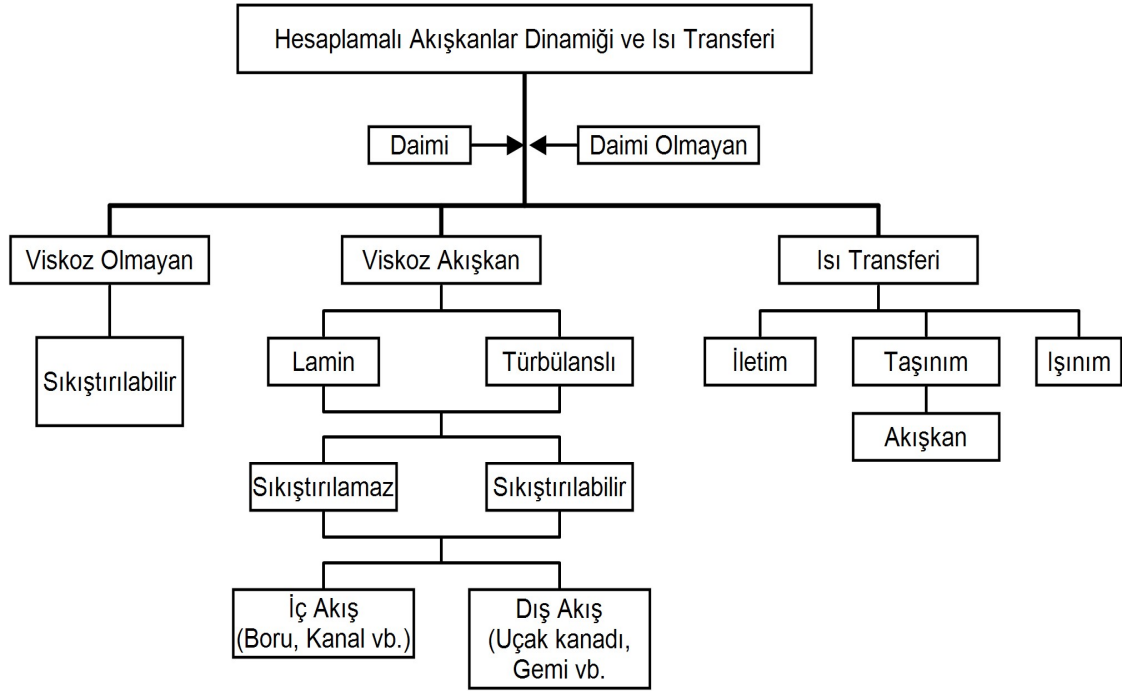


3.2.1. Ön İşlem Süreci

Bu çalışmada ön işlem süreci sayısal çözüm aşamasıdır. Bu aşama, problem hakkında düşünmeyi, çözüm ağı oluşturmaya ve hesaplama modeli oluşturmaya içerir.

Problem hakkında düşünmek HAD kullanımının ilk adımıdır. Böylece problemin çözümüne dair uygulayabileceğimiz metotlar ve matematiksel modelleri ön görebiliriz. CAD programlarıyla modellenen geometri HAD programına entegre edilir. Bundan sonra geometri çözüm ağı ile HAD programının hesaplama yapabileceği bir zemin oluşturulur. Çözüm ağı oluşturma işlemi tamamlandıktan sonra problemin sınır koşulları belirlenir. Bu koşullara akış parametreleri ve fiziksel özellikleri de dahildir. İyi bir analiz için bunların yanı sıra örgü yoğunluğu ve örgü sayısı kritik bir öneme sahiptir.

Tablo 3. 3. HAD Akış Fizikleri Blok Diyagramı



Tablo 3.3.'te verilen HAD akış diyagramı değerlendirilirken, en uygun metodu seçebilmesi için öncelikle akış fiziklerinin iyi bir şekilde tamamlanması gereklidir. Bunun için birinci adım akışımızın daimi olmayan mı yoksa geçici mi olduğuna karar vermektir. İkinci adım akışın, viskoz olmayan akışkan mı viskoz akışkan mı olduğunu belirlemektir. Bu çalışmada hava viskoz akışkan olduğu için ve Reynold katsayımız 10^5 den daha büyük olduğu için türbülanslı akış kategorisine dahil olmaktadır. Türbülanslı akışlar

sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz akış olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Bu çalışmada hava hızı 0.064 Mach'dir. 0.3 Mach'a kadar hıza sahip akışkanlar sıkıştırılamaz kabul edildiği için bu çalışmadaki akışkan sıkıştırılamaz kabul edilmiştir. Son adım akış ortamına karar verilmesidir. Bu çalışmada bir hava alığından içeriye gönderilen hava, çok sayıdaki çıkış deliklerinden dış ortama gönderildiği için akışımız bir iç akıştır.

3.2.2. Tasarlanan Hoverwing Kaldırma Sistemi Gövdesinin Realizable k-e Yöntemi ile Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi

Gövde yapısının arka kısmındaki hava çıkışlarından homojen ve minimum türbülanslı hava akışı hedeflenmektedir. Gövdenin geometrik yapısı incelendiğinde, arka kısımda yer alan çıkışlardan tahliye olan havanın sürekliliği taşıtın stabilitesi açısından kritiktir. Sürekliliği olan hava akışında oluşabilecek muhtemel bir aksilik sonucu ise taşıtın yatay eksenini üzerindeki stabilitenin sağlanmasında problemlerle karşılaşılabilir.

Gövde yapısının içine yönlendirilen havanın, her hava çıkışında basınçlı tahliyesinin sağlanması ve bunların olabildiğince birbirlerine yakın değerde olması için analizler yapılmıştır. Akışın yönüne bağlı olarak, sağ ve sol hava çıkışlarında, önden arkaya basınç kaybı yaşanacaktır. Ancak yapılan çalışmaya gövde yapısına arkadan baktığımızda, giriş alığına belli bir açıyla hava yönlendirerek, arkadaki beş adet çıkışta dinamik basınç hedeflenmiştir. Her hava çıkışına basınçlı hava gönderilerek, yapı içerisindeki akışın sürekliliği sağlanmış ve iç yapıda herhangi bir türbülans ve ters akış oluşmamasına odaklanılmıştır.

3.2.2.1. Geometrik Modelleme

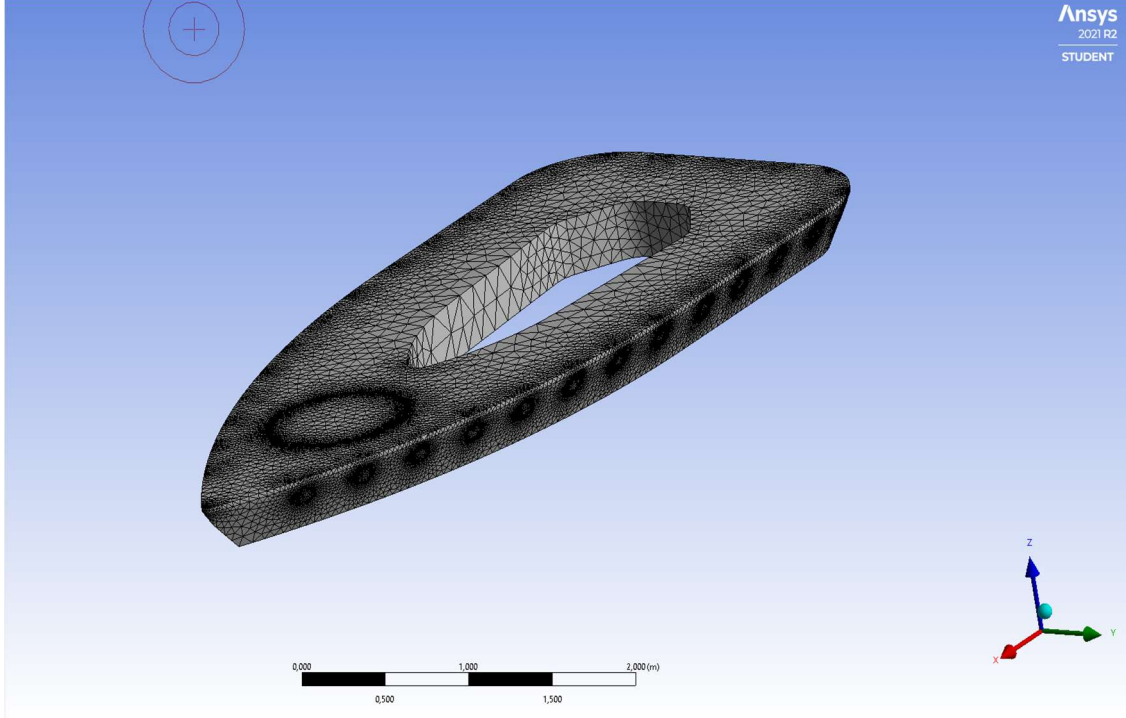
Analizi yapılacak olan geometri Solidworks CAD programında çizilmiştir. Güvertenin üst yüzeyi 5565 mm uzunluğunda ve 2350 mm genişliğindedir. Alt yüzey ise su yüzeyindeki hem hidrodinamik kuvveti minimize etmek amacıyla hem de gövde içi akışı sürekli tutmak amacıyla 30 derece açı verilerek 300 mm derinlik ile tasarlanmıştır. Orta bölümde yer alan boşluk konsept 1'e uygun olarak havanın yönlendirilmesi amacıyla yerleştirilmiştir. Giriş hava alığının çapı 850 mm ve çıkış hava deliklerinin çapları 130 mm olup 31 adettir.

3.2.2.2. Çözüm Ağı Oluşturma

Tablo 3.4.'de verilen parametre ve koşullarla ANSYS FLUENT'te temel geometri modeli oluşturulmuştur. Seçilen parametreler geometrinin malzemesine akışkanın türüne ve sınır koşullarına dayanmaktadır. Element boyutları ve sayısı literatürde yapılmış olan çalışmalar göz önünde bulundurularak şekil 3.5.'te görseli verilen çözüm ağı oluşturulmuştur. Çok sayıda yazılım programı olmasına rağmen kompleks ve gerçeğe en yakın sonuçları elde etmemizi sağlayan ANSYS FLUENT(HAD) programı seçilerek analizler yapılmıştır. Tablo 1'de kullanılan çözüm ağı modellemesinin verileri ve Şekil 3.6.'da çözüm ağı modellemesinin geometri üzerindeki uygulaması verilmiştir. Bu çerçevede kullanılan lisanslı yazılımın element sayısı limitinden kaynaklı olarak 416054 adet element ve 80451 adet düğüm oluşturulmuştur. Gerçeğe en yakın sonuçlar elde edilebilmesi için kullanabileceğimiz maksimum element sayısı budur. Geometrinin keskin yüzeyli yapısından dolayı en uygun ağ türü üçgen yapılıdır.

Tablo 3. 4. HAD Analizinde Kullanılan Koşulların Detayları

Materyal Türü	Akışkan
FLUENT Akışkan Materyalleri	Hava
Yoğunluk	1.225 kg/m ³
Viskozite	1.7894e-05 kg/m-s
Gövde Malzemesi	Alüminyum
Hız	22.22m/s
Enerji Denklemi	Açık
Düğüm	80451
Element	416054
Çözüm Ağı Türü	Üçgen



Şekil 3. 5. Çözüm ağı

3.2.2.3. Sınır Koşullarının Belirlenmesi

Realizable k-ε” modeli bir çift denklemlidir. Türbülans viskozitesindeki taşınım denklemini çözmek için iki ayrı denkleme sahiptir. k-ε modeli düzlemsel kayma gerilmesi (planar shear stress) ve devir daim akışları (recirculating flows) için tasarlanmıştır. Bu model endüstriyel ve çevresel akışlar için oldukça geniş bir kullanım alanına sahiptir. Reynolds kayma gerilmelerinin en önemli yere sahip olduğu sınırlı akışlar (confined flows) ve küçük basınç gradyanlı serbest kayma tabakalı (free-shear layer) akışlar için oldukça kullanışlıdır. B.E. Launder ve D.B. Spalding tarafından 1974 yılında ortaya atılmıştır. “Realizable k-ε” türbülans modelinin denklemi aşağıda verilmiştir.

3.3.2.4. Taşınım Denklemleri

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k + P_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (3.3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1e} \frac{\epsilon}{k} C_{3e} P_b + S_e \quad (3.4)$$

Buradan,

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{n}{n+5} \right], \quad n = S \frac{k}{\epsilon}, \quad S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (3.5)$$

Denklem (3.3), (3.4), (3.5)'de verilen denklemlerde hız gradyanları tarafından üretilen türbülans kinetik enerjisinin ifadesidir. Standart k-e model ile aynı yoldan hesaplanır. P_b ise kaldırma kuvveti ile üretilen türbülans kinetik enerjisinin ifadesidir. Buda yine standart k-e model ile aynı yoldan hesaplanır.

Türbülans viskozitesinin modellenmesi denklem (3.6)'daki gibi yapılarak:

$$u_t = \rho C_u \frac{k^2}{\epsilon} \quad (3.6)$$

Buradan denklem (3.7), (3.8), (3.9) ve (3.10) basamaklarına ulaşılır:

$$C_u = \frac{1}{A_0 + A_8 \frac{kU\epsilon}{\epsilon}} \quad (3.7)$$

$$U^* \equiv \sqrt{S_{ij}S_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij}\tilde{\Omega}_{ij}} \quad (3.8)$$

$$\tilde{\Omega}_{ij} = \Omega_{ij} - 2\epsilon_{ijk}\omega_k \quad (3.9)$$

$$\Omega_{ij} = \underline{\Omega_{ij}} - \epsilon_{ijk}\omega_k \quad (3.10)$$

$\underline{\Omega_{ij}}$ açılmal hız ile (ω_k) ile dönen bir referans çerçevesi içinde görüntülenen ortalama dönme hızı tensörü anlamına gelmektedir. Bu modelin sabitleri A_0 ve A_s denklem (3.11) ve (3.12)'de verilmiştir.

$$A_0 = 4.04, \quad A_s = \sqrt{6} \cos \cos \emptyset \quad (3.11)$$

$$\emptyset = \frac{1}{3}(\sqrt{6} W), \quad W = \frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{\tilde{S}^3}, \quad \tilde{S} = \sqrt{S_{ij}S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (3.12)$$

Modelin deneysel sabitleri:

$$C_{1\epsilon} = 1.44 \quad C_2 = 1.9, \quad \sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\epsilon = 1.2$$

3.2.2.5. İşlem Süreci

Güvertenin üst kısmında hava alığına yerleştirilen fanın içeriye optimum hava üfleme hızı olan 22.22 m/s ile gövde bölgesine 0^0 ile 25^0 arasında hava üflenerek iç bölge hava ile doldurulmuştur. Doldurulan hava ile çıkış deliklerinde oluşan ve sadece hava akışı ile oluşacak olan dinamik basınç, türbülans ve hız büyüklükleri gözlemlenerek optimum hava giriş açısı ve çıkış deliklerinde oluşan dinamik basınç dağılımları, türbülans ve hız değerleri elde edilmeye çalışılmıştır. Bu süreçte deneylere en yakın değerleri elde etmemize olanak sağlayan basınç temelli “realizable k-e” standart Wall Functions matematiksel modellemesi seçilmiştir. Momentum Second Order Upwind ve referans değer ve başlangıç pozisyonu olarak giriş hava alığı değerleri alınmıştır. Analiz işlem süreci seçimleri Tablo 3.5.’de verilmiştir.

Tablo 3. 5. Analiz seçim tablosu

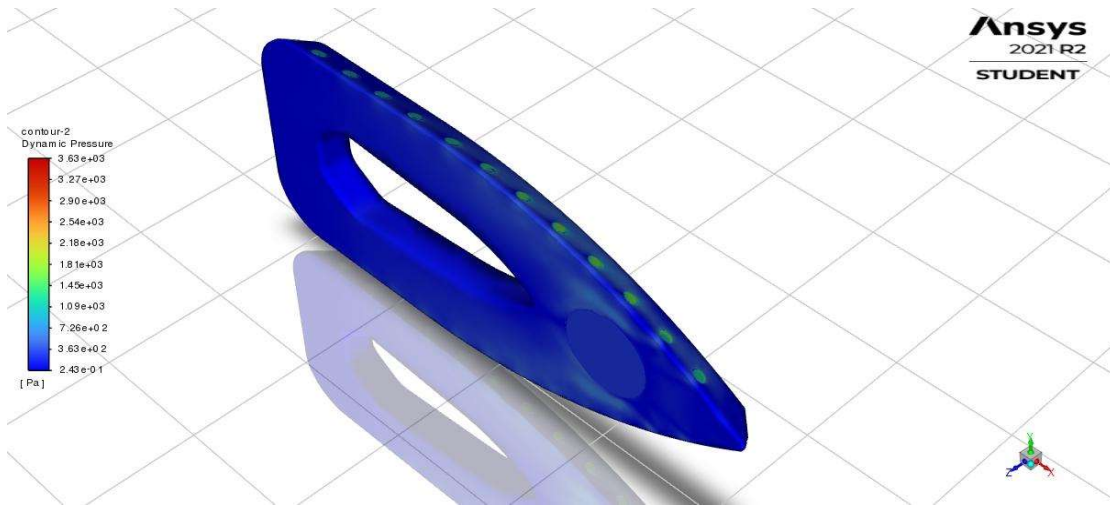
Çözücü seçimi	Basınç Temelli
Matematiksel Model	Realizable k-e Standart wall functions
Çözüm Kontrolleri	Gauss-Seidel Akış Türbilans Enerjisi
Momentum	Second Order Upwind Scheme
Başlatıcı Değerler	Giriş değerleri
Görüntülenen güçler	Dinamik Basınç, Türbülans Yoğunluğu
Referans değerler	Giriş Alığı Değerleri
Yakınsama Sınırı	1×10^6

3.2.2.6. Gövde Yapısının Analizi ve Sonuçların Gözlemlenmesi

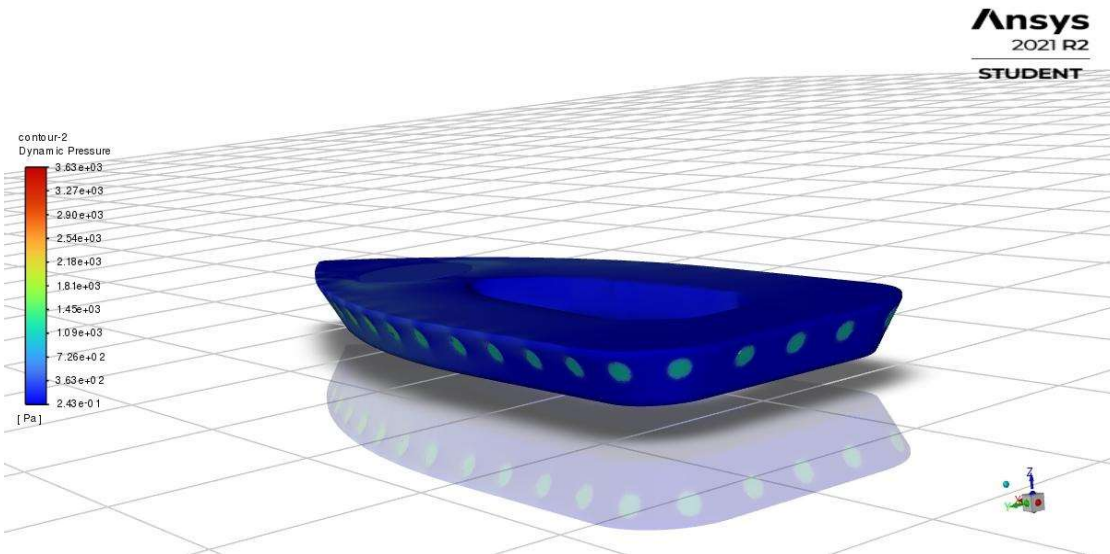
Yapılan analizler detaylı bir Şekilde grafiklere aktarılmıŐtır. Dinamik basınç ve türbülans yoğunlukları, kontur grafikler aracılığıyla gözlemlenmiştir.

0 derece

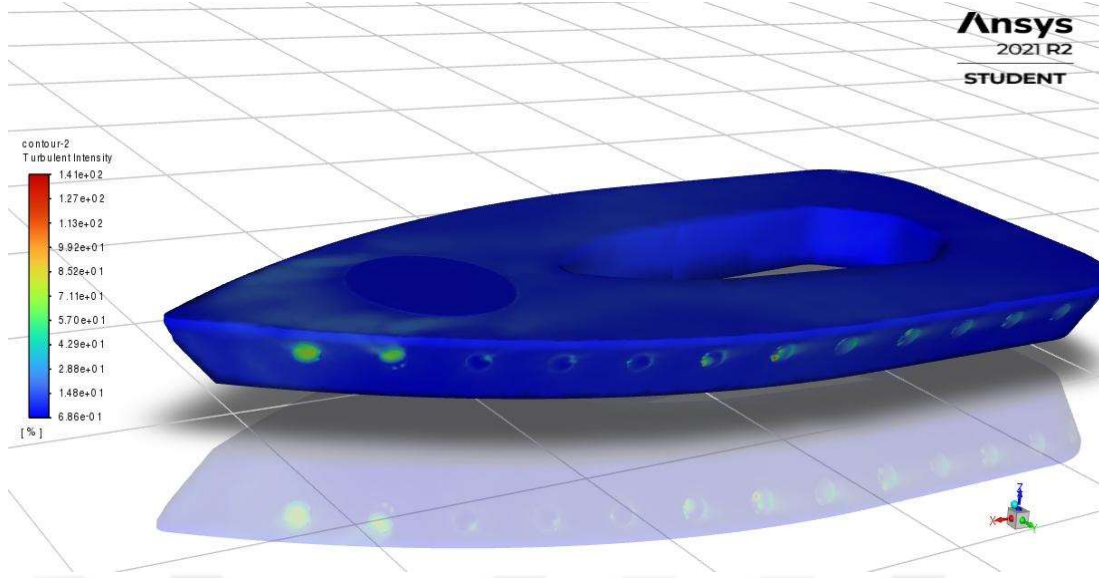
0 derece analizi referans olması amacıyla yapılmıştır. Bu analizde x eksenine paralel Şekilde yönlendirilen havanın durumu gözlemlenmiştir. Şekil 3.6. , Şekil 3.7. , Şekil 3.8. ve Şekil 3.9.’da bu gözlemler analize dökülmüştür.



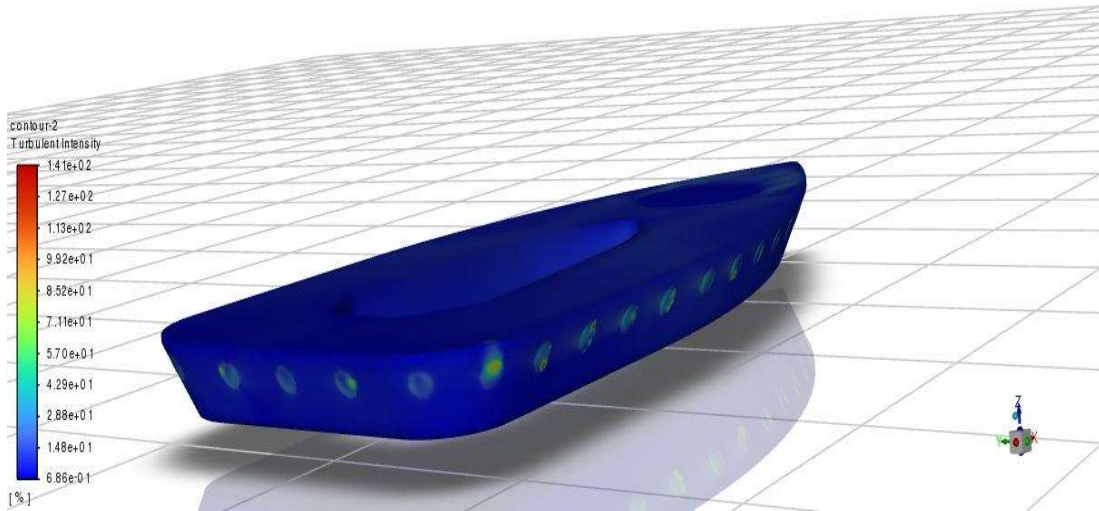
Şekil 3. 6. 0° Dinamik basınç 1



Şekil 3. 7. 0° dinamik basınç 2



Şekil 3. 8. 0° türbülans yoğunluğu 1

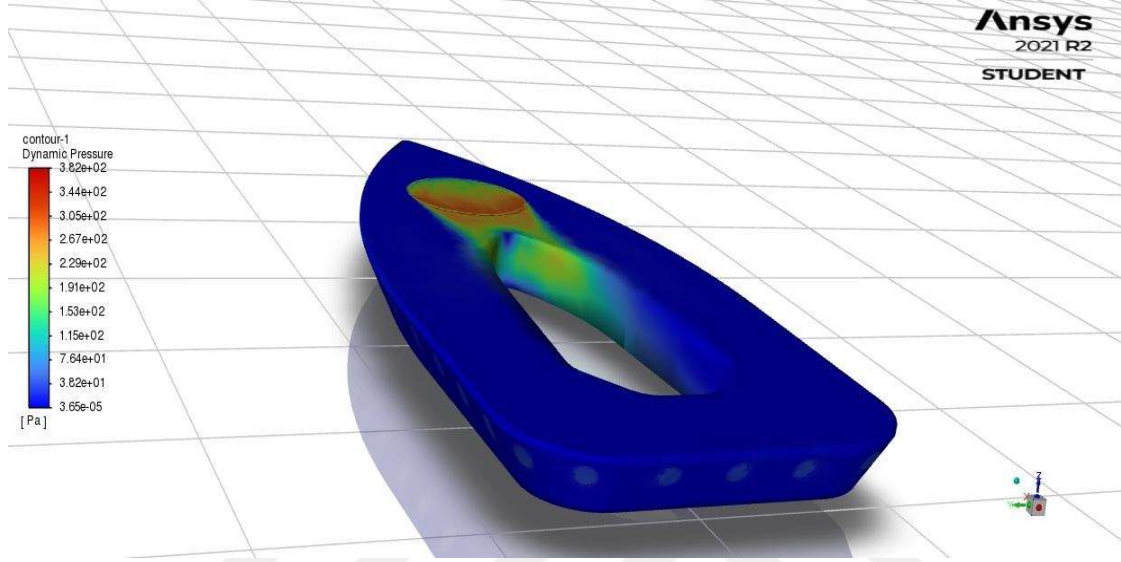


Şekil 3. 9. 0° türbülans yoğunluğu 2

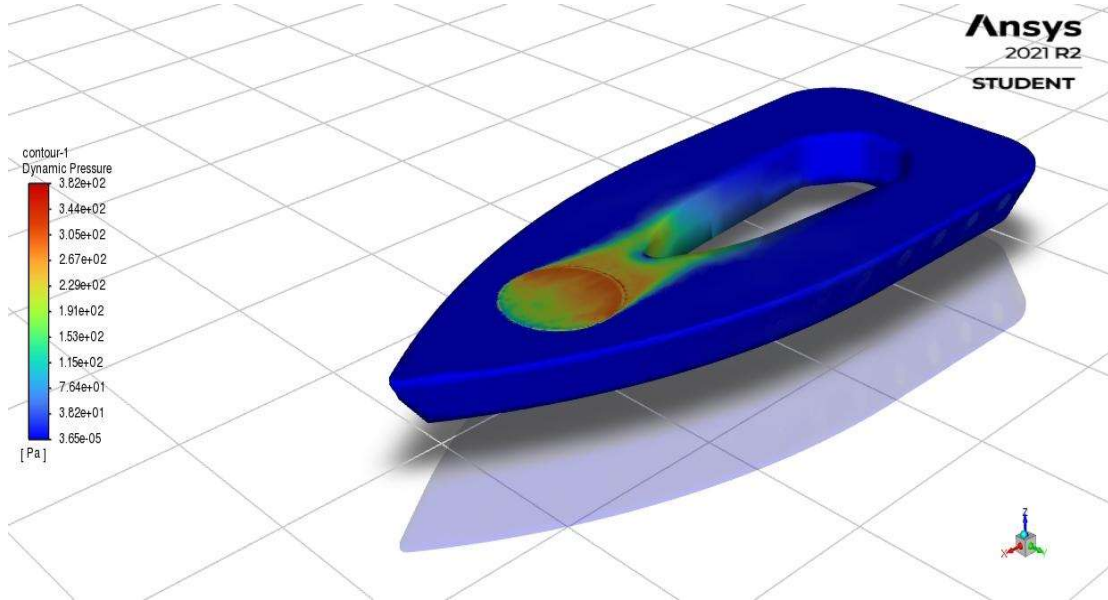
0 derece analizi sonrasında Şekil 3.9.'da da gözlemlenebildiği gibi hava çıkışlarında düşük değerlerde dinamik basınç gösterse de türbülans dağılımı eşit olmamış ve gövde geometrisinden sebep eşit olmayan bir şekilde bazı çıkışlarda hava akımını etkileyecek düzeyde yüksek türbülans gözlemlenmiştir.

5 derece

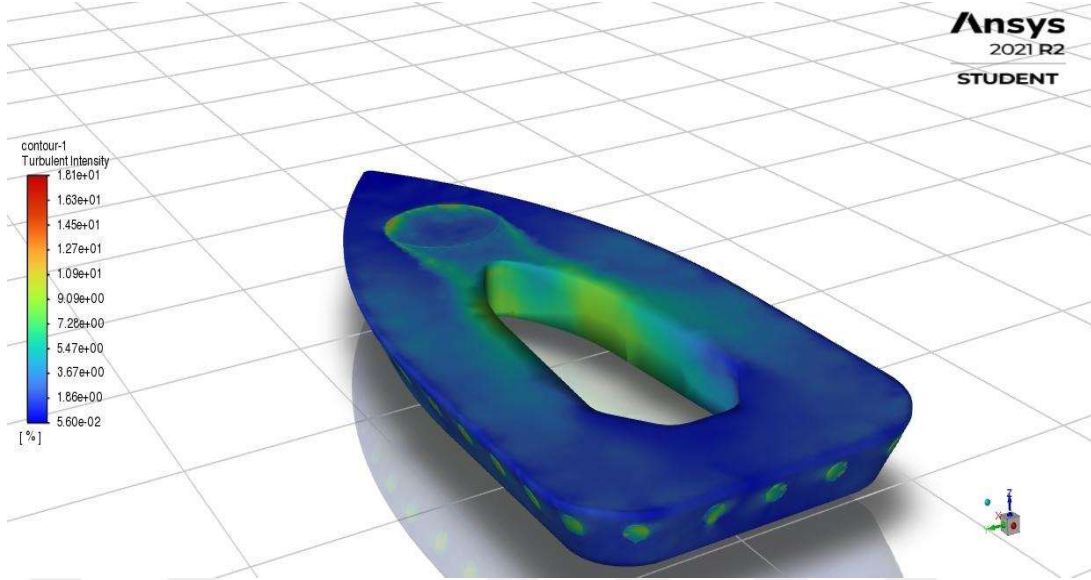
Gövde içine hava akışı 5 derece ile yönlendirildiğinde giriş kısmı ile gövde boşluğu duvarları arasında dinamik basınç artışı gözlemlenmiştir. Şekil 3.10. , şekil 3.11. , şekil 3.12. ve şekil 3.13’de bu gözlemler analize dökülmüştür.



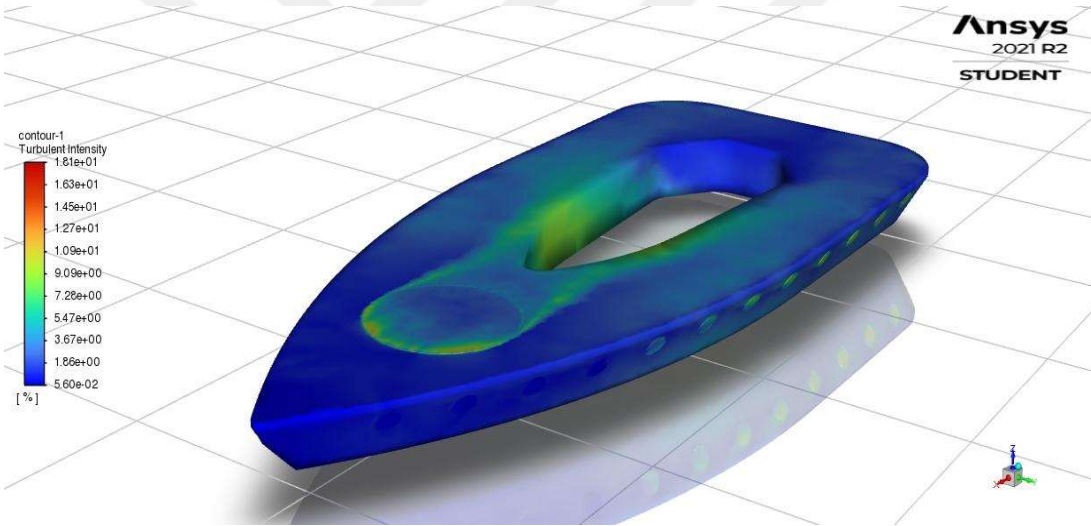
Şekil 3. 10. 5° dinamik basınç 1



Şekil 3. 11. 5° dinamik basınç 2



Şekil 3. 12. 5° türbülans yoğunluğu 1

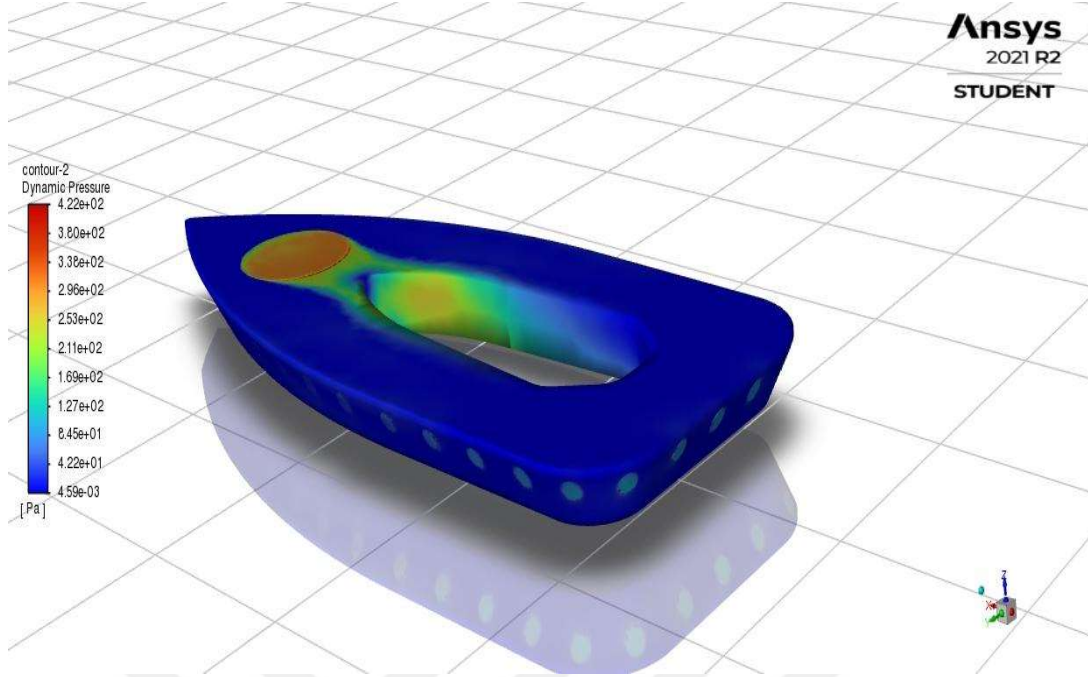


Şekil 3. 13. 5° türbülans yoğunluğu 2

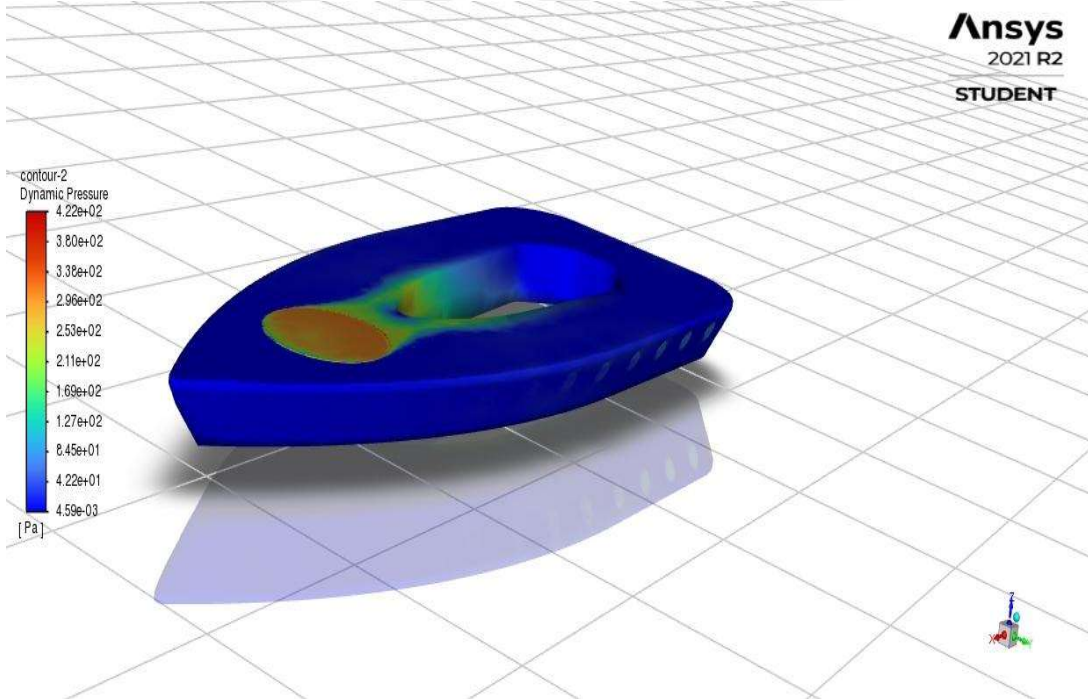
Her ne kadar türbülanslı hava çıkış sayısı azalsa da gövde içerisindeki belli bir kısımda oluşan statik basınçlı bölgeden dolayı hava çıkışlarında 0 dereceye göre azalan bir dinamik basınç oluşumu gözlemlenmiştir.

10 derece

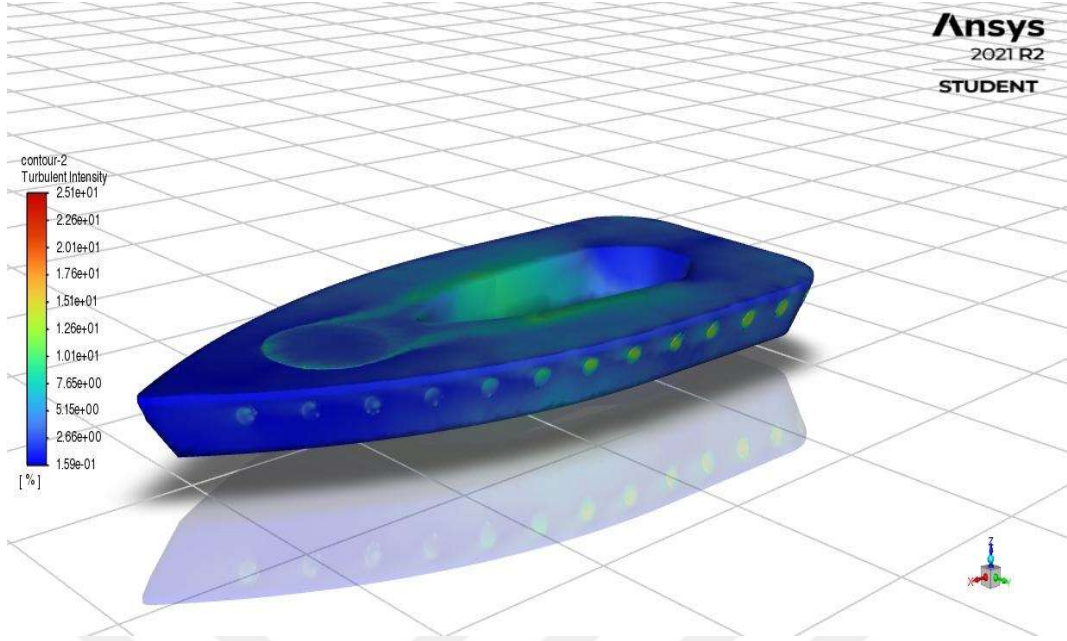
10 derece analizinde ise 5 derece analizinde gözüken gövde içi dinamik basınç artışı azalarak devam etmiştir. Şekil 3.14., şekil 3.15. , şekil 3.16. ve şekil 3.17.'de bu analizlerin görsel hali gösterilmiştir.



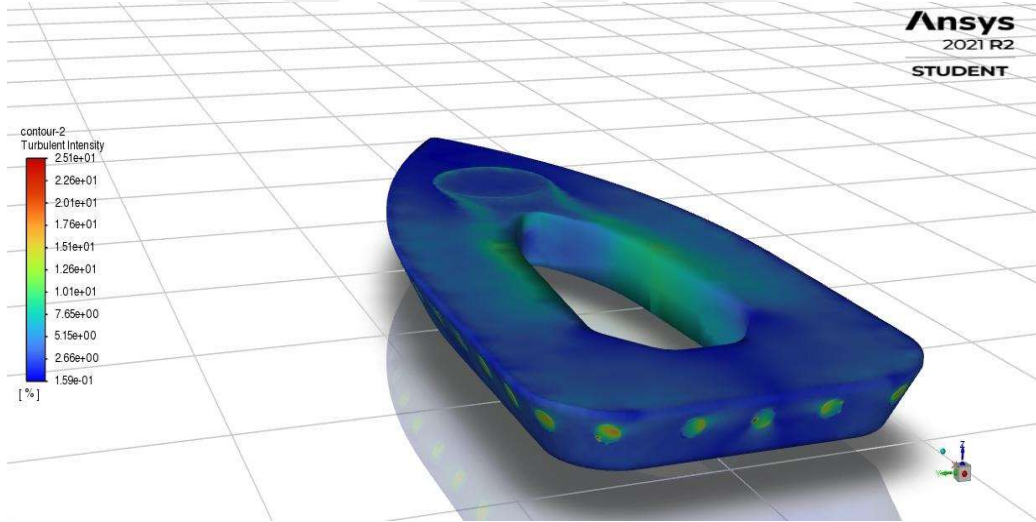
Şekil 3. 14. 10° dinamik basınç 1



Şekil 3. 15. 10° dinamik basınç 2



Şekil 3. 16. 10° türbülans yoğunluğu 1

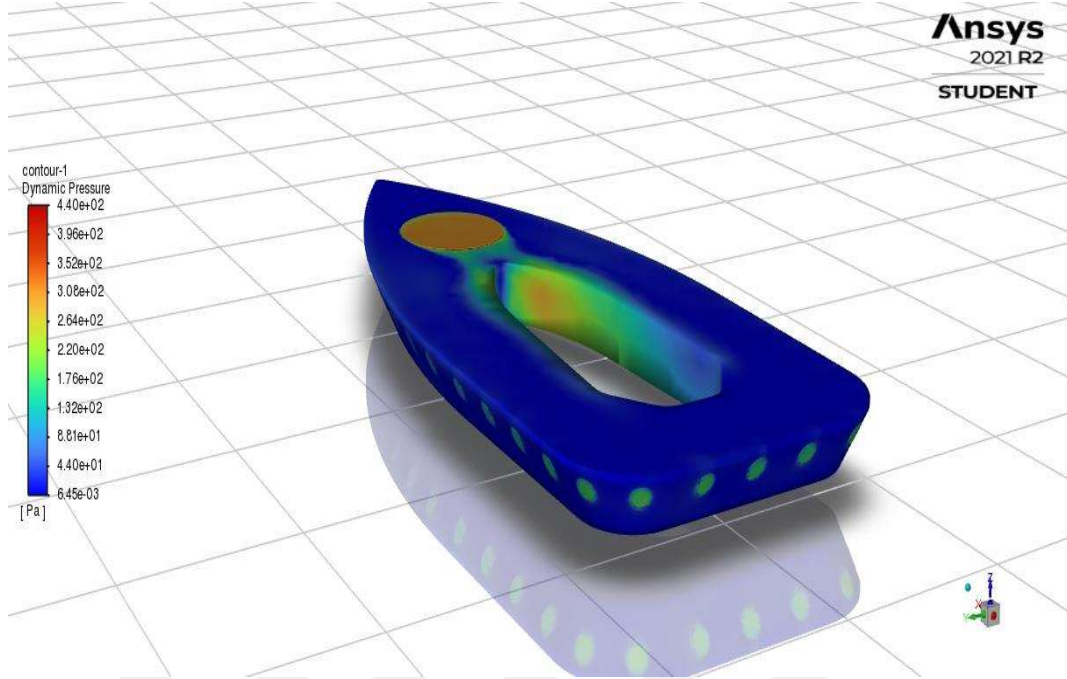


Şekil 3. 17. 10° türbülans yoğunluğu 2

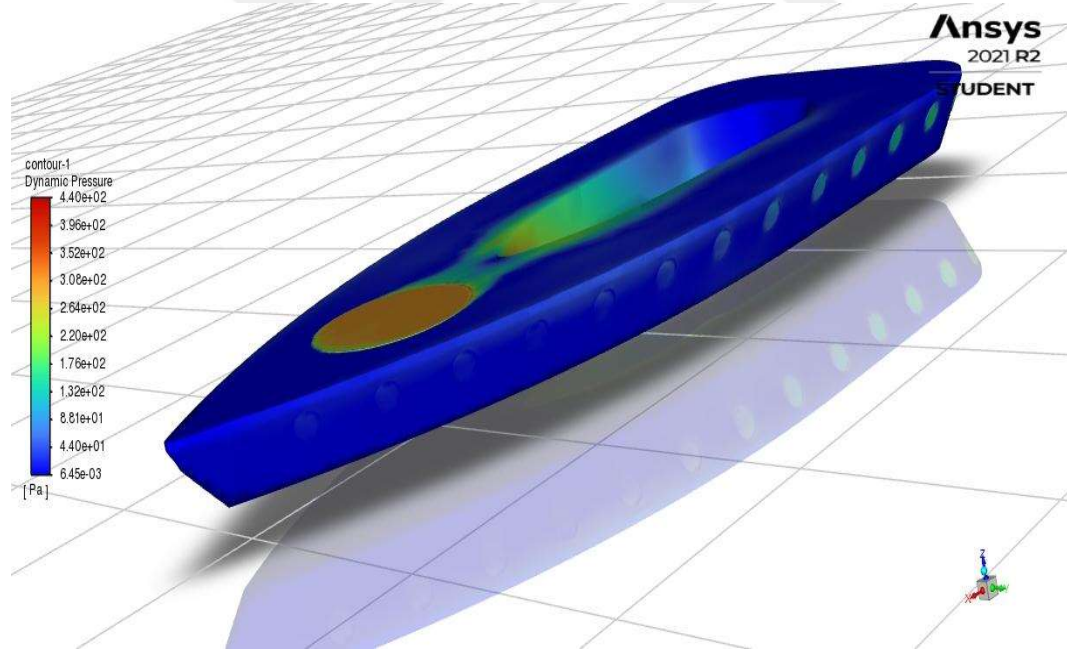
Artan açıdan dolayı gövde içine daha fazla yönlendirilen hava arka çıkışlardan daha fazla basınç oluşturmuş ve daha az türbülansa sebep olmuştur.

15 derece

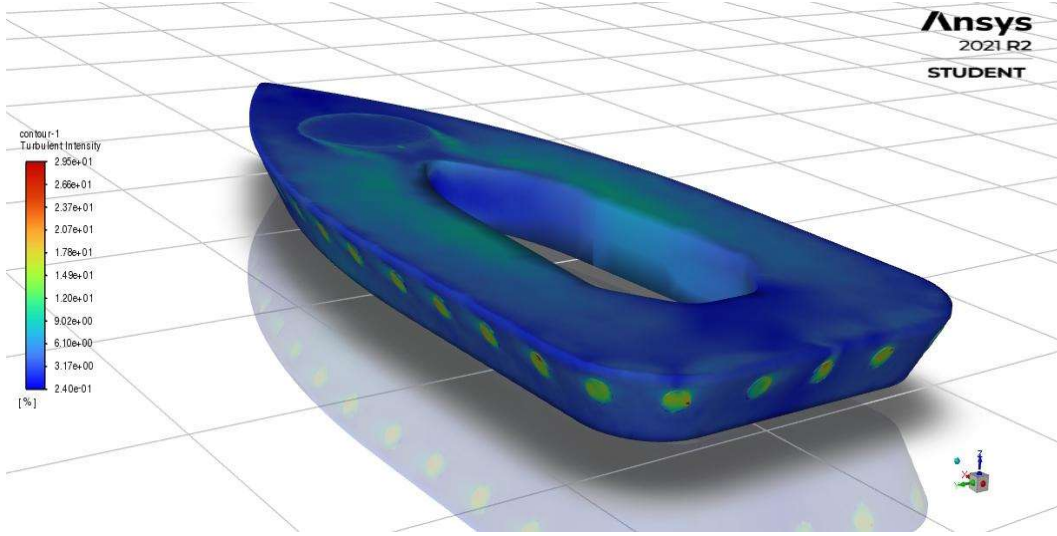
15 derece analizinde ise gövde içi dinamik basınç artışının gittikçe azaldığını ve hava akışıyla gövde geometrisinin daha uyumlu bir hal aldığı gözlemlendi. Bu gözlemler şekil 3.18. ,şekil 3.19. ,şekil 3.20. ve şekil 3.21’de analize yer verilmiştir.



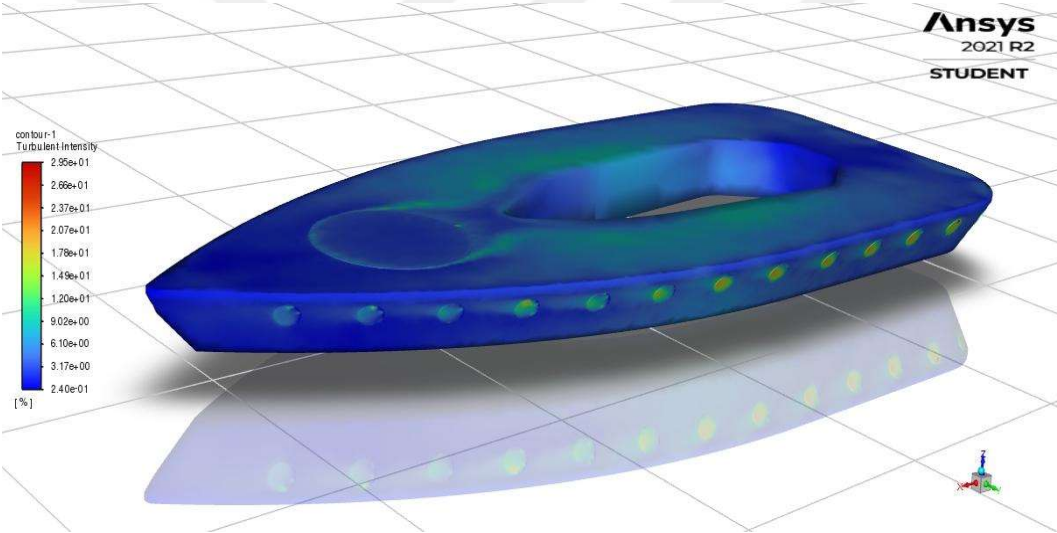
Şekil 3. 18. 15° dinamik basınç 1



Şekil 3. 19. 15° dinamik basınç 2



Şekil 3. 20. 15° türbülans yoğunluğu 1

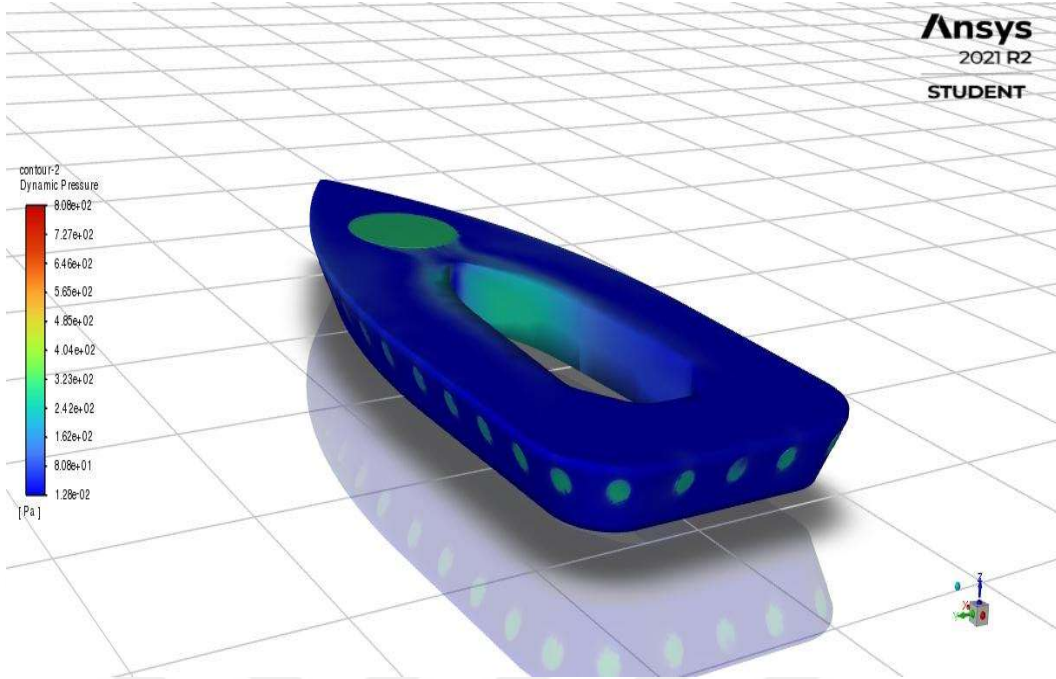


Şekil 3. 21.15° türbülans yoğunluğu 2

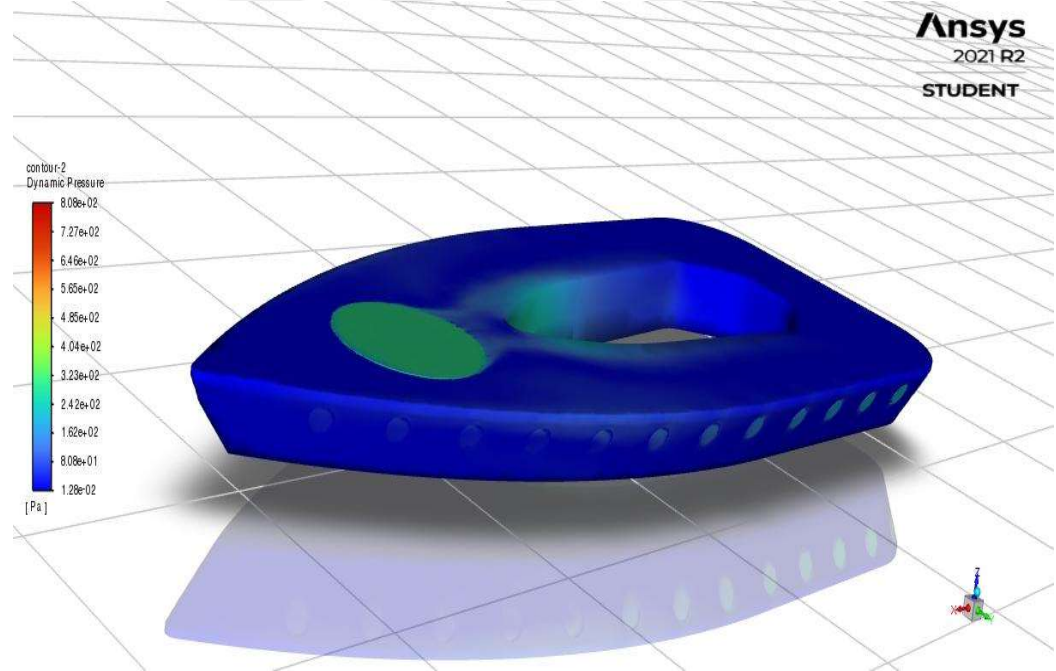
Hava çıkışlarında ki türbülans oluşumu hala tatmin edici düzeyde olmadığından analizlere devam edilmiştir.

20 derece

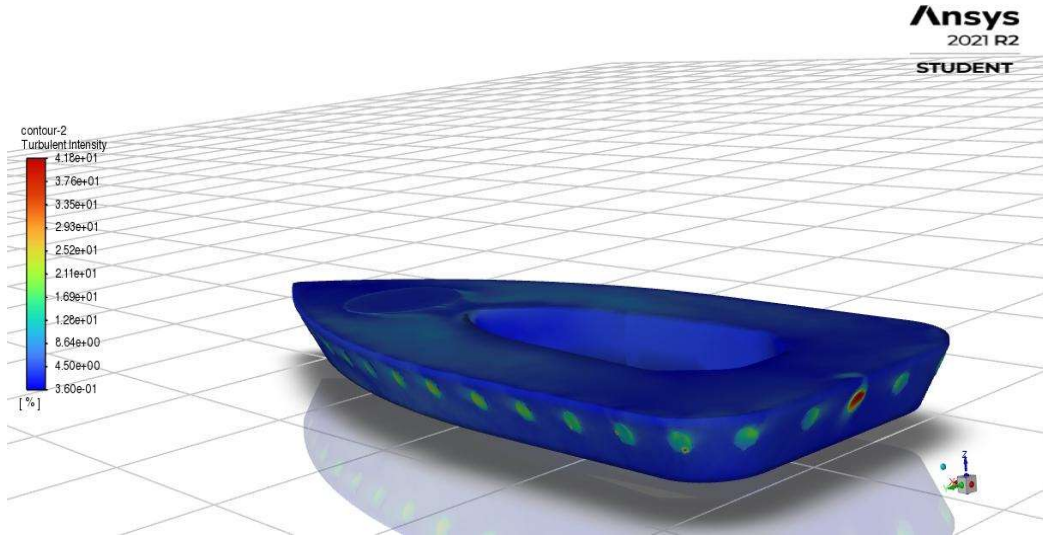
20 dereceyle gövde içerisine yönlendirilen hava kontur grafiklerde de görülebileceği gibi 15 dereceye göre dinamik basınç dağılımı daha homojen olarak gözlemlendi. Boşluk duvarlarının ön kısmında oluşan dinamik basınç artışı 15 dereceye göre oldukça azaldığı gözlemlendi. Bu gözlemler şekil 3.22. ,şekil 3.23. ,şekil 3.24. ve şekil 3.25’de analize yer verilmiştir.



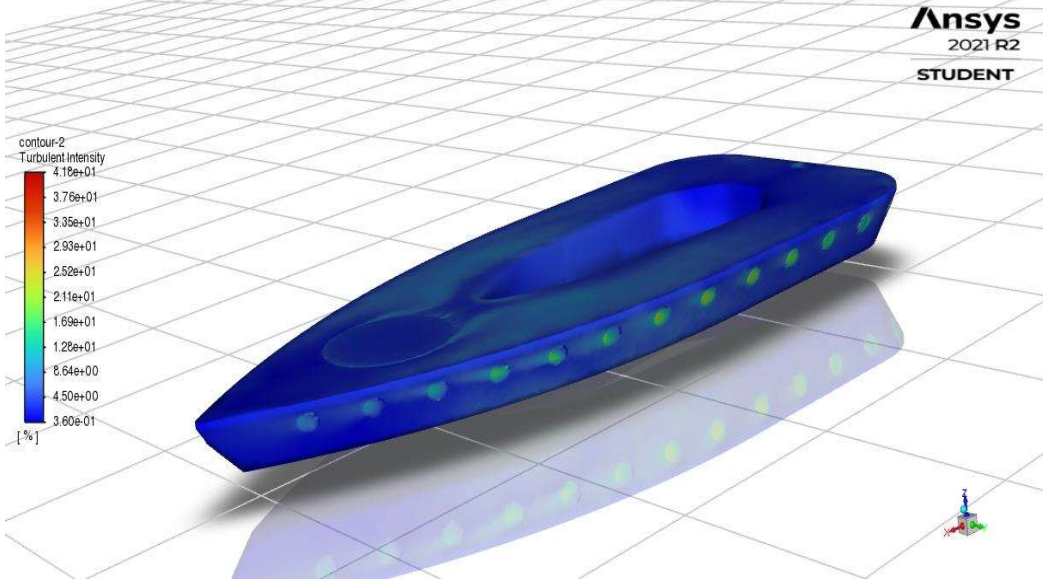
Şekil 3. 22. 20° dinamik basınç 1



Şekil 3. 23. 20° dinamik basınç 2



Şekil 3. 24. 20° türbülans yoğunluğu 2



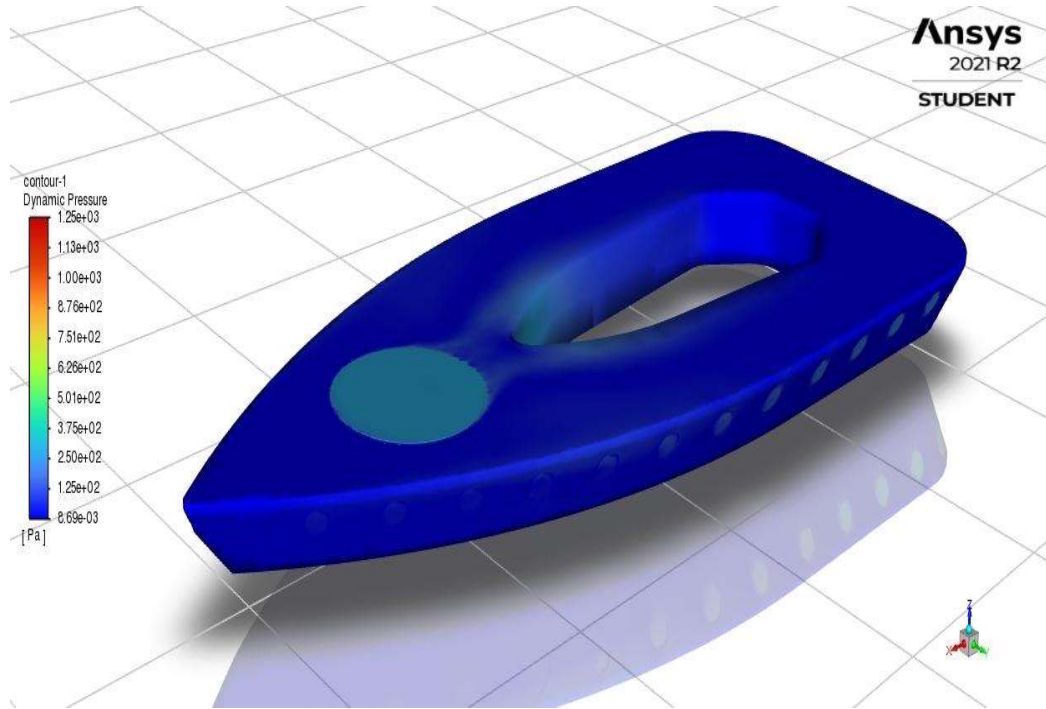
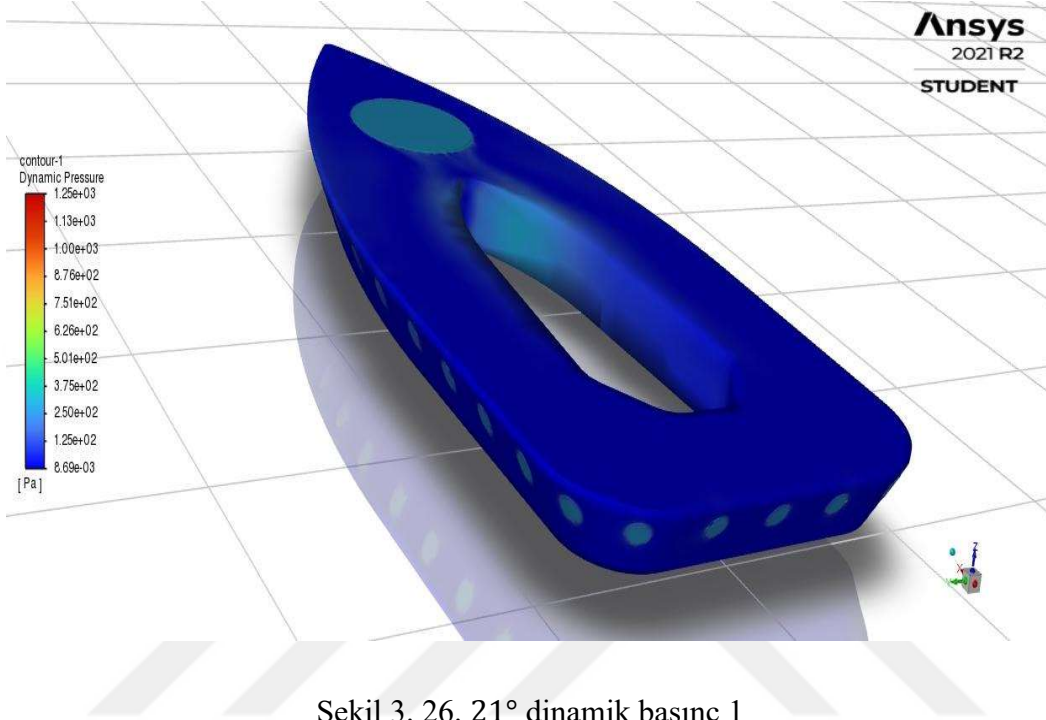
Şekil 3. 25. 20° türbülans yoğunluğu 2

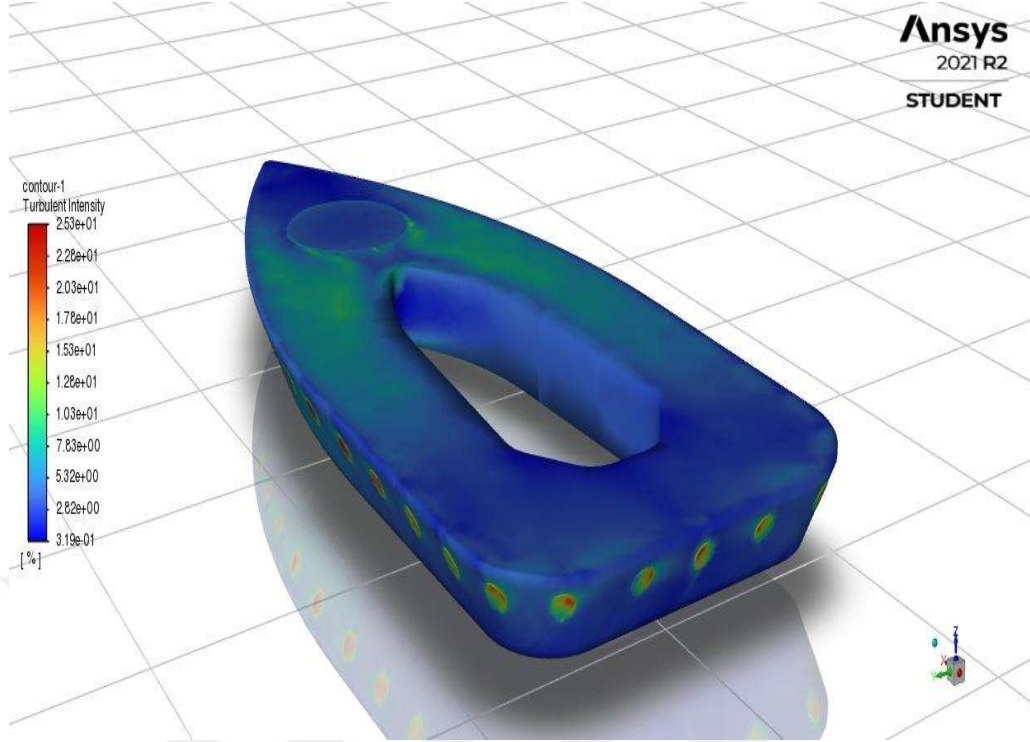
Türbülans yoğunluğu değerlerine bakılacak olursa, kritik değerdeki en arka hava çıkışlarında yoğunluklu türbülans oluşumu gözlemlendi. Bu durumda uçuş stabilitesi için istenmeyen bir durumdur.

21 derece

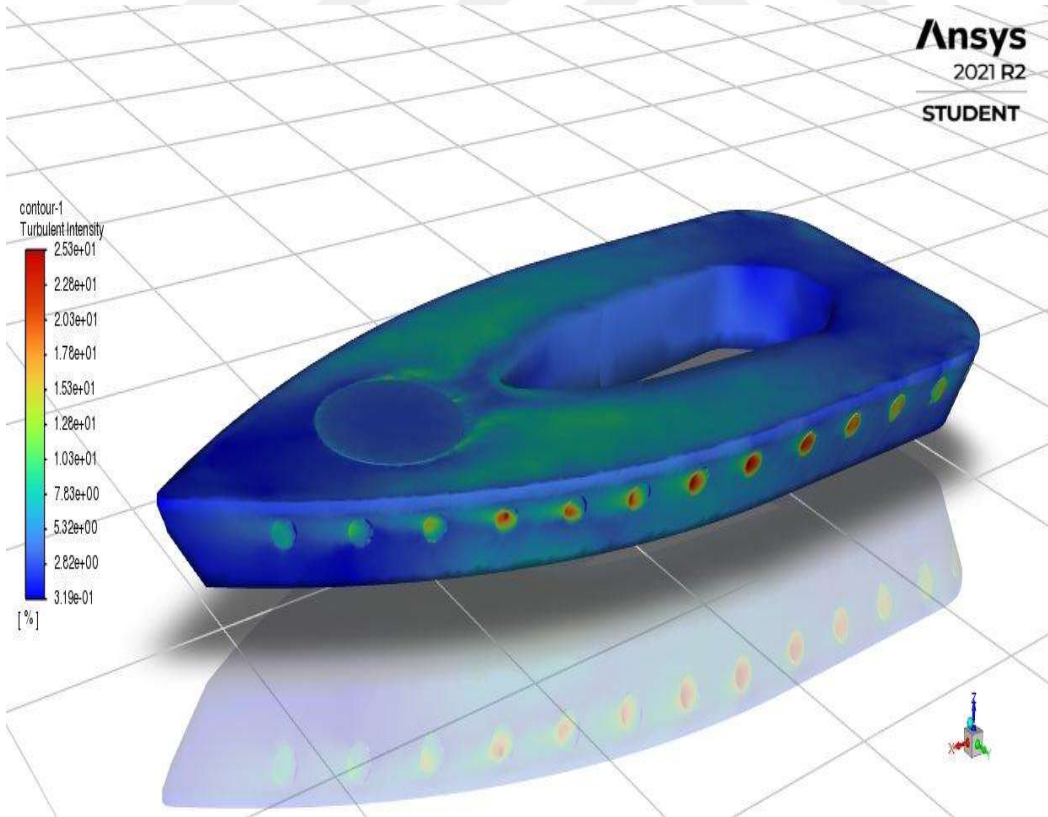
20 derece analizinde gözlemlenen durumlardan sonra her sonraki analizde açı artışına 1 derece olarak devam edildi. Her açıda yapılan gözlem analizleri resmedildi, 21 derece

analizi şekilleri ise şekil 3.26. ,şekil 3.27. ,şekil 3.28. ve şekil 3.29’da analize yer verilmiştir.





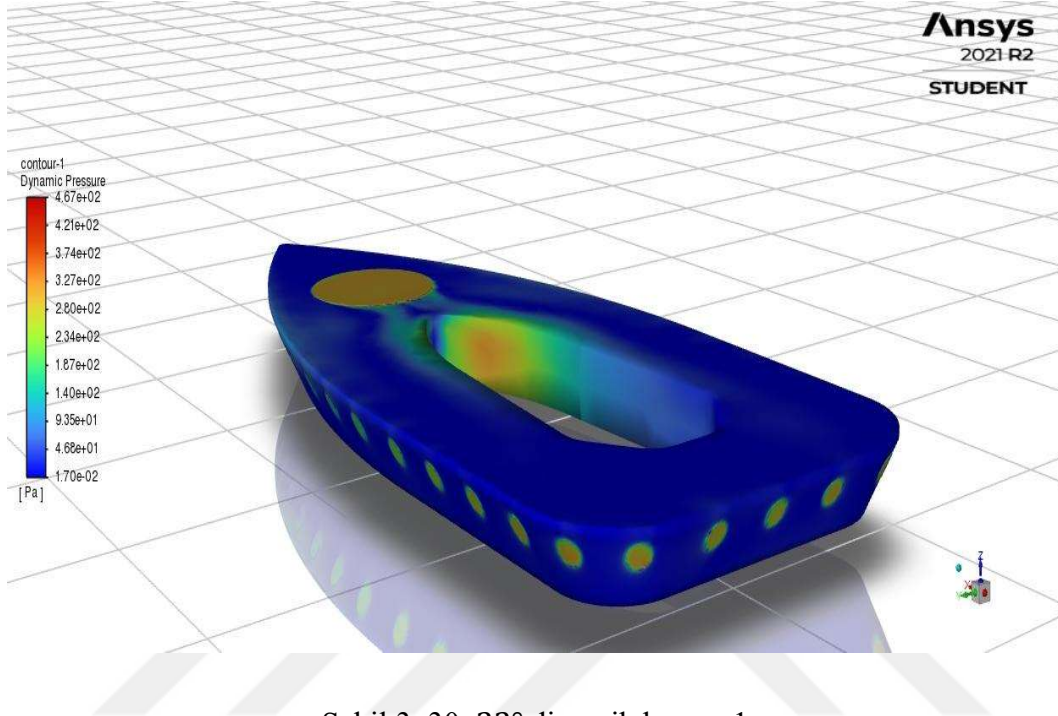
Şekil 3. 28. 21° türbülans yoğunluğu 1



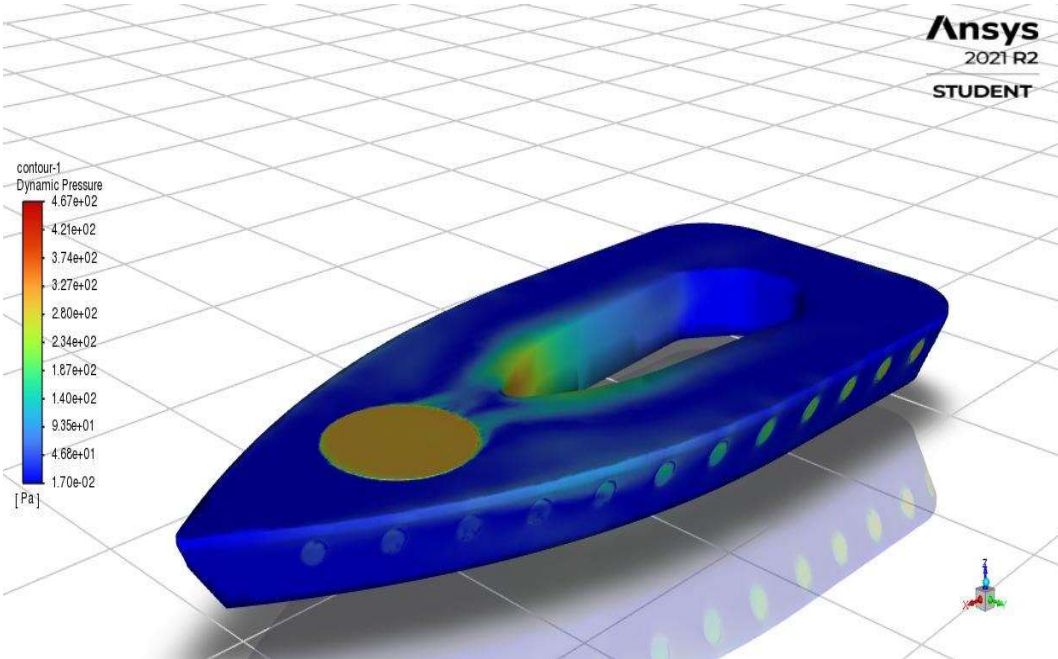
Şekil 3. 29. 21° türbülans yoğunluğu 2

22 derece

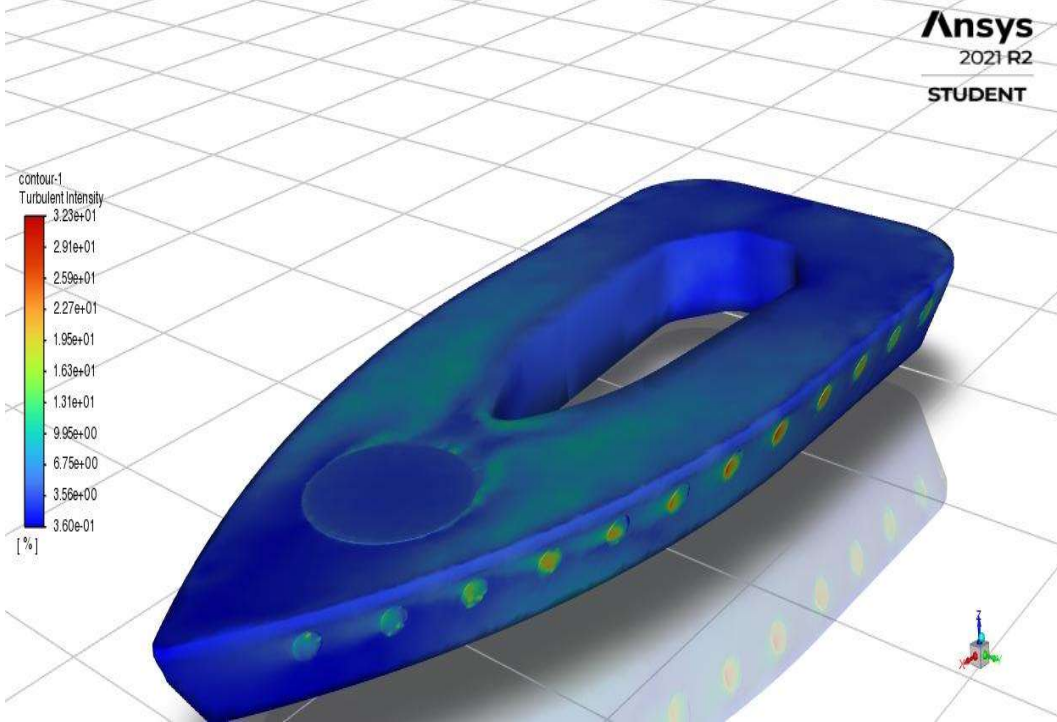
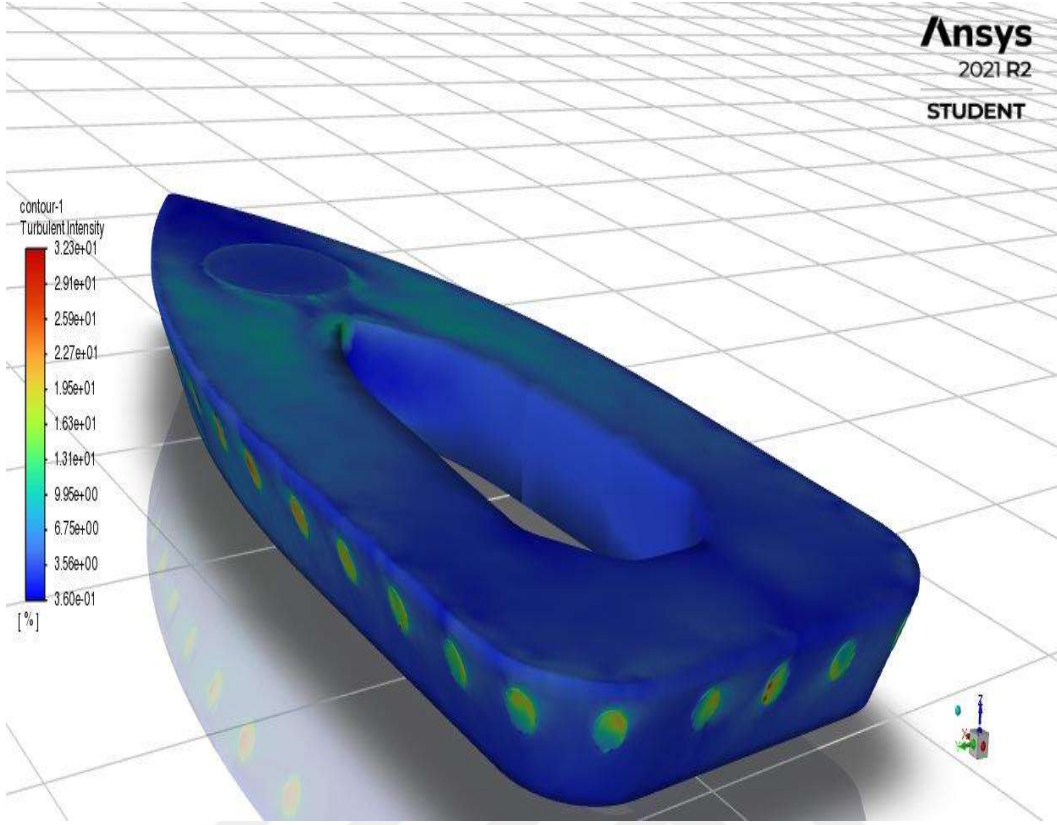
22 derece analizleri şekil 3.30. , şekil 3.31. , şekil 3.32. ve şekil 3.33. de gösterilmiştir. Bu görsellere dair yapılan analizlere sonuçlar ve öneriler bölümünde yer verilmiştir.



Şekil 3. 30. 22° dinamik basınç 1

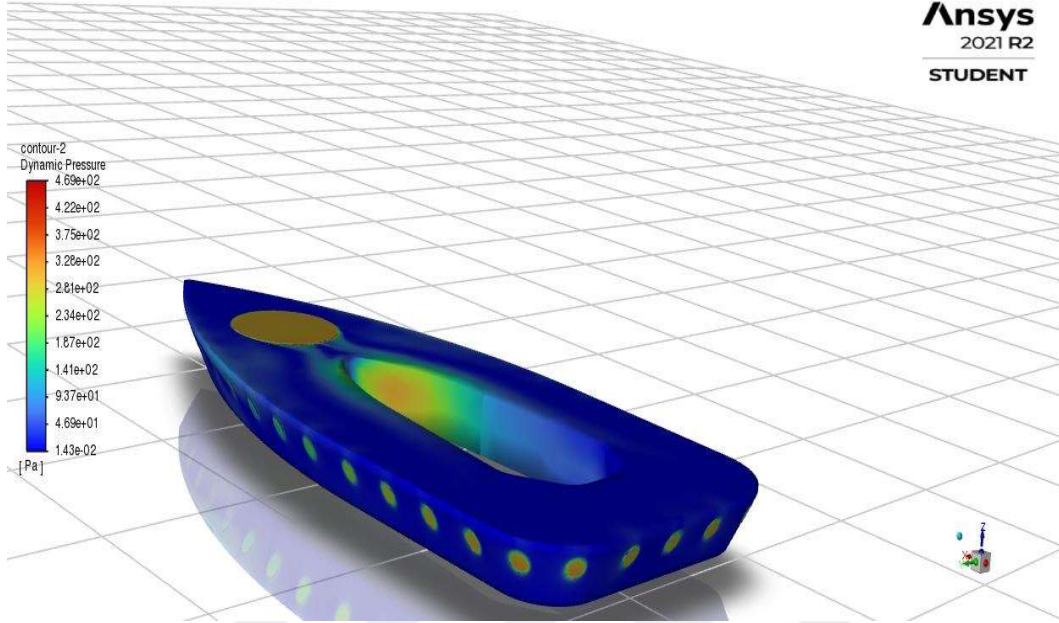


Şekil 3. 31. 22° dinamik basınç 2

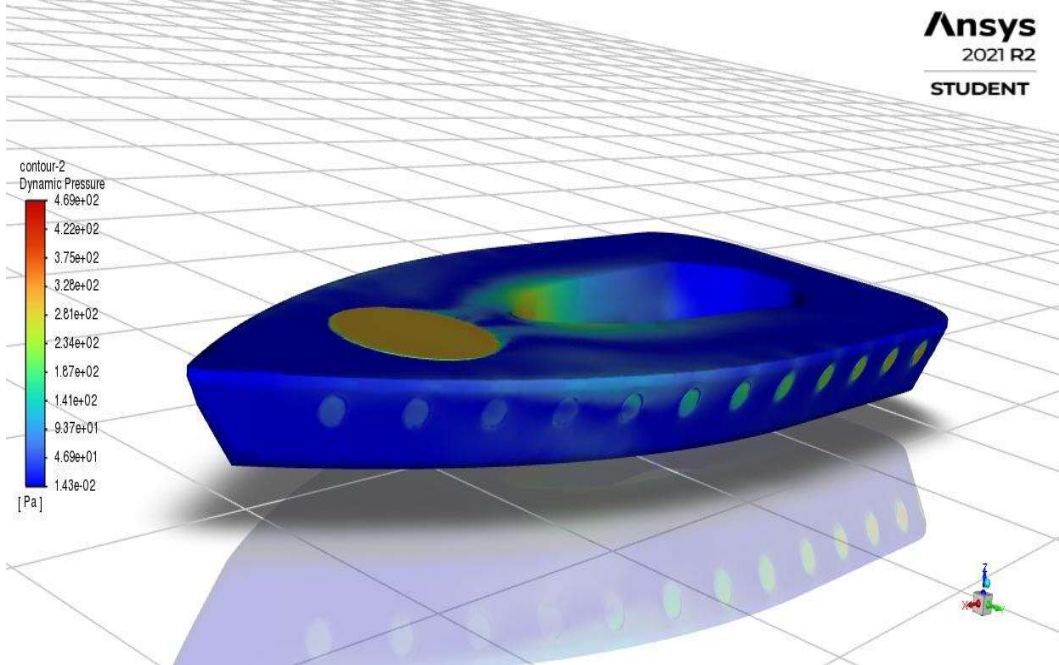


23 derece

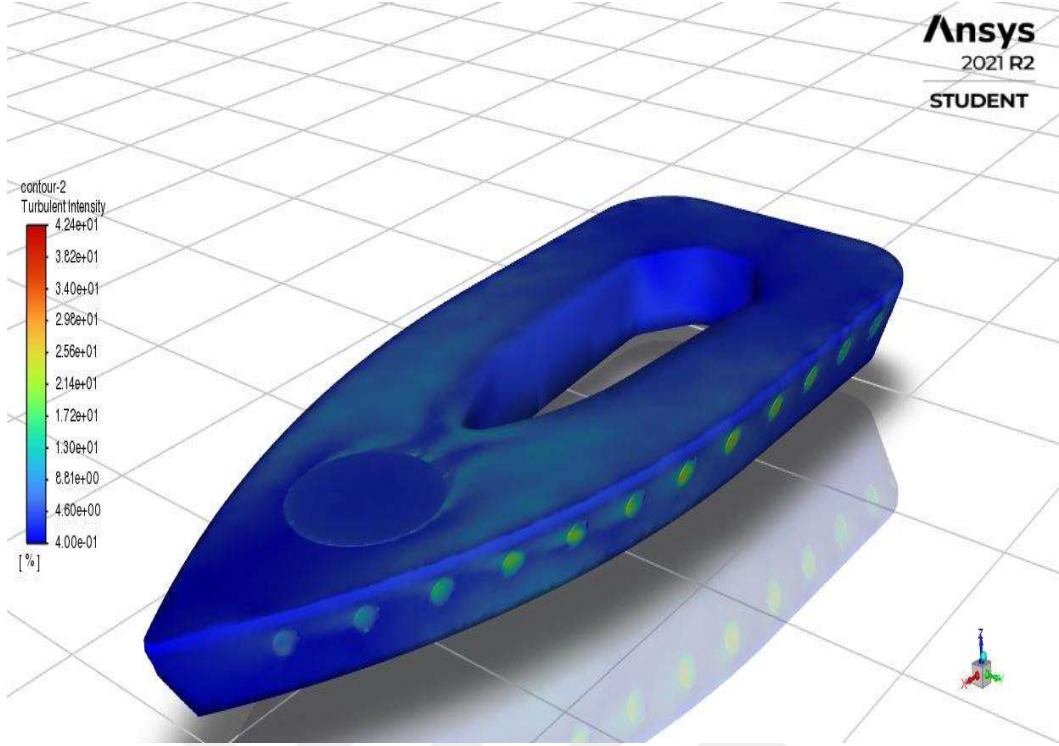
23 derece analizleri şekil 3.34., şekil 3.35.,şekil 3.36. ve şekil 3.37.'de verilmiştir.



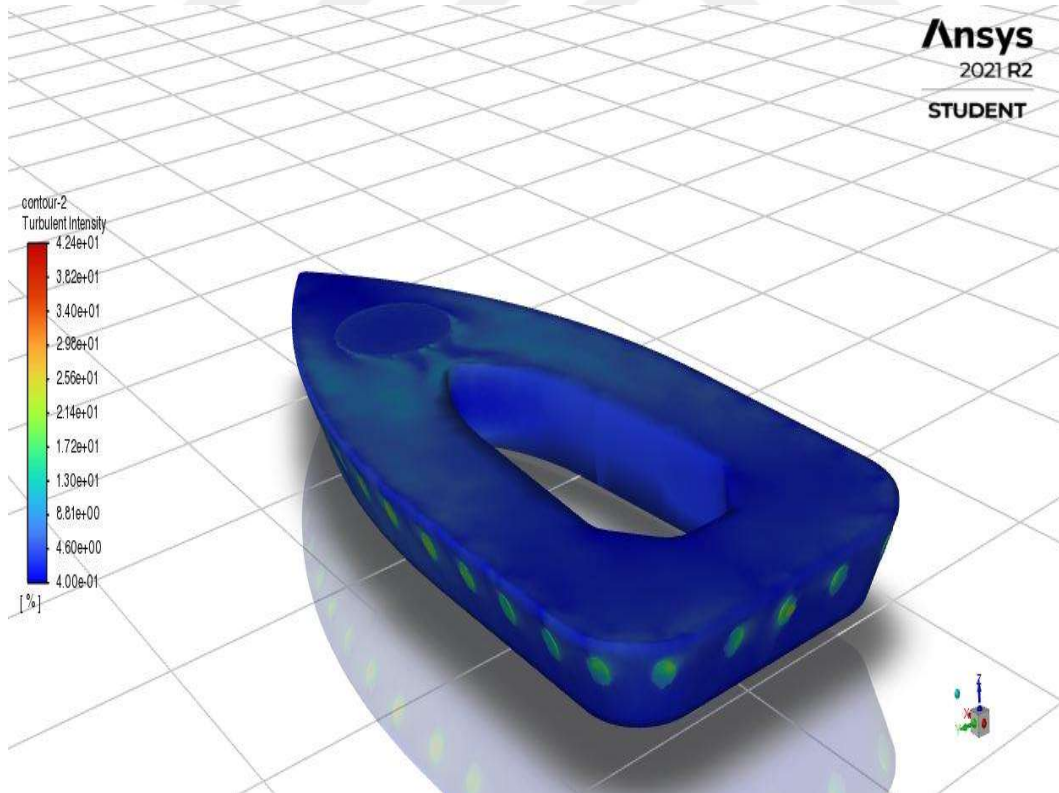
Şekil 3. 34. 23° dinamik basınç 1



Şekil 3. 35.23° dinamik basınç 2



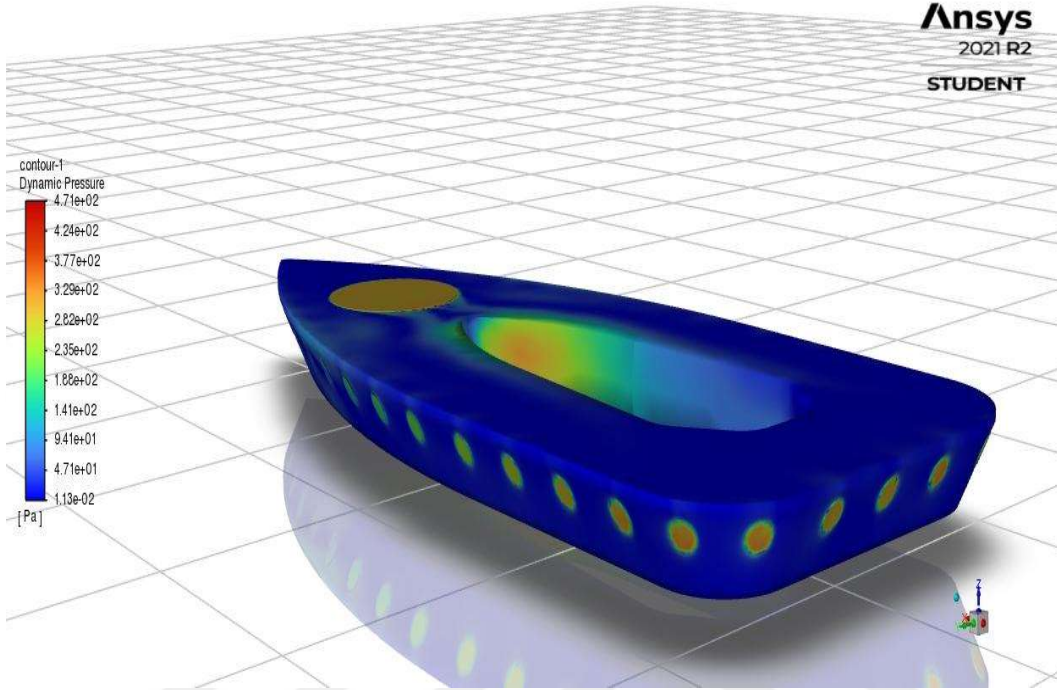
Şekil 3. 36. 23° türbülans yoğunluğu 1



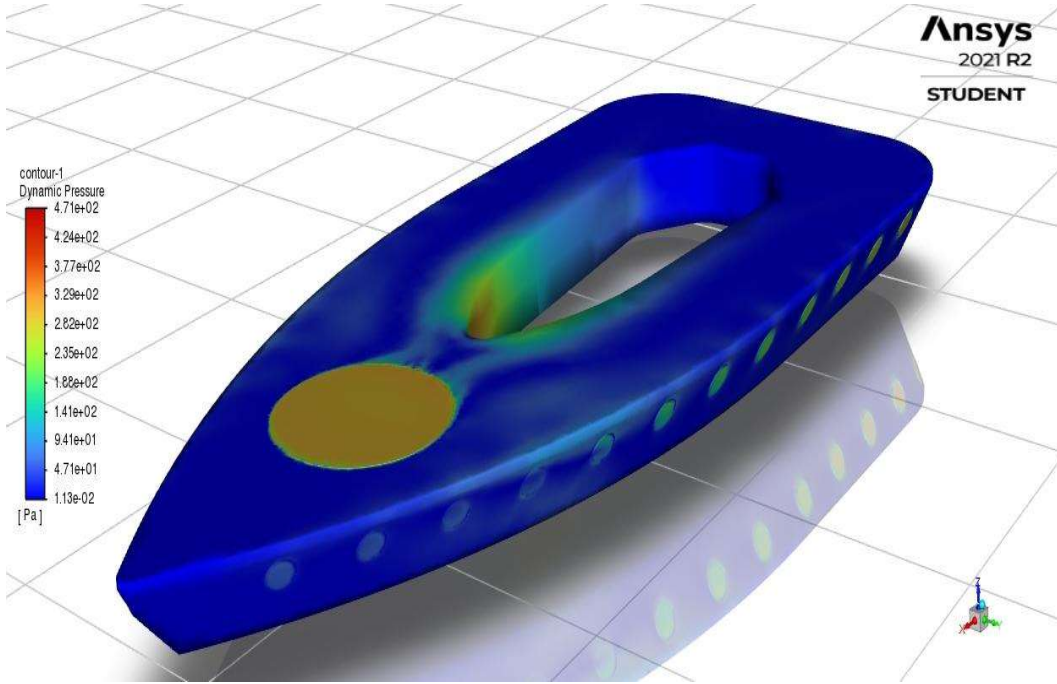
Şekil 3. 37. 23° türbülans yoğunluğu 2

24 derece

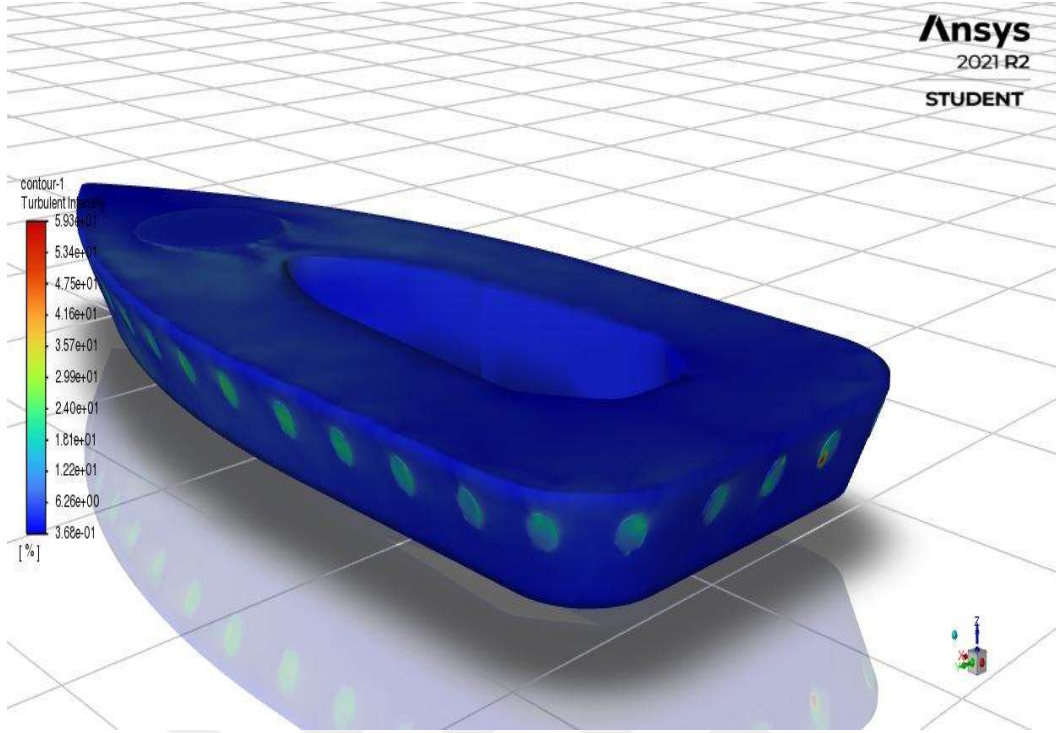
24 derece analizleri şekil 3.38., şekil 3.39.,şekil 3.40. ve şekil 3.41.'de verilmiştir.



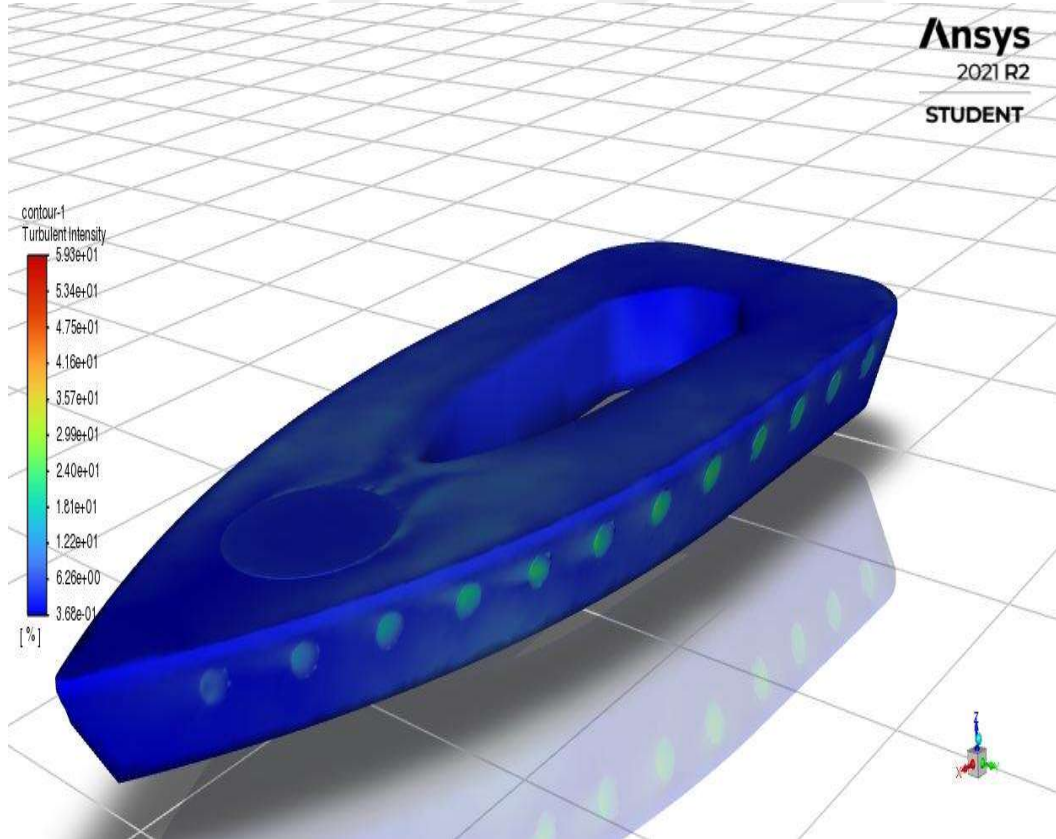
Şekil 3. 38. 24° dinamik basınç 1



Şekil 3. 39. 24° dinamik basınç 2



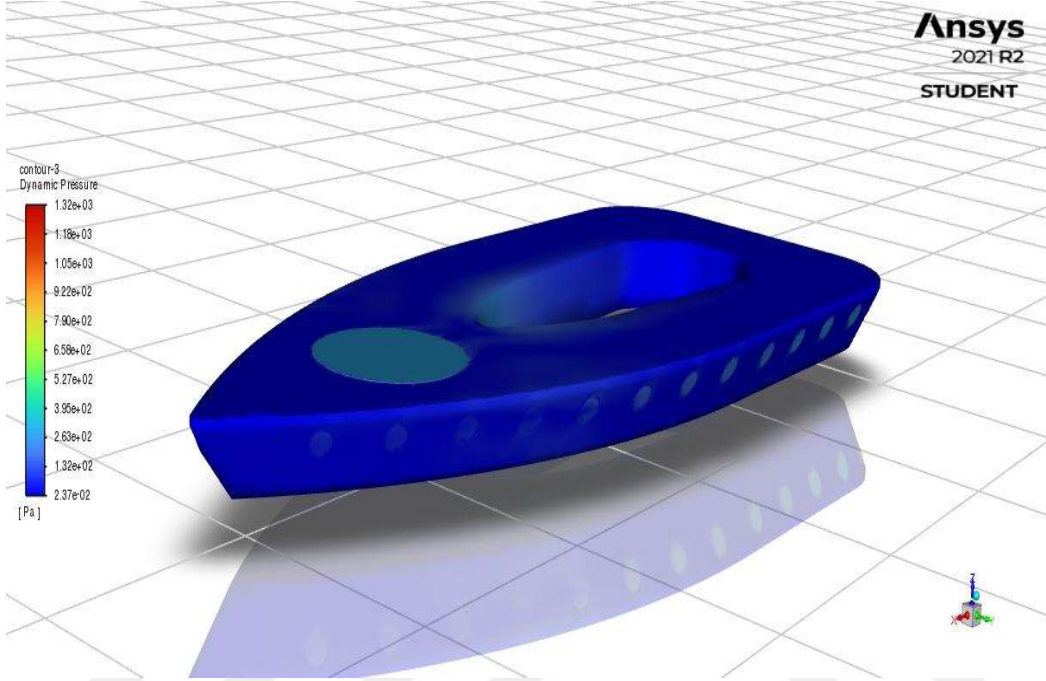
Şekil 3. 40. 24° türbülans yoğunluğu 1



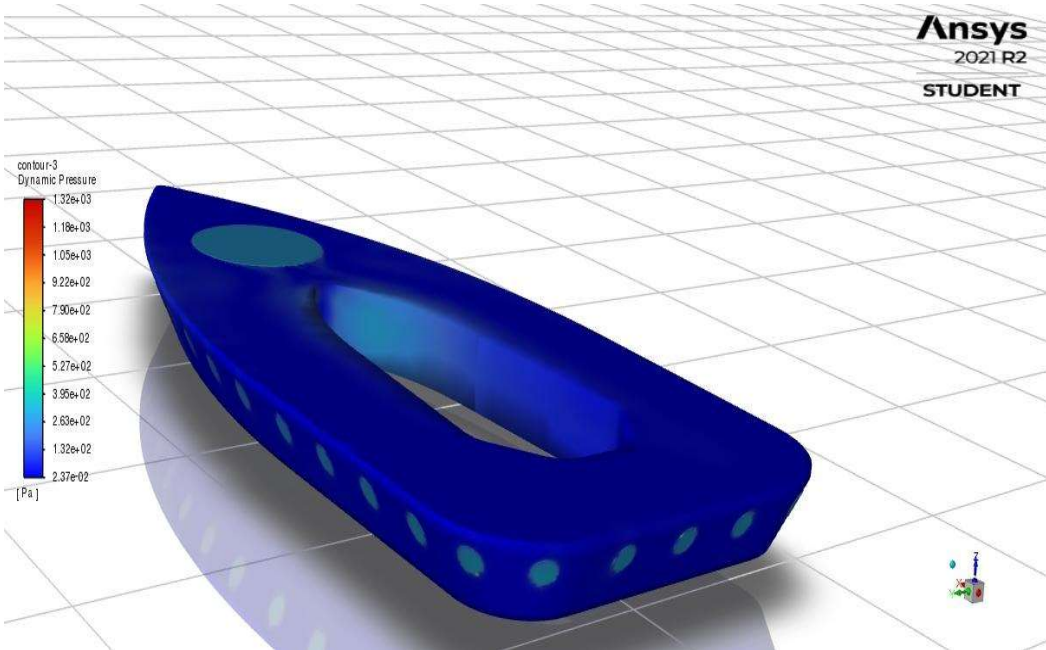
Şekil 3. 41. 24° türbülans yoğunluğu 2

25 derece

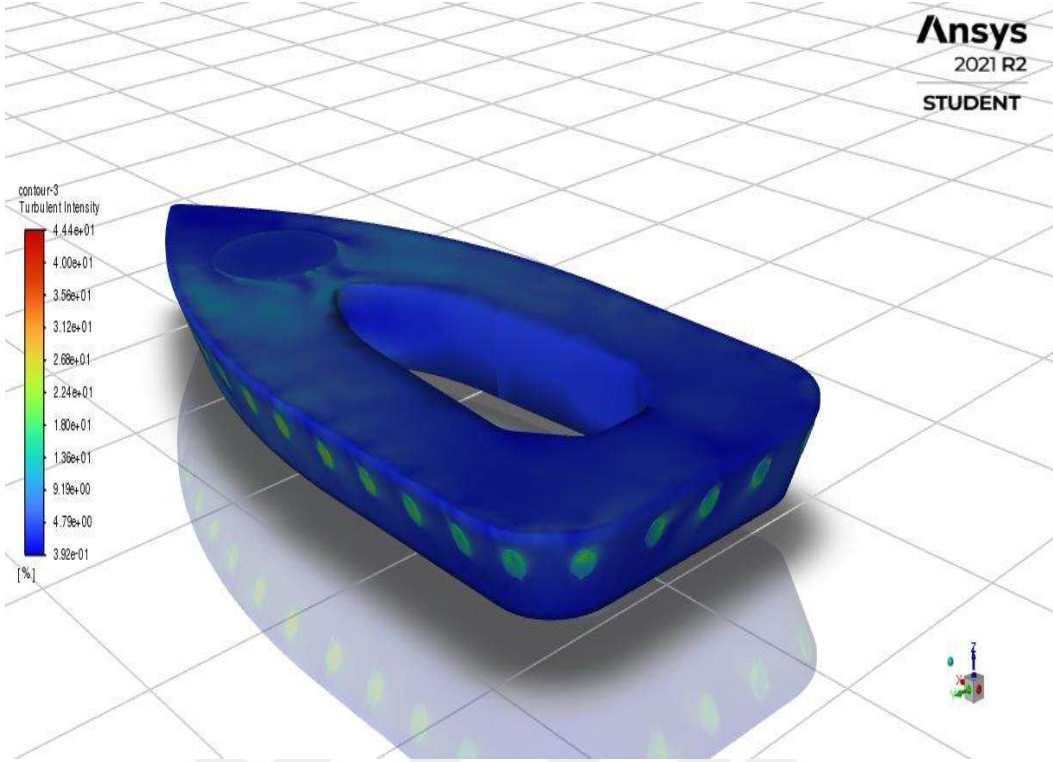
25 derece analizleri şekil 3.42., şekil 3.43.,şekil 3.44. ve şekil 3.45.'de verilmiştir.



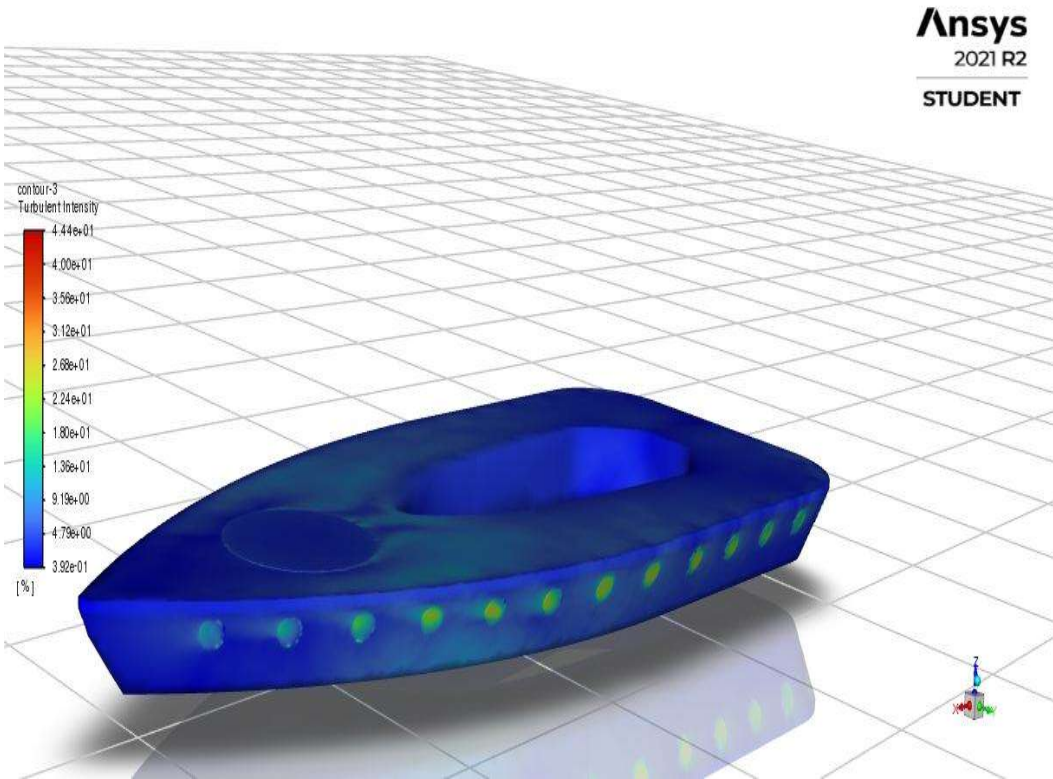
Şekil 3. 42. 25° dinamik basınç 1



Şekil 3. 43. 25° dinamik basınç 2



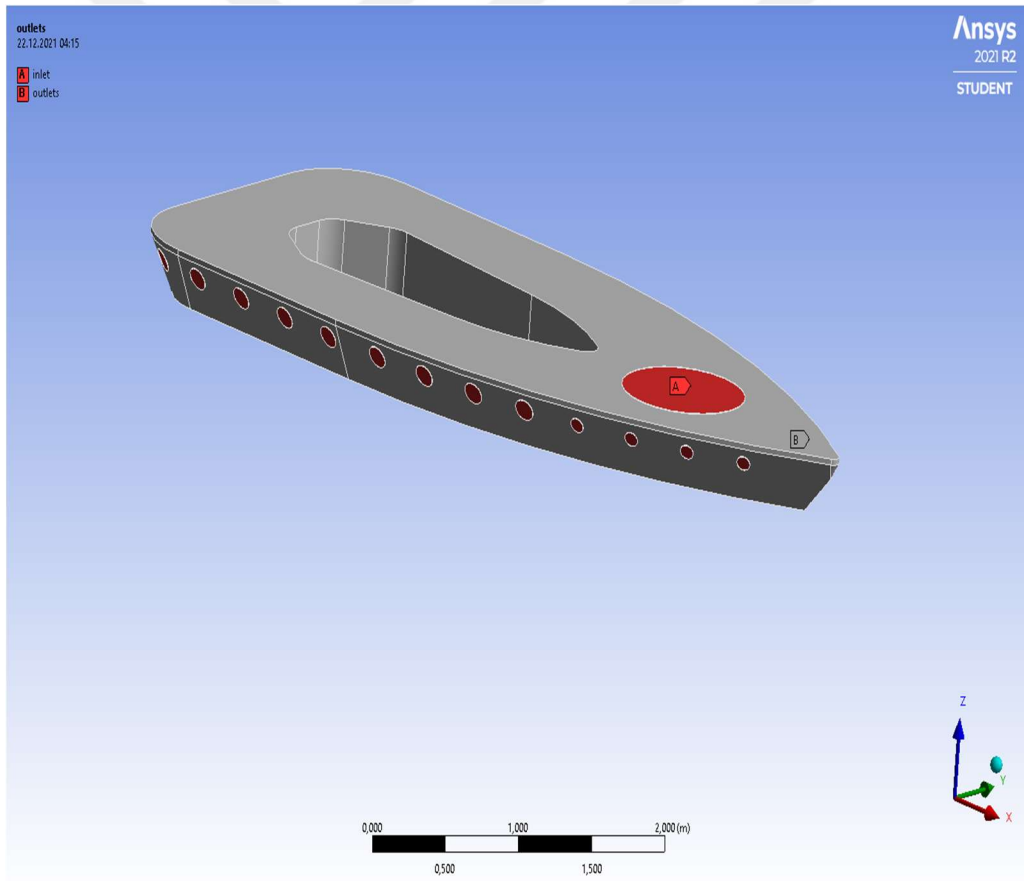
Şekil 3. 44. 25° türbülans yoğunluğu 1



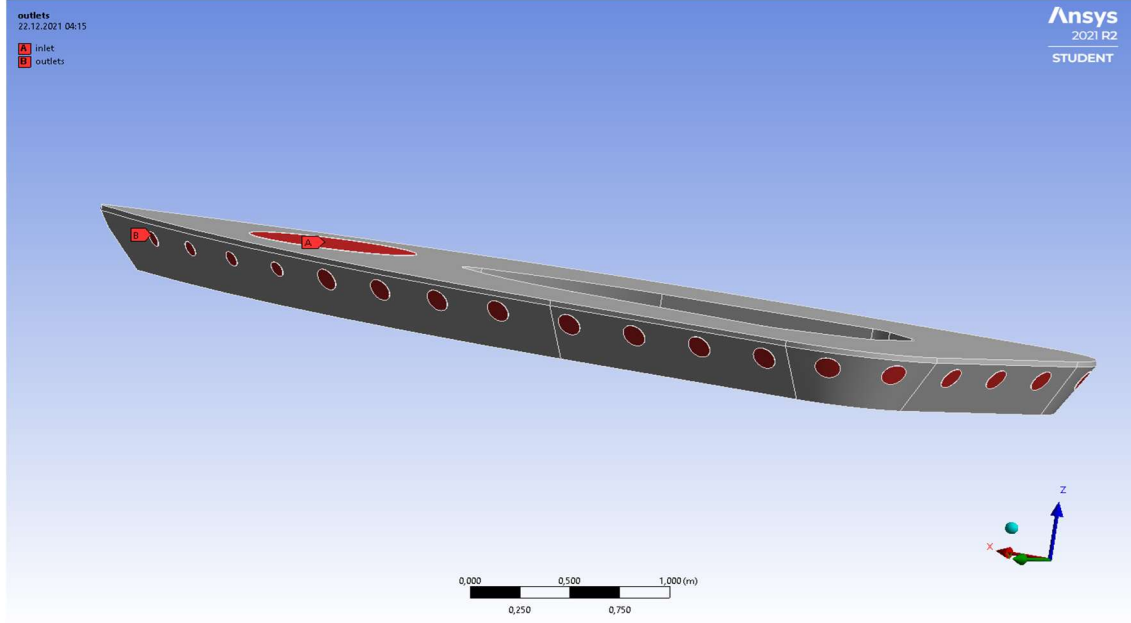
Şekil 3. 45. 25° türbülans yoğunluğu 2

21-25 derece arası analizler gözlemlendiğinde türbülans dağılımı, hava çıkışlarında oluşan dinamik basınç ve gövdenin önünden arkasına doğru sağlı ve sollu hava çıkışlarındaki basınç düşümü göz önüne alındığında en optimum açının 22 derece olduğu saptandı. Geliş açısı 22 derecenin üzerine çıktığında gövde önündeki hava çıkışlarının dinamik basıncı azaldı ve her ne kadar arka hava çıkışlarında tatmin edici bir basınç artışı yaşanıyor olsa da ön deliklerdeki basınç düşümü de istenmeyen bir sonuçtur. Böylelikle havanın sadece geliş açısını değiştirerek olabilecek en optimum sonuç elde edildi.

Optimum açı olan 22 derece analizinde gövde ön deliklerinde oluşan düşük dinamik basınç oluşumunu gidermek için sağlı ve sollu ilk dört deliğin çapı 130 mm'den 90 mm ye düşürüldü. Daralan delik çapı sayesinde dinamik basınçta artış hedeflendi. Bu revize gövde geometrisi şekil 3.46. ve şekil 3.47.'de verilmiştir.



Şekil 3. 46. Revize gövde geometrisi 1



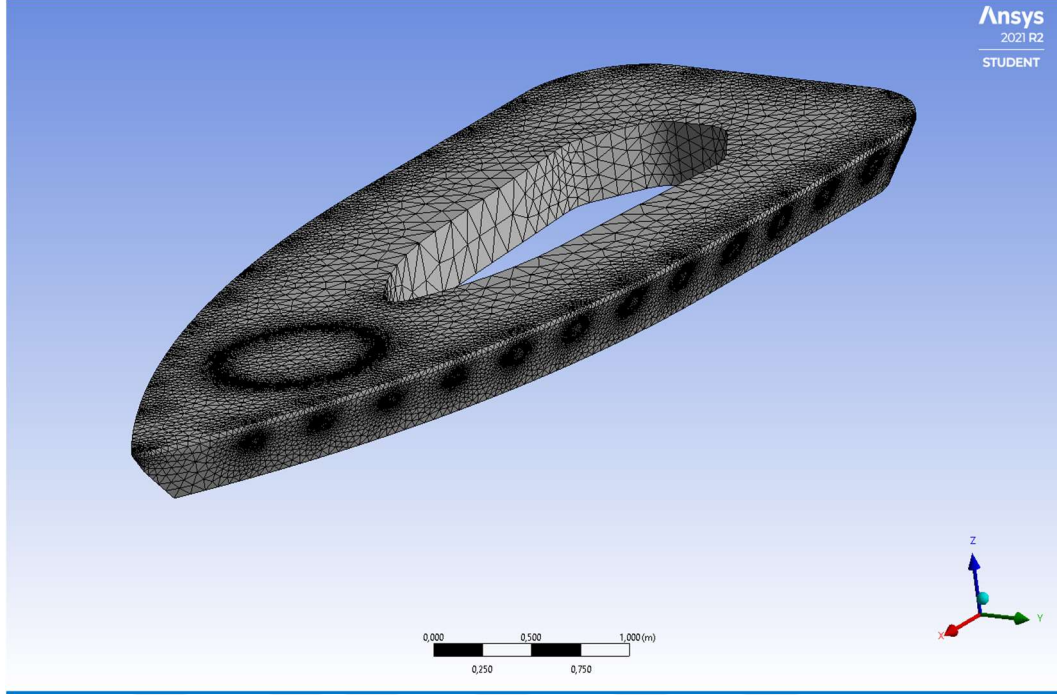
Şekil 3. 47. Revize gövde geometrisi 2

Yapılan analizin işlem süreci aşağıda anlatılmıştır:

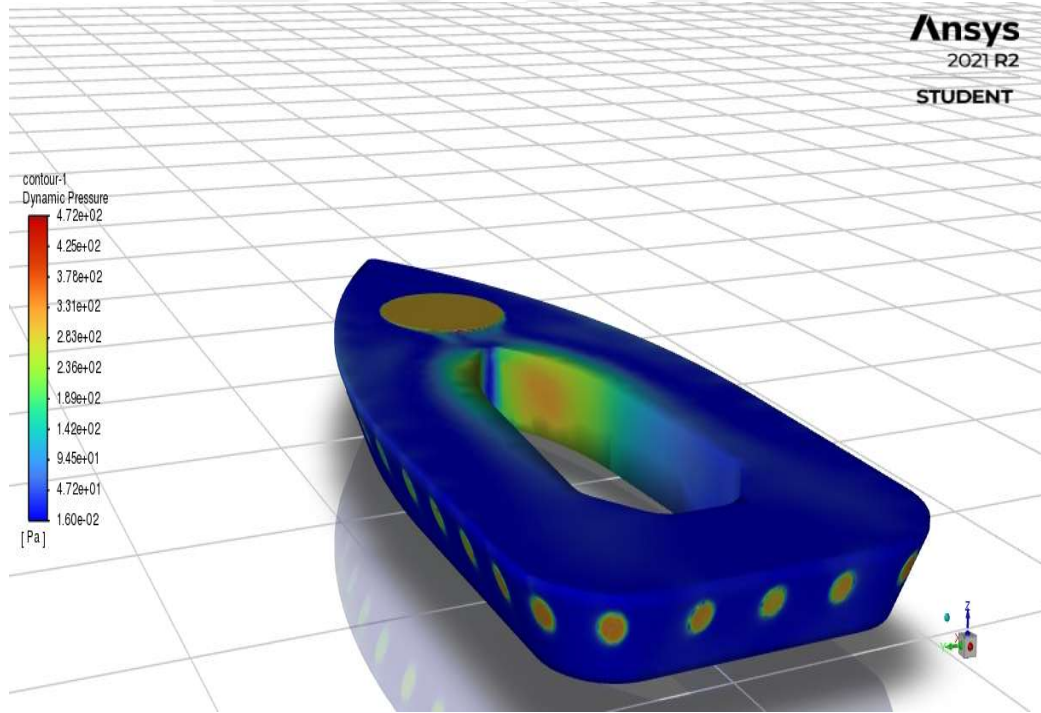
Gövde geometrisinin tekrar bilgisayar ortamında revize edilmesinden sonra analizin çözüm ağı değişmiş ve analizdeki düğüm ve element sayısı değişmiştir. Bu değişimler tablo 3.6.'da gösterilmiştir.

Tablo 3. 6. Revize gövde HAD analizinde kullanılan koşulların detayları

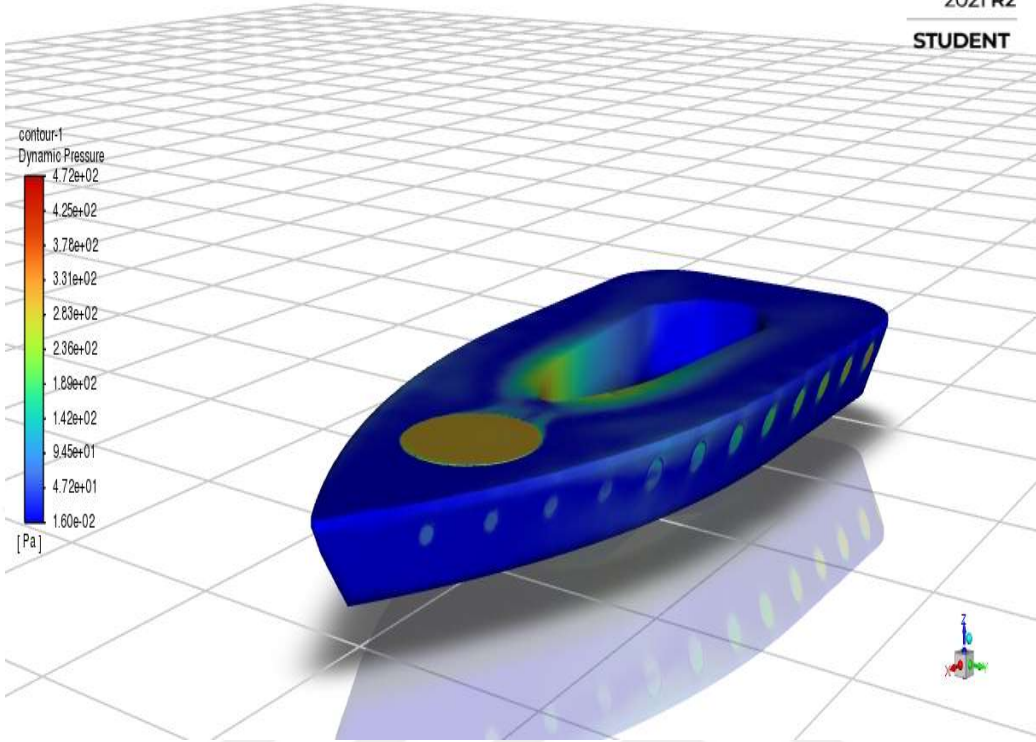
Materyal Türü	Akışkan
FLUENT Akışkan Materyalleri	Hava
Yoğunluk	1.225 kg/m ³
Viskozite	1.7894e-05 kg/m-s
Gövde Malzemesi	Alüminyum
Hız	22.22m/s
Enerji Denklemi	Açık
Düğüm	81749
Element	423816
Çözüm Ağı Türü	Üçgen



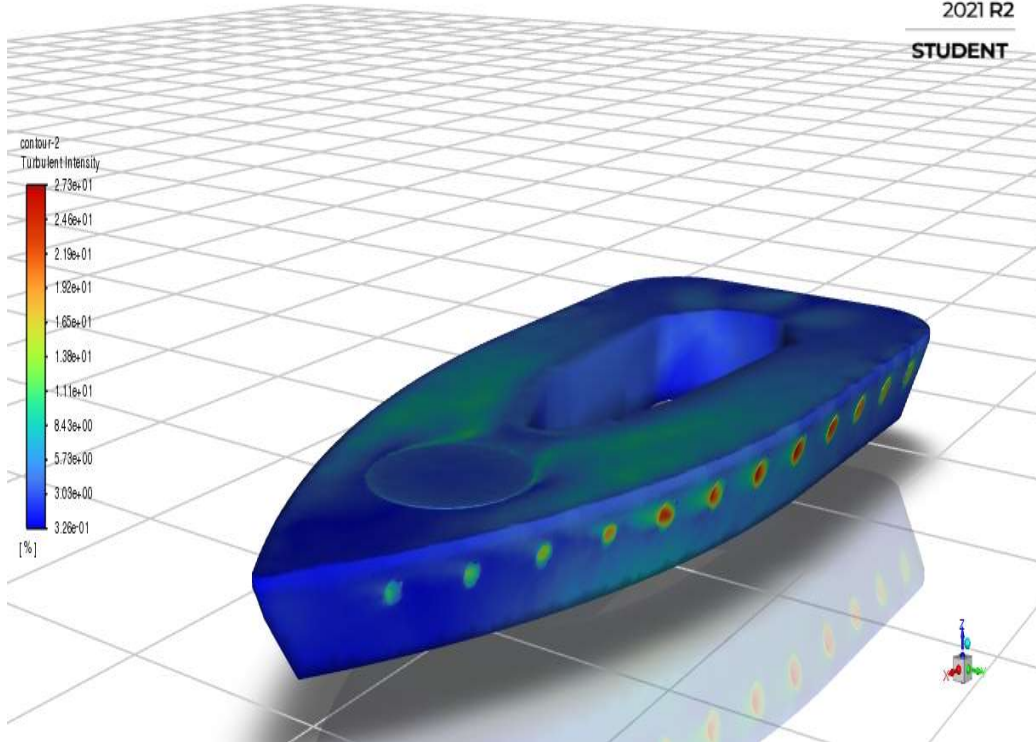
Şekil 3. 48. Revize gövde çözüm ağı yapısı



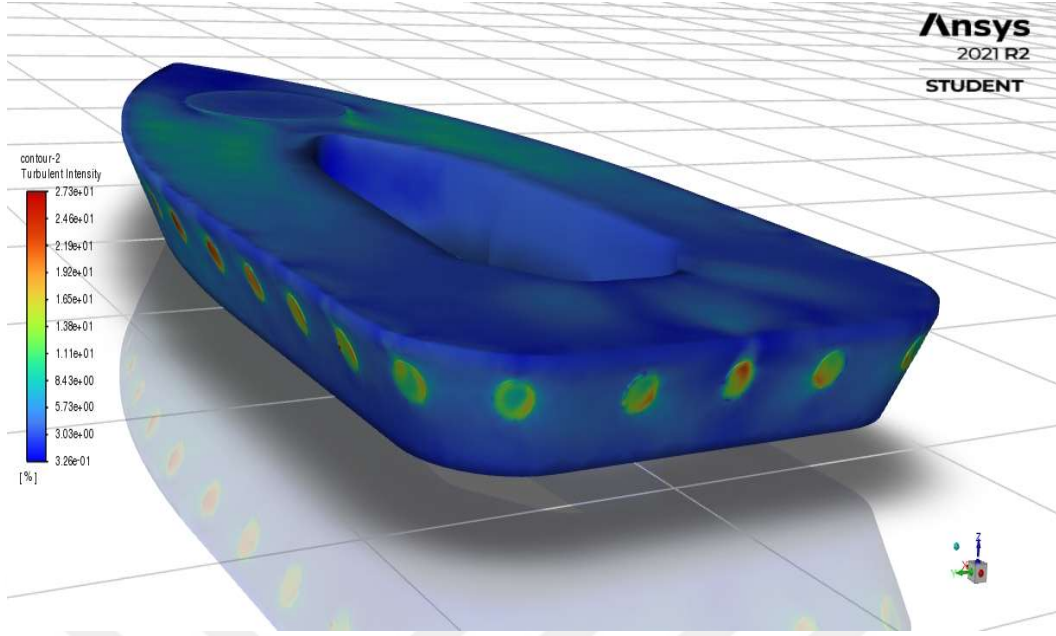
Şekil 3. 49. Revize gövde 22° dinamik basınç 1



Şekil 3. 50. Revize gövde 22° dinamik basınç 2



Şekil 3. 51. Revize gövde 22° türbülans yoğunluğu 1



Şekil 3. 52. Revize gövde 22° türbülans yoğunluğu 2

Ön delikleri revize edilmiş gövdenin analiz sonuçları şekil 3.48., şekil 3.49., şekil 3.50., şekil 3.51 ve şekil 3.52.'de verilmiştir. Bu analizlere bakıldığında daraltılmış deliklerde basınç artışı yaşanmış ve istenilen elde edilmiştir. Ancak türbülans yoğunluğuna baktığımızda toplam çıkış deliği alanı azaltıldığından yüksek basınçtan düşük basınca geçiş revize edilmemiş geometriye göre çok daha hızlı olacağından türbülans yoğunluğunda bir artış gözlemlenmiştir.

4. SONUÇ VE ÖNERİLER

Hem hava hem de su operasyonlarında kullanıma uygun olan hoverwing taşıtların nasıl daha verimli hale gelebileceği üzerine hazırlanmış bu çalışmada özellikle enerji verimliliğine odaklanılmış ve bu sağlandığında taşıtın yaygınlaşması durumuna olumlu etki etmesi amaçlanmıştır. Hoverwingin çalışma sistemine yapılacak ilavelerle daha etkin kullanımın önünün açılması hedeflenmiştir. Yapılan çizimler ve analizler doğrultusunda ise hedefi gerçekleştirecek teorik alt yapı hazırlanmış ve sunulmuştur.

Bu çalışmada gözlemlediğimiz üzere gövde yapısının üzerindeki çıkış deliklerinden tatmin edici bir hava çıkışı elde edebilmemiz için giriş alığından sağlanacak havanın giriş açısı hayati önem taşımaktadır. Aksi takdirde gövde yapısının arka tarafında kalan çıkış deliklerinde yeteri miktarda dinamik basınç elde edilemez ve aynı zamanda ön ve arka çıkış deliklerinde oluşan basınç farkından dolayı dengesizliğe sebep olabilir. Gövde yapısının yapısal ve fiziki özelliklerinden dolayı seçilen türbülans modellemesi “realizable k-e” olmuştur. Bu türbülans modellemesinde giriş alığına çeşitli açılarda belli değerlerde hava gönderilmiştir. Yapılan çeşitli analizler sonucunda optimum giriş alığı açısının 22 derece olduğu saptanmıştır. Böylece optimum açı değeri bulunmuştur.

İleriki çalışma olarak düşük ve yüksek dinamik basınca sahip çıkış deliklerinin çapları değiştirilerek homojene en yakın değer elde etmek amacıyla, tüm hava deliklerinden sabit dinamik basınç elde edilmesi için yeni analizler yapılmalı ve bu analizlerden elde edilen veriler ile genetik algoritma oluşturularak optimize edilmelidir (Chung ve diğ., 2004; Hacıoğlu, 2003).

KAYNAKLAR

- Abele, G., Brown, J. (1977). Arctic Transportation: Operational and Environmental Evaluation of an Air Cushion Vehicle in Northern Alaska. *J. Pressure Vessel Technol.*, 99(1).
- Alter, H., Koriagin, V. (1965). Winged Hull Vehicle. *Amerika Birleşik Devletleri Patent No. US3216673A*.
- Amyot, J. (1989). *Hovercraft Teknolojisi, Ekonomisi ve Uygulamaları*. Kuzey Hollanda: Elsevier.
- Ando, S. (1966). An Idealised Ground Effect Wing. *Cambridge University Press*, 17(1), 53-71. DOI:10.1017/S0001925900003693
- Ashill, P. (1970). On the Minimum Induced Drag of Ground-Effect Wings. *Cambridge University Press*, 21(3). DOI:10.1017/S0001925900005400
- Bagley, J. A. (1960). The pressure distribution on two-dimensional wings near the ground. London: NACA.
- Barlow, G. R., Hungtington, R. G. (1962). *Preliminary Study Of Hover Performance Of A Ram-Wing Gem*. Washington D.C.: David Taylor Model Basin.
- Barrows, T., Widnall, S. (1970). The Aerodynamics of Ram Wing Vehicles For Application To High Speed Ground Transportation. West Germany: Massachusetts Institute of Technology.
- Barrows, T. M. (1972). *Analytical Studies Of The Lift And Roll Stability Of A Ram Air Cushion Vehicle*. Washington D.C.: Available through National Technical Information Service.
- Belavian, N. (1993). *Chief Designer R. Y. Alexeev's Super Large Ekranoplan*. Saint Petersburg: Shipbuilding.
- Bhaskaran, R., Collins, L. (2012). Introduction to CFD Basics. *Introduction to CFD Basics*. New York: Cornell Üniversitesi. dragonfly.tam.cornell.edu/teaching/mae5230-cfd-intro-notes.pdf adresinden alındı.
- Breder, C. M. (1930). On the Structural Specilization of Flying Fishes from the Standpoint of Aerodynamics. *Copeia*, 1930(4). DOI:10.2307/1436467
- Broughton, K., Wunderlin, N., Williams, D., Martin, D., Bright, G. (2016, Aralık). Multipurpose Off-road Flying Vehicle. University of KwaZulu- Natal. DOI:10.13140/RG.2.2.32224.17924

- Carter, A. (1961). *Effect Of Ground Proximity On The Aerodynamic Characteristics Of Aspect-Ratio-1 Airfoils With And Without End Plates*. Washington D.C.: National Aeronautics And Space Administration.
- Chaplin, H. (1960). *Ground Effect Machine Research and Development in the United States*. Bethesda: Department of the Navy David Taylor Model Basin.
- Comisarow, P., Brasseur, G. (1966). *An Evaluation of the Wing-in-ground Effect (wig) Transport Aircraft Concept*. Bethesda: David Taylor Model Basin.
- Condit, P., Harrington, J. (1964). *An Investigation Of A Dynamic Instability Of A Winged Gem*. Virginia: Princeton University.
- Corbett, W. (1946). The Soaring Flight of the Albatross. *Sailplane and Glider*(14), 7-8.
- Dane, A. (2020, Kasım 5). *The Russian Wingship Future That Never Took Flight*. Popular Mechanics: <https://www.popularmechanics.com/flight/a34509550/the-russian-wingship-future-that-never-took-flight/> adresinden alındı
- Donald A., B., Bruce E., T. (1959). *The Static Longitudinal Stability and Control Characteristics in the Presence of the Ground of a Model Having a Triangular Wing and Canard*. Houston: NASA.
- Dugdale, L. (1945). Deep Water Birds and Gust Soaring. *Sailplane and Glider*, 13(11), 6-7.
- Dunham, W. (1961). *Preliminary Results of Wind-Tunnel Tests of The Hs-2 Hydroskimmer*. Washington D.C.: David Taylor Model Basin .
- Dunham, W. (1963). Aerodynamically Designed Amphibious Vehicle. *New York Patent No. US3193215A*.
- Durgawale, A., Raunt, S., Suryawanshi, A., Patil , S., Mali , V. (2017). *Design and Fabrication of Hovercraft*. www.ierjournal.org adresinden alındı
- Earl, T. D. (1962). *Ground Effect Machines*. Paris: Advisory Group For Aeronautical Research And Development.
- Fink, M., Lastinger, J. (1961). *Aerodynamic Characteristics of Low-Aspect-Ratio Wings in Close Proximity to the Ground*. Washington D. C. : NASA.
- Fischer, H., Matiasic, K. (2001). The hoverwing technology-bridge between WIG and ACV. Toulouse: The Eagles 2001 International Ground Effect Symposium.
- Fitz, P., James, L. (1952). Natural Flight and Related Aeronautics. *Sherman M. Fairchild Publication Fund Paper , FF-7*, 118.

- Foshag, W. (1966). *Literature Search And Comprehensive Bibliography Of Wings In Ground Effect And Related Phenomena*. Washington D. C.: David Taylor Model Basin .
- Gallington, R. (1972). *Ram Wing Surface Effect Boat*. Colorado: Frank J Seier Research Lab United States Air Force Academy Colo.
- Gallington, R. (1973). *Vortex Shedding from the Ram Wing Vehicle*. Colorado: Air Force Academy Colo Dept Of Aeronautics.
- Gallington, R., Chaplin, H. (1976). *Theory of Power Augmented Ram Lift at Zero Forward Speed*. Washington D.C. : David W Taylor Naval Ship Research and Development Center Bethesda Md Aviation and Surface Effects Dept.
- Gallington, R., Miller, M. (1970). The Ram-Wing - A Comparison Of Simple One-Dimensional Theory With Wind Tunnel and Free Flight Results. Santa Barbara: USAF Academy. DOI:<https://DOI.org/10.2514/6.1970-971>
- Ground Effect; the Whys and Wherefores. (1962). *Flight International*, 82(Air-Cushion Vehicles Supplement), 82-117.
- Hacıoğlu, A. (2003). Aerodinamik Dizayn Ve Optimizasyonda Genetik Algoritma Kullanımı. İstanbul: İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Halloran, M., O'Meara, S. (1999). *Wing in Ground Effect Craft*. Melbourne Victoria: Defence Science Technology Organisation.
- Hammit, A. (1974). *Aerodynamics of High Speed Ground Transportation*. Washington D.C.: National Technical Information Service.
- Hankin, E. (1897). *Animal Flight; a Record of Observation Hardcover*. Londra: Aeronautical Journal. DOI:10.1017/S2398187300140083
- Hankin, E. (1920). *Observations on the Flight of Flying-Fishes*. Londra: Proceedings of the Zoological Society of London.
- Hanno, F., Klaus, M. (1996, Eylül 13). Ground Effect Vehicle, *Almanya Patent No. US-25425699-A*.
- Harry , C., Trobaugh, L. (1966). *Wind Tunnel Investigation of an Aspect Ratio 10 Tandem Wing Aircraft Configuration in Ground Effect. Part I. Longitudinal Characteristics*. Washington D. C.: David Taylor Model Basin Washington Dc Aerodynamics Lab.
- Hiemcke, C. (1994). Design of a Wing Section in Ground Effect: Application to High Speed Ground Transportation. Iowa: Iowa State University.

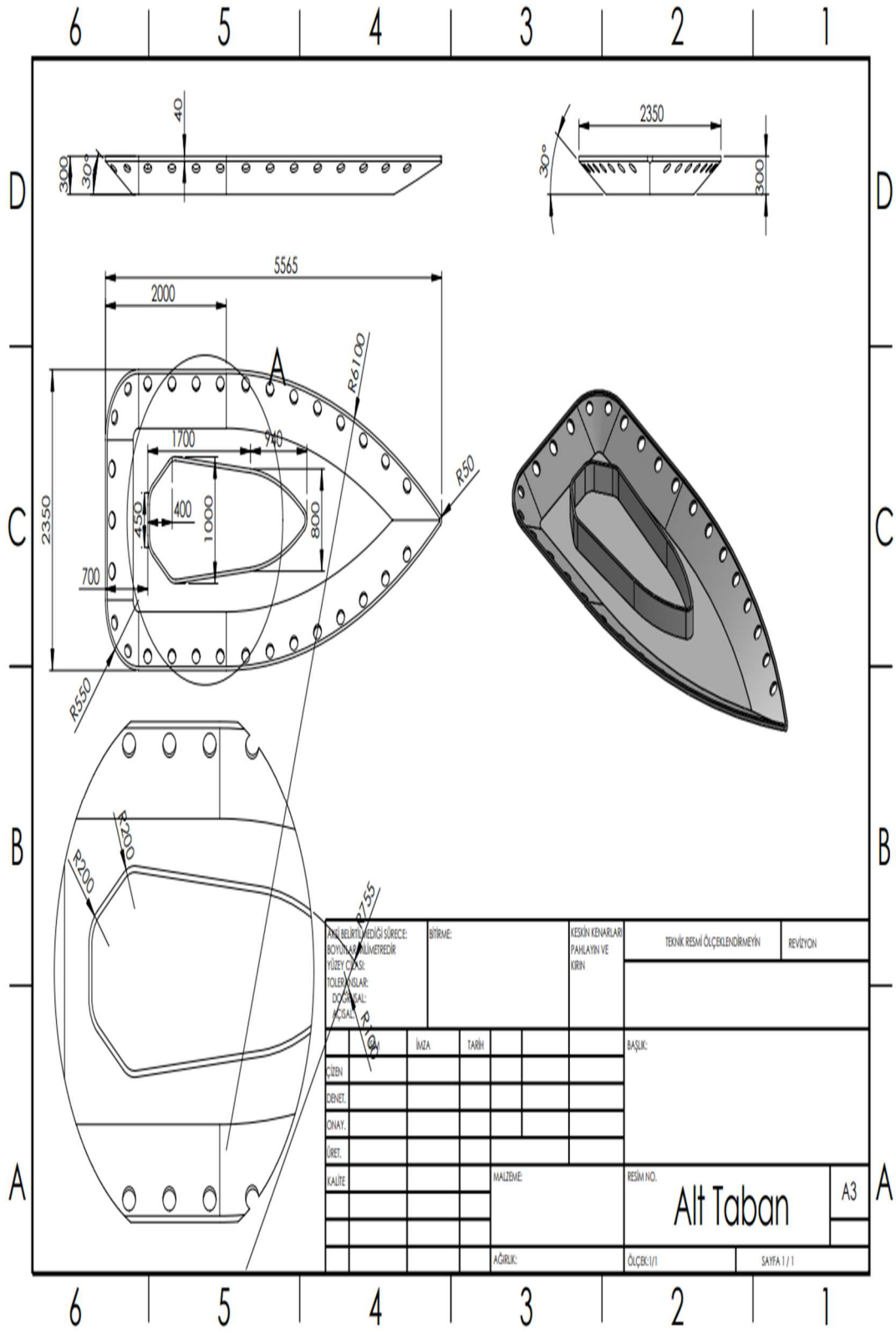
- Hinshaw, W. D., Sickles, W. E., Brown, J. R., Stevens, W. P., Hansen, S. G. (1964). *Wind-Tunnel Investigation of Single and Tandem Low-Aspect-Ratio Wings in Ground Effect*. Virginia: Lockheed-California Co Burbank.
- Hubbs, C. (1918). The Flight of the California Flying Fish. *Copeia*, 62, 85-88.
- Hubbs, C. (1933). *Nature's Own Seaplanes*. Washington D.C. : Smithsonian Institution.
- Hubbs, C. (1937). *Further Observations And Statistics On The Flight Of Fishes*. Michigan: Papers of the Michigan Academy of Sciences.
- Jaiswal, R., Bhardwaj, R., Anant, R., Sen, P. K., Bohidar, S. K. (2014). Study of Vacuum Braking System. *IJR*, 1(10).
- Jung, T.-C., Chung, J. (2004). Optimization Of An Air Cushion Vehicle Bag And Finger Skirt Using Genetic Algorithms. *Aerospace Science and Technology*, 8(3), 219-229. DOI:10.1016/j.ast.2003.11.002
- Kaya, K., Özcan, O. (2013). A Numerical Investigation on Aerodynamic Characteristics of an Air-Cushion Vehicle. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 120, 70-80.
- Kumar, P. (1967). *Stability of Ground Effect Wings*. Cranfield: The College of Aeronautics Cranfield.
- L., S.-M., L., K.-S. (1992). Development of Parwig Craft in China. *Proceedings of First International High Performance Marine Vehicles Conference of China*. Sheng-Zheng.
- L., K.-S., L., S.-M. (1988). Development of PARWIG Craft in China. *Proceeding of First International High Performance Marine Vehicles Conference of China*. Shanghai: China Shipbuilding Scientific Research Center (CSSRC) of China.
- Launder, B., Sharma, B. (1974). Application of the Energy-Dissipation Model of Turbulence to the Calculation of Flow Near a Spinning Disc. *Letters in Heat and Mass Transfer*, 1(1), 131-138.
- Lieber, R. M. (1956). *Increase in Lift for Two and Three Dimensional Wings Near the Ground*. Santa Monica: Douglas Aircraft Company.
- Lippisch, A. (1964). *Ground Effects Utilizing and Transition Aircraft*, Amerika Birleşik Devletleri Patent No. US3190582A.
- Lippisch, A. (1972). Ground Effect Flying Surface. *Amerika Birleşik Devletleri Patent No. US3830179A*.
- Lippisch, A., Colton, R. (1963). *Two Tank Test of a Low Aspect Ratio Ground Effect Surface*. Collins Radio Engineering.

- Makalov, U. (1999). *E Volga-2 in Trial*. Rusya: Power Sailing Boats.
- Mankuta, H. (1961). *Ground Effect Machines Morphology Study*. Amerika Birleşik Devletleri: Ft. Belvoir Defense Technical Information Center.
- Mantle, P. (1980). *Air Cushion Craft Development. First Revision*. Washington D.C. : David W Taylor Naval Ship Research And Development Center Bethesda Md.
- McLeavy, R. (1972). *Jane's Surface Skimmers*. Londra: Jane's Publishing Company.
- McLeavy, R. (1981). *Jane's Surface Skimmers: Hovercraft Hydrofoils 1981*. Londra: Jane's Publishing Company.
- McMasters, J. H. (1974). A Conceptual Study for a New Winged Surface Effect Vehicle System. *Naval Engineers Journal*, 86(2), 41-51.
- Moore , J. (1978). Conceptual Design Study of Power Augmented Ram Wing in Ground Effect Aircraft. *Conceptual Design Study of Power Augmented Ram Wing in Ground Effect Aircraft*. Marietta: Lockheed- Georgia Company.
- Norman, J. (2012). *Wing in Ground Effect Aircraft: An Airlifter of the Future*. BiblioScholar.
- Pitkin, M. (1972). *Preliminary Technical Concept Evaluation - the Aerofoil Boat*. Washington D.C.: Maritime Administration (MARAD).
- Prandtl , L. (2009). *Ergebnisse der Aerodynamischen*. Göttingen: Universitätsverlag Göttingen.
- Rethorst, S., Potter, W. (1964). The Maritime Administration Surface Effect Ship. *Naval Engineers Journal*, 76(2), 241-247.
- Schaeffer , R., Fink, M. (1965). *Evaluation of Airfoil Section Characteristics in Ground Effect*. Washington D.C.: David Taylor Model Basin Washington D C Aerodynamics Lab.
- Sears, W. R. (1938). Ground Effect With Special Reference to Pitching Moments. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 5, 281-285.
- Selig, M., Deters, R., Williamson, G. (2011). Wind Tunnel Testing Airfoils at Low Reynolds Numbers. *Wind Tunnel Testing Airfoils at Low Reynolds Numbers*. London: NACA. DOI:10.2514/6.2011-875
- Sterk, F., Torenbeek , E. (1987). *Unconventional Aircraft Concepts*. Delft: Delft University Press.

- Strand, T., Royce, W., Fujita, T. (1961). *Performance Theory for High Speed Ground Effect Machines*. California: Vehicle Research Corp. .
- Strand, T., Royce, W., Fujita, T. (1962). Cruise Performance of Channel-Flow Ground-Effect Machines. *Journal of the Aerospace Sciences*, 29(6), 702-711.
- Swope, W. (1964). *Winged Hull Stability and Control Study*. California: Lockheed California Company .
- Şahin , H. M., Dal, A. R., Özkaya, M. (2020). İç İç Borulu Yay Tip Türbülantörlü Bir Isı Değiştiricisinin RNG k-ε Türbülans Modeli ile Sayısal Analizi. *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi*, 8(1), 64-78. DOI:<https://doi.org/10.29109/gujsc.625585>
- T., B. (1967). *Bibliography of the Air Cushion Vehicle Technology, with a Guide for Design and Analytic Engineers*. Washington D.C.: University of Kansas, Center for Research Incorporated Lawrence United States.
- Tiwari, A. (2015). To Study And Fabrication Of Air Cushion Vehicle. *International Journal of Research - Granthaalayah*, 3(3), 70-84.
- Tu, J., Liu , C., Yeoh, G. H. (2012). *Computational Fluid Dynamics: A Practical Approach*. Oxford: Butterworth-Heinemann Ltd.
- Warner, D. K. (1944). Skimming and Flying Vehicle. *Amerika Birleşik Devletleri Patent No 2,364,676*.
- Wetmore, J., Turner, L. (1940). *Determination of Ground Effect from Tests of a Glider in Towed Flight*. National Aeronautics And Space Administration.
- White, H. (1963). *Wind-Tests Of A Low-Aspect-Ratio Wing In Close Proximity To The Ground*. Washington D. C.: David Taylor Model Basin .
- Xia, B., Sun, D.-W. (2002). Applications Of Computational Fluid Dynamics (Cfd) İn The Food İndustry: A Review. *Computers and Electronics İn Agriculture*, 34(1-3), 5-24.
- Yaffee, M. (1967). Ram Wing studied as Transit Vehicle. *Aviation Week Space Technology*(60), 56-58.

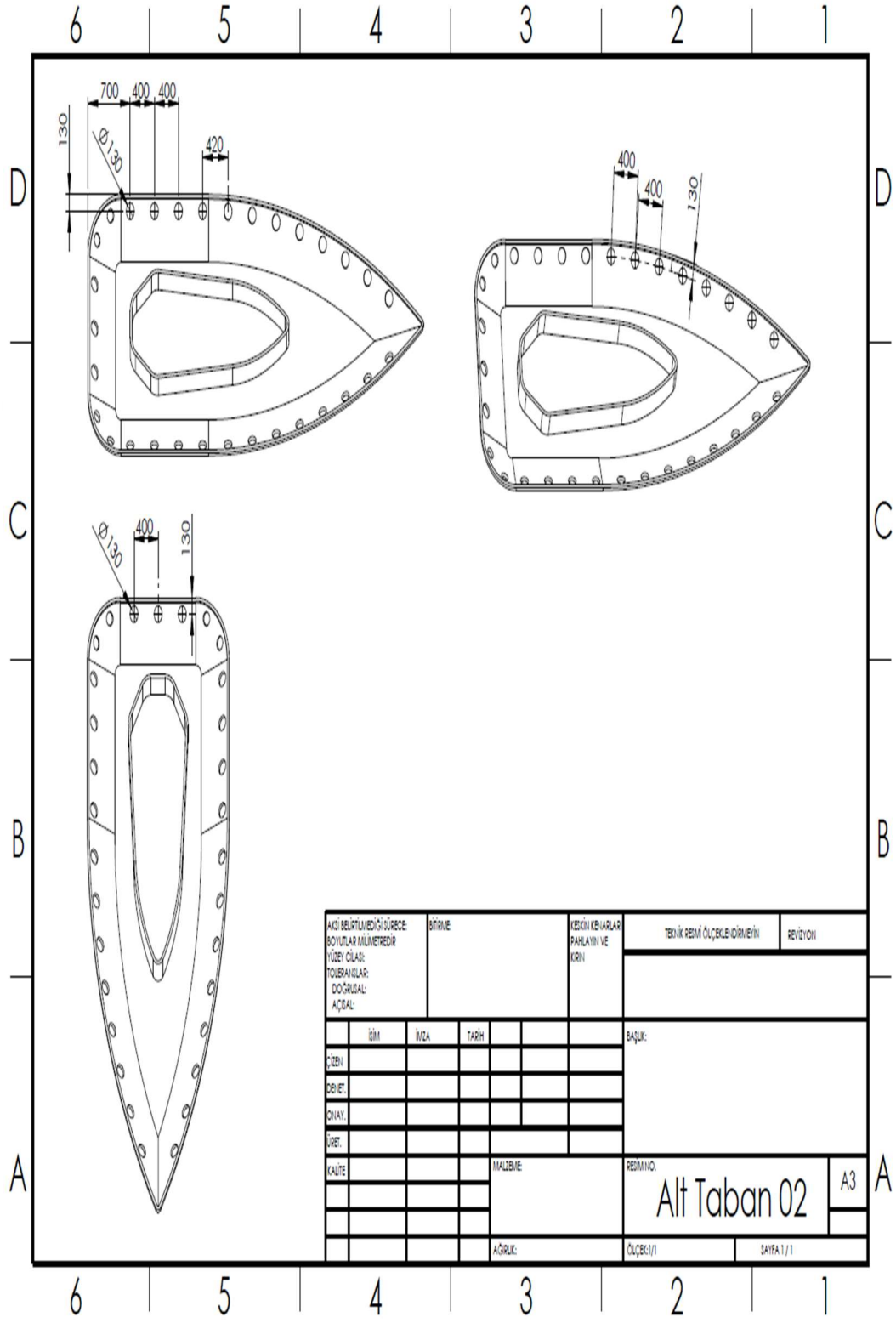


Ek-A



Şekil A.1.

Ek-B

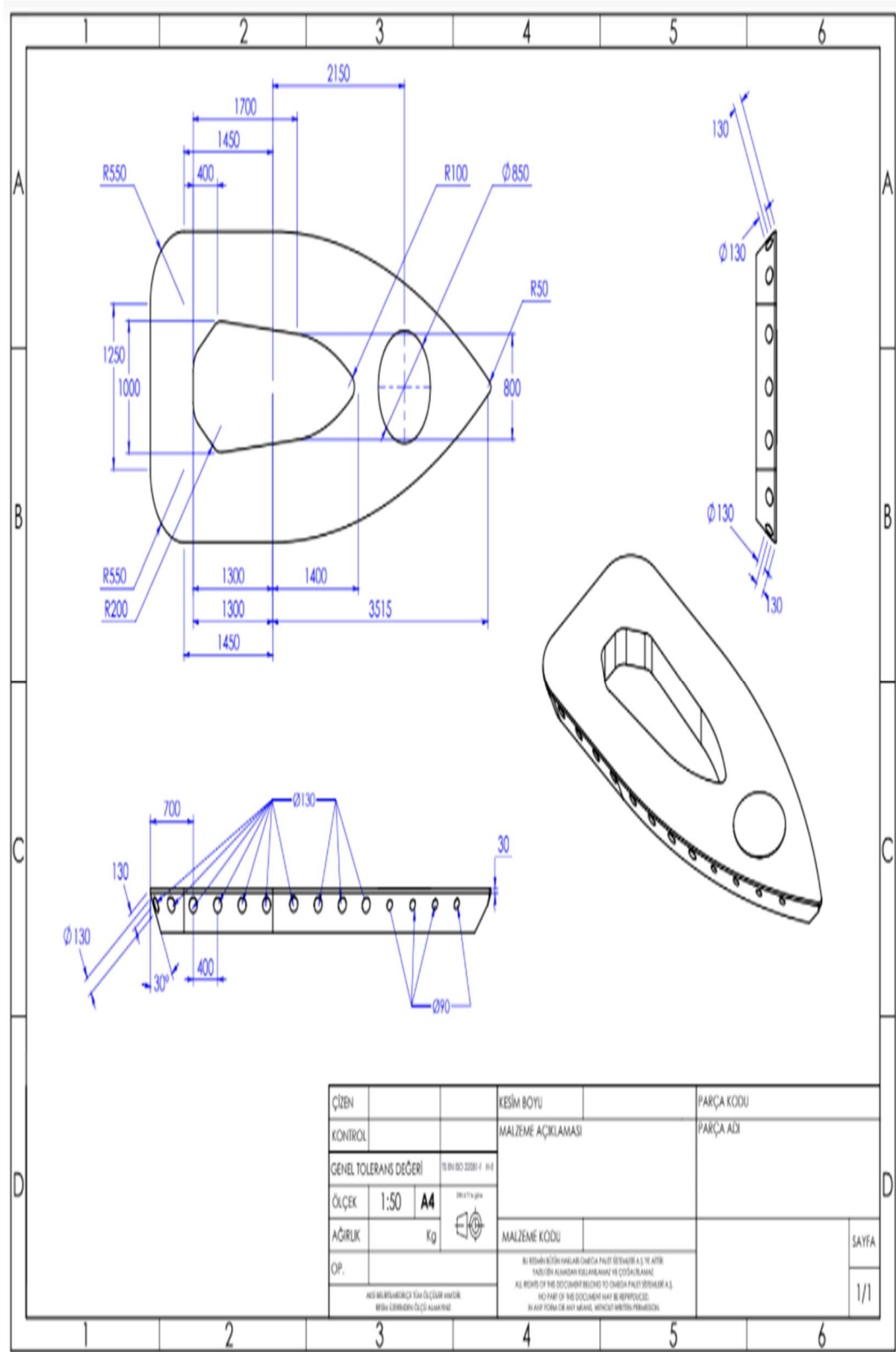


Şekil B. 1.

Technical drawing of a ship's hull cross-section. The drawing includes a plan view (top) and a side view (bottom). The plan view shows a hull cross-section with a total width of 5565 mm and a height of 2350 mm. The side view shows a hull cross-section with a total width of 5565 mm and a height of 2350 mm. The drawing includes dimensions for the hull cross-section, such as 2000 mm, 5565 mm, 2350 mm, R6100, R50, and R550. The drawing is labeled "Üst Tabla" (Upper Table) and "A3".

72

Ek-D



Şekil D. 1.

KİŞİSEL YAYINLAR VE ESERLER

Çinkır, Ö. Ç., Öztürk, T., Ürgün, S. Fidan, S. (2021). Hoverwing Araçlarda Kaldırma Sistemi için Gövde Tasarımı ve Analizi . *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (27), 526-531 . DOI: 10.31590/ejosat.947307

Öztürk, T., Çinkır, Ö. Ç., Ürgün, S. Fidan, S. (2021). 2D Investigation of a Wing Consept with a NACA 4412 Airfoil in Ground Effect Operation. *Gazi University Journal of Science Part C: Design and Technology*, 9 (3), 548-561 . DOI:10.29109/gujsc.954959.



ÖZGEÇMİŞ

İlk, orta ve lise öğrenimini Nevşehir’de tamamladı. 2012 yılında girdiği Kocaeli Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Uçak Gövde Motor Bakım bölümünden 2017 yılında mezun oldu. 2020 yılında Kocaeli Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Havacılık ve Uzay Bilimleri Anabilimdalı’nda Yüksek Lisans öğrenimine başladı. 2017 yılından beri Türk Hava Yolları Teknik A.Ş.’de Uçak Bakım Personeli olarak görev yapmaktadır.

