



## Development of an automated missile design and analysis tool integrated with structured mesh generator

Oğuz Ziya Köseömrü<sup>ID</sup>, Özgür Uğraş Baran\*<sup>ID</sup>

Mechanical Engineering Department, Middle East Technical University, Ankara, 06800, Türkiye

### Highlights:

- A new aerodynamic design tool that can be utilized in the design process of the missile is developed.
- A new automatic structured mesh generation method is developed for CFD analysis around a winged missile.
- The new technology is verified using an in-house CFD solver with Overset Grid capability.

### Keywords:

- Missile design,
- Structured mesh generator,
- Overset solver,
- CFD

### Article Info:

Research Article  
Received: 13.04.2020  
Accepted: 25.09.2022

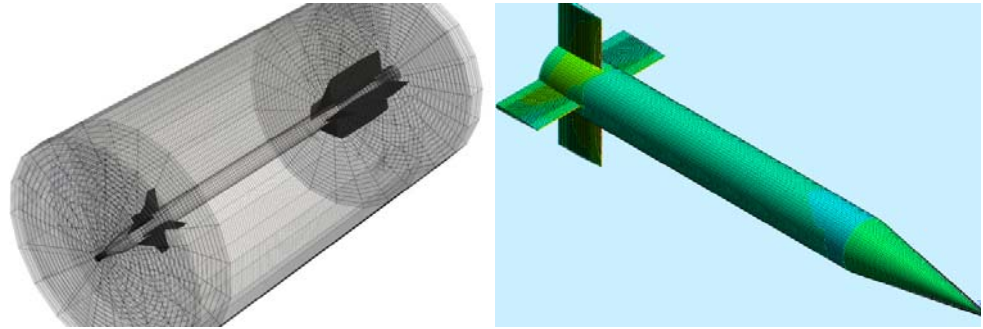
### DOI:

10.17341/gazimmfd.719712

### Correspondence:

Author: Özgür Uğraş Baran  
e-mail: ubaran@metu.edu.tr  
phone: +90 312 210 5253

### Graphical/Tabular Abstract



**Figure A.** A Sample volume mesh developed by the new tool (left) and computational grid and pressure distribution on the Basic Finner test case

**Purpose:** A typical missile aerodynamic design process starts with the utilization of pre-design tools that are based on empirical or reduced-order modeling. Aerodynamic performance databases of thousands of different external geometry alternatives are generated with these methods and evaluated by the design team at this stage. Then some candidate geometries are selected for the next stage, and they are evaluated by CFD analyses. This stage is very labor-intensive due to volume and mesh generation steps. This study aims to improve this stage by linking a pre-design tool with an automatic volume modeler and grid generator that is linked to a compressible overset CFD solver. More candidate geometries will be evaluated and improve the overall quality of the aerodynamic performance of the final product using a newly developed algorithm.

### Theory and Methods:

The developed solver consists of three parts. The first part is the geometry generation engine, which is based on a library depending on essential curve and surface generation capabilities. Curved surfaces and edges of the final geometry are generated by NURBS curves programmatically. The second part consists of a multi-block structured grid generator. The grid generator utilized the Geometry engine to generate the topological edges and surfaces of each grid block. Then, volume mesh is generated using transfinite interpolation method followed by elliptic grid generation. The last part of the technology is the linkage between Missile-DATCOM format and the volume and mesh generator, which parses input and automatically generates computational volume, volume meshes and sends them to the in-house Overset solver.

### Results:

The code is tested for several missile configurations with nose and fin configurations. It is observed that generated volume meshes are very high quality. A sample aerodynamic database generation is run with the Basic-Finner test case, which shows excellent results. A sample volume mesh on a supersonic missile and a solution obtained on Basic-Finner test case is shown in Figure A. Tests are extended to NASA-Allen rocket geometry with LTS configuration to assess the capability of the new algorithm in multi-fin configurations.

### Conclusion:

A new tool that is a quick link between pre-design to detailed design stages of the aerodynamic design process of a missile is developed and tested. The quality of generated meshes and accuracy of the solutions shows that this tool is very promising in terms of reducing labor-intensive work that should be applied at this stage.



## Tam düzenli ağ üreticisiyle entegre edilmiş otomatik mühimmat tasarım ve analiz yazılımı geliştirilmesi

Oğuz Ziya Köseömrü<sup>ID</sup>, Özgür Uğraş Baran<sup>\*ID</sup>

Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü, 06680, Ankara, Türkiye

### Ö N E Ç I K A N L A R

- Mühimmat aerodinamik tasarım aşamasında kullanılabilecek yeni bir tasarım aracı geliştirildi
- Mühimmat HAD analizleri için otomatik yapısal ağ üretim tekniği geliştirildi
- Mevcut Overset yetenekli HAD çözücüsü ile analizler ile geliştirilen teknoloji doğrulandı

#### Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 13.04.2020

Kabul: 25.09.2022

#### DOI:

10.17341/gazimmfd.719712

#### Anahtar Kelimeler:

Mühimmat tasarımı,  
yapısal ağ üreticisi,  
Overset çözücüsü,  
HAD

#### ÖZ

Mühimmat aerodinamiği çalışmaları, uçuş süresi boyunca çok farklı akış rejimlerinden geçen ve çok yüksek manevra kabiliyetine sahip olması gereken bir hava aracının oldukça sınırlı bir aerodinamik yüzey ile kontrol edilebilmesini gerektirmektedir. Bu zor hedefler tipik olarak, ön tasarım sürecinde basitleştirilmiş bir ön tasarım aracı ile binlerce farklı kanat-gövde seçeneğinin denenmesi ile gerçekleştirilmeye çalışılmaktadır. Bu aşamada, bulunan alternatif mühimmat geometrileri detaylı tasarım aşamasında HAD analizleri ile incelenmeye başlanmaktadır. Ancak bu aşama uzun ve maliyetli bir ön işleme iş yükünü içermektedir. Bu sebeple, ön tasarımdan gelen mühimmat geometrileri sınırlı sayıda tutulmaktadır. Ön tasarım araçlarının yeterince hassas çözüm veremediği düşünüldüğünde bu geçişin daha az maliyetli ancak çok daha hassas yöntemlerle yapılması gerektiği ortaya çıkmaktadır. Bu çalışmada popüler bir mühimmat aerodinamiği hızlı analiz programı olan Missile-DATCOM formatını kullanan, tamamen otomatik olarak çözüm hacmi ve çözüm ağı oluşturabilen yeni bir teknoloji geliştirilmiştir. Bu teknoloji ile mühimmat çevresi çok yüksek kalitede yapısal ağlarla örülmektedir. Kontrol kanatçıklarına istenilen açılar verilebilmekte ve istenilen uçuş şartlarında analiz yapılabilmesini sağlamaktadır. HAD analizleri Chimera ağ çözümlerine bulunan ve laboratuvarımızda geliştirilmekte olan sıkıştırılabilir HAD çözümleri ile gerçekleştirilmiş ve deney sonuçları ile çok iyi bir uyum gözlenmiştir.

## Development of an automated missile design and analysis tool integrated with structured mesh generator

### H I G H L I G H T S

- A new aerodynamic design tool that can be utilized in the design process of the missile is developed
- A new automatic structured mesh generation method is developed for CFD analysis around a winged missile
- The new technology is verified using an in-house CFD solver with Overset Grid capability

#### Article Info

Research Article

Received: 13.04.2020

Accepted: 25.09.2022

#### DOI:

10.17341/gazimmfd.719712

#### Keywords:

Missile design,  
structure mesh generator,  
Overset solver,  
CFD

#### ABSTRACT

Missile aerodynamic design studies require flight control of an aircraft that passes through diverse flight regimes with extreme maneuvering requirements, using a minimal control surface set. These challenging goals are achieved typically using a simplified pre-design tool among thousands of body-fin alternatives. Alternative geometries found at this stage are then transferred to the computational domains, and CFD analyses are conducted to ensure aerodynamic performance. However, this new stage involves a costly and time-consuming preprocessing workload. For this reason, the number of missile geometries transferred from the pre-design stage is very limited. Considering that pre-design tools cannot provide sufficiently precise results, it is seen that this transfer mechanism should be replaced with a new method that is less costly than traditional workflow but more precise than pre-design tools. This study presents a new software tool that uses Missile DATCOM design terminology to generate solution domain and computational mesh automatically. This technology generates a remarkably high-quality structured mesh around the missile geometry. Fin control angles can be applied, and CFD analyses are performed at desired flight conditions. CFD analyses are performed using an in-house compressible CFD tool, and a good match with the experimental results is observed.

\*Sorumlu Yazar/Yazarlar / Corresponding Author/Authors : oguz.koseomur@tum.de, \*ubaran@metu.edu.tr / Tel: +90 312 210 5253

## 1. Giriş (Introduction)

Hesaplama akışkanlar dinamiği (HAD) analizleri, mühimmat ve diğer uzay-havacılık yapılarının tasarım sürecinin özellikle detaylı tasarım kısımlarında oldukça önemli bir yer oluşturmaktadır. Mühimmat tasarım süreci, sayıları binler ile ifade edilen aday dış geometri seçeneklerinin ön tasarım sürecinde kavramsal tasarım araçları ile incelenmesi ile başlar. Bu ön tasarım araçları, hızlı sonuç vermekle beraber, yüksek başarılı ve aerodinamik performans beklentisi en üst seviyede olan bir hava aracının analizleri, menzil kestirimleri ve oto-pilot tasarımları için yeterince hassas değildirler. Dolayısı ile ön tasarım sürecinin devamında gelen detaylı tasarım sürecinde, aday aerodinamik kombinasyonlardan birkaçı HAD analizleri ile incelenerek daha hassas bir aerodinamik veri tabanına ulaşılmaya çalışılmaktadır. Ancak, bilindiği gibi HAD analizleri oldukça yoğun bir hesaplama zamanı ve bundan da önemlisi ön işleme ve art işleme aşamalarında önemli miktarda insan gücüne mal olmaktadır. Bu sebeple ön tasarımdan çıkan aerodinamik aday geometrilerin sadece çok küçük bir kısmı daha hassas yöntemlerle incelenmektedir. Bu makalede sunulan yenilikçi yöntemle ön tasarım araçları ile HAD yöntemleri arasında doğrudan bağ kurularak emek-yoğun işlemler otomatikleştirilmiş, HAD analizlerinden sonuç alma süreci hızlandırılmış ve daha fazla aday mühimmat geometrisinin hassas olarak incelenmesi sağlanmıştır. Bu sayede HAD analizleri neredeyse ön tasarım sürecine dâhil edilebilmiştir.

Güdümlü ve kontrollü mühimmatların aerodinamik tasarım sorunu genel olarak birkaç geometrik parametreye indirgenebilir. Burun şekli, gövdenin geometrik boyutları ile kanatçıkların yönelim ve tipleri mühimmatın aerodinamik performansını belirleyen öğelerin birkaçıdır. İyi bir aerodinamik performansla sahip bir mühimmat tasarımı için, tüm bu öğelerin analiz edilmesi ve tasarımın bu analizlere dayandırılması gerekmektedir. Ancak uzun bir silindirik gövdeye monte edilen kanatçıklar ve diğer kaldırıcı yüzeylerin her birisi arasında yüksek miktarda etkileşim bulunmaktadır. Dolayısı ile her bir parçanın ayrı ayrı tasarlanması mümkün olmamaktadır. Ön tasarım aşamasında, bu parçaların aerodinamik katkıları ve etkileşimleri deneysel ve yarı-deneysel korelasyonlar veya basitleştirilmiş 1-boyutlu analizler aracılığıyla çözümlenerek mühimmatın genel performans özellikleri hesaplanır. Bu analizler çalışılan uçuş rejimine ve tasarlanan mühimmatın geometrik özelliklerinin deneysel verilerle uyumluluğuna bağlı olarak yeterince hassas bir aerodinamik veri tabanı sağlayabilmektedir. Ancak bu veri tabanları akım ayrılması ve/veya perdövites hücum açılarında nadiren iyi sonuç verebilmektedir. Gövde ve kanatlar etrafındaki akışı, özellikle de bahsedilen akım ayrılması ve perdövites içeren uçuş şartlarında, daha detaylı olarak inceleyebilmek için HAD analizleri en uygun yöntemlerden birisidir. Bilindiği gibi HAD analizlerinin gerçekleştirilmesi için de problemin hesaplama hacmi oluşturulmalı ve bu hesaplama hacmini kapsayan yüksek kalitede bir çözüm ağı oluşturulmalıdır. Zira dış aerodinamik problemleri, sınır tabakanın tamamen çözümlenebilmesi ve ağdalı akışların benzetimi için yüksek kalitede bir çözüm ağına gereksinim duymaktadır. Özellikle akım ayrılması, şoklar gibi olayların mevcut olduğu akışlarda gereken yüksek nitelikli çözüm ağlarının oluşturulması oldukça zaman ve emek-yoğun bir süreçtir. Belirtilmelidir ki, çözüm ağı kalitesi ve yoğunluğu HAD analizinin hassasiyetini belirleyen ana unsurlardan birisidir. Bu nedenle, ağ üretim sürecinde analiz çözüm ağı ve sayısallaştırma kaynaklı hata ve sorunlarının asgari seviyeye indirilmesi amaçlanmalıdır. Bunun sonucunda, HAD çözümlenmeleri yalnızca mühimmatın tasarım parametrelerinin etkilerinin doğru şekilde incelenebileceği, tasarım parametrelerinin farklı kombinasyonları için yüksek kalitede çözüm ağlarında gerçekleştirilebilecektir.

Literatürde, hava aracı kavram tasarımı için otomatikleştirilmiş tasarım ve analiz aracı sunan çalışmalar mevcuttur. Ticari yazılımlar hemen her hava aracı tasarımcısı tarafından geliştirilmektedir. Önemli sayılabilecek örnekler olarak Boeing tarafından kullanılan GGG (General Geometry Generator) [1], NASA tarafından geliştirilen RAM (Rapid Aircraft Modeler) [2] gösterilebilir. Bu araçlar erişime ve ek geliştirmelere kapalıdır. Bahsedilen araçlar ile ilgili ikinci temel sorun ise bu araçların geliştirdikleri CAD altyapılarına ve bu araçlarla gelen sınırlamalara yoğun bir biçimde bağlı olmalarıdır. Rodriguez, [3] bu araçlar tarafından üretilen CAD modellerinin analiz için faydalı olacak hesap hacimleri ve çözüm ağlarına dönüştürülmesinin son derece zor olduğunu rapor etmiş ve kavramsal tasarım parametrelerinin doğrudan çözüm yöntemlerine uyarlanmasını önermiştir. Rodriguez bu çalışmada uçak gövde ve kanatları etrafında yapısal ağları otomatik olarak oluşturan bir teknoloji geliştirmiştir. Buna göre gövde ve kanatların gereksinim duyulan bölgeleri için ayrı ayrı yapısal ağlar oluşturulmakta ve tüm bu ağlar Kartezyen çok seviyeli bir ağın içerisine alınmaktadır. Ardından çözümün gerçekleştirilebilmesi için Chimera tipi ağlar üzerinde çözüm alabilen bir HAD çözücüsüne gereksinim duyulmaktadır. Bu çalışma tasarım optimizasyonu için kullanılmış olup kontrol yüzey etkinliği için herhangi bir çalışma gerçekleştirilmemiştir. Çalışmanın HAD çözücüsü kısmında kullanılan OVERFLOW çözücüsü, Hall tarafından raporlanan benzer bir çalışmanın kapsamında Amerika İHA programında kullanılmıştır [4]. Hall'ın çalışmada kavramsal tasarım aracına çok kısaca değinilmekle beraber, kullanılan yöntemin Rodriguez'in çalışması ile paralellik gösterdiği anlaşılmaktadır. HAD yöntemi olarak da sunulmakta olan ile benzer bir Chimera ağ teknolojisi kullanılmıştır.

Rizzi, Oppelstrup, Zhang ve Tomac [5], hava araçlarının HAD ve Hesaplama yapısal mekanik (HYM) yöntemleri ile incelenmesi için geliştirilen yeni bir yazılım ve tasarım yöntemi altyapısını sunmuşlardır. Bu çalışmalarda uçakların kavramsal tasarımlarının uçuş mekaniği, yapısal mekanik ve aerodinamik yönden ön tasarım aşamasında aerodinamik geometri yinelenmeleri ile gerçekleştirilmesinin akış şemaları verilmiş ve HAD ve HYM yöntemlerine uygun geometri ve çözüm ağı üretimi için metotlar tanımlanmıştır. Tomac ve Eller, [6] otomatik ağ üretimi algoritmalarını tanıtmış ve nihayetinde yine aynı yazarlar sınır tabaka ağlarını da ele alan bir ağ üreticini geliştirerek kullanıma sunmuşlardır [7]. Bu çalışma Özkan [8, 9] tarafından geliştirilerek hibrid Kartezyen-yapısal olmayan ağ üreticisi geliştirilmesinde temel teknolojilerden birisi olarak kullanılmış ve özellikle roket teknolojileri için süperonik ağdalı akışlar için test edilmiştir.

Mühimmat geliştirme projeleri için en önemli kavramsal tasarım araçlarından birisi Missile-DATCOM yazılımıdır [9]. 70'li yıllardan beri geliştirilmekte olan bu yazılım ülkemiz mühimmat ve roket teknolojilerinin gelişiminde önemli bir rol oynamaktadır. Deneysel ve yarı deneysel tabanlı mühimmat veri tabanlarına ve 1 boyutlu çözümlere dayanan bu çözücü, çok hızlı çözümlenme yapmakta, geliştirilen mühimmatın veri sağlayan temel geometrilere benzerliğine göre de hassas sonuçlar vermektedir. Diğer hızlı ön tasarım araçları ile Missile DATCOM'un karşılaştırması için El-Mahdy'nin çalışması [11] referans alınabilir.

Literatürde havacılık ve uzay yapılarının yanı sıra mühimmatlar için otomatikleştirilmiş geometri ve çözüm ağı oluşturulması konusunda çalışmalar da bulunmaktadır. Jixing, Tao, Ping ve Tian [12] tarafından gerçekleştirilen bir çalışmada mühimmat yapısal tasarımı için bir araç geliştirilmiştir. Geliştirilen bu yöntemde, mühimmatın geometrik modellenmesi parametrik değişkenlere bağlıdır ve yaygın olarak kullanılan NX CAD yazılımı ile iletişim kurularak sanal-katı model üretimi otomatikleştirilmiştir. Daha sonra, çözüm ağı

bütünlük bir yapısal olmayan ağ üretici tarafından oluşturulmaktadır. Ancak bu çalışma, mühimmat yapısal tasarımıyla sınırlıdır ve aerodinamik analiz içermemektedir. Yan, Zhu, Kuang ve Wang [13] tarafından gerçekleştirilen başka bir çalışmada ise, makine öğrenmesi algoritması aracılığıyla bir aerodinamik tasarım optimizasyonu uygulanmaktadır ve tasarım DATCOM yazılımı üzerine kurgulanmıştır. Bu çalışmada, tasarım modifikasyonları ön tasarım aşamasında kendiliğinden karşılaştırılmaktadır ve bir çözüm ağı üreticisi veya CFD analizi yer almamaktadır. Haocheng, Mingqiang, Hu ve Zhe [14], genel amaçlı hava aracı yapıları için bilgi odaklı bir tasarım ortamı geliştirmiştir, böylece farklı hava aracı konfigürasyonlarına uygulanabilmektedir. Ancak bu çalışma otonom değildir ve mühimmata özel hazırlanmamıştır. Lu, Pang, Jiang, Sun, Huang, Wang ve Ju [15] tarafından ise rastgele hava ve uzay yapılarının sınır katmanı çözüm ağı için çok bloklular yapısal çözüm ağı üretici geliştirilmiştir. Bu çalışmada sınır katmanı çözüm ağı üretimi otomatik hale getirilmiş ve dışbükey ile içbükey geometriler için doğrulanmıştır. Ancak, çalışma üç boyutlu modellemeyi içermemekte ve çözüm ağı için yüzey ağı gerekmektedir. Bu nedenle, geliştirilen sistem tamamen otomatik değildir ve çözüm ağının ön işlemden geçirilmesi yine de gerekmektedir. Sunulan bu çalışmada, bir mühimmatın aerodinamik tasarımı için hesap hacmi ve çok bloklular yapısal çözüm ağı üretici süreçlerini otomatik hale getiren, dolayısı ile ön tasarım süreçlerini hızlandıracak, tasarım için gereken insan emeğini azaltırken mühimmat uçuş performansında artış sağlayacak ve en iyileme çalışmalarında da kullanılabilir bir yazılımın temel prensipleri sunulmaktadır. Sunulan teknoloji, mühimmatların ön tasarımları aşamasında sıklıkla kullanılan Missile-DATCOM veri girdi formatlarını kullanarak mühimmat geometrileri oluşturmaktadır. Ardından, oluşturulan sanal-geometri üzerinde son derece yüksek kalitede çok-bloklular çözüm ağı yine otomatik olarak oluşturulmaktadır. Bunu takiben HAD analizleri belirlenen kanatçık kontrol açıları ve uçuş şartları için otomatik olarak koşullandırılmaktadır. Böylece, ön tasarımdan HAD analizine geçiş süreci içinde kullanıcıya bağlı kesintilerin ve hataların en aza indirgenmesi ve her yapılandırma için yüksek kalitede çözüm ağı üretilerek en üst seviyede çözüm hassasiyeti hedeflenmektedir. Bu çalışmayla, yüksek kalitede çözüm ağı üretimi için gerekli zaman azalmış olduğu için, mühimmatın aerodinamik tasarım süresi de ciddi anlamda kısalmaktadır. Missile DATCOM ile ortak veri nedeni ile ön tasarım aşamasında hesaplanan herhangi bir mühimmat aerodinamik konfigürasyonu için sağlama çalışmaları, geliştirilen yeni araç ile HAD ortamında test edilerek tasarım sürecinin güvenilirliği artırılmıştır. Sunulan makale içerisinde, geometri üretimi, ağ üretim aşamaları detaylı olarak açıklanmış ve örnek bir mühimmat geometrisi üzerinde HAD sonuçları değerlendirilmiştir.

## 2. Yöntem (Method)

Yöntem üç ana bölüme ayrılmıştır. İlk olarak mühimmat geometrisinin oluşturulabilmesi için gereken geometri üreticinin temelleri anlatılmıştır. Ardından, bu geometri üreticinin üzerinde çalışan ağ üretici teknolojisinin gerekli detayları verilmiştir. Ardından Missile DATCOM mühimmat tasarım parametreleri irdelenerek ilk iki kısımda açıklanan yöntemlerle nasıl hesap hacmi ve çözüm ağı oluşturulduğu açıklanmıştır.

### 2.1. Geometri Ön İşlemcisi (Geometry Preprocessor)

Verilen bir geometriyi asgari sayıda geometrik parametre ile tanımlamaya 'parametrizasyon' adı verilmektedir. Bu çalışma kapsamında 2 boyutlu burun, gövde ve kanat profilleri için NURBS eğrileri kullanılmıştır. Özellikle geçiş bölgelerinde ve blok bağlantılarında NURBS eğri geçişlerine dikkat edilmiştir. Polinom noktaları verilen bir NURBS eğrisi Eş. 1'de verildiği şekilde hesaplanır:

$$C(t) = \frac{\sum_{i=0}^n N_{i,p}(t)w_iCP_i}{\sum_{j=0}^n N_{j,p}(t)w_j} \quad a \leq t \leq b \quad (1)$$

Burada  $CP_i$  kontrol noktaları,  $w_i$  kontrol noktalarının ağırlıkları  $N_{i,p}$  p dereceli B-spline baz fonksiyonudur. Baz fonksiyonu Eş. 2 ile verilen düğüm vektörü ile tanımlanır:

$$X = \left\{ \underbrace{a, \dots, a}_{p+1}, u_{p+1}, \dots, u_{m-p-1}, \underbrace{b, \dots, b}_{p+1} \right\} \quad (2)$$

Burada  $u_i$ 'ye düğümler adı verilmektedir. Düğümler,  $[a, b]$  aralığını düğüm aralıklarına bölen noktalar olarak ele alınabilir. Tüm baz fonksiyonlarının  $[a, b]$  tanım alanı içerisinde verildiği varsayılırsa baz fonksiyonları  $N_{i,p}$  Eş. 3'te verildiği şekilde tanımlanır:

$$N_{i,0}(t) = \begin{cases} 1 & \text{eğer } u_i \leq t \leq u_{i+1} \\ 0 & \text{değilse} \end{cases} \quad (3)$$

$$N_{i,p}(t) = \frac{t-u_i}{u_{i+p}-u_i} N_{i,p-1}(t) + \frac{u_{i+p+1}-t}{u_{i+p+1}-u_{i+1}} N_{i+1,p-1}(t)$$

### 2.2. Otomatik Çok Bloklular Yapısal Ağ Üretici (Automatic Multi-block Structured Mesh Generation)

Yapısal ağlar sıkıştırılabilir akışlar için çözüm kalitesi açısından en iyi seçeneklerdir. Ayrıca benzer çözüm hassasiyeti için tetrahedron ağlara kıyasla 6 ila 10 kat daha az çözüm hücresine ihtiyaç duyarlar. Bu sebeple yapısal çok bloklular ağlar, çözüm süresini hızlandırmak için en uygun çözümlerdir. Mühimmatın gövde ve kanatçıklarına örülmüş yapısal ağlar sayesinde daha hızlı bir şekilde hızlı ve hassas çözüm almak mümkündür. Doğru çok bloklular bağlantı şablonları ve dikkatli bir tasarım algoritması kullanılarak bu hedefe ulaşılabilir.

Hesap hacmi ve çözüm ağı üretimi için Dener'in [16] çalışması esas alınmıştır. Dener tarafından geliştirilen C++ tabanlı ağ üretici kütüphanesi değiştirilerek laboratuvarımızda çeşitli çalışmalarda kullanılmaktadır. Bu kod, etkileşimli bir geometri ve ağ üretme ortamı olarak geliştirilmiştir. Yazılımın etkileşimli kısmı modern teknolojiye uyum sağlayamamakta ve çalıştırılmamaktadır. Ancak yazılımın geometri üretim ve ağ üretici kısımları geçmiş yıllarda gerçekleştirilen çalışmalarla kütüphane haline getirilmiş ve objelerinin yeniden-kullanılabilir hale getirilmesi ile bir mühimmat tasarım ve çözüm ağı üretim platformu geliştirilmiştir.

Oluşturulan yeni kütüphane otomatikleştirme için de çok uygun hale gelmiştir. Son çalışmalarda turbo-makine tasarımı için geometri ve çözüm ağı üretici ile akış çözücü de içeren etkileşimli ve otomatikleştirilmiş bir tasarım ortamı Kündes [17, 18] tarafından oluşturulmuştur. Bu çalışma, ön tasarım, çözüm ağı üretici ve çözücü içeren otomatikleştirilmiş bir aerodinamik tasarım örneğidir. Bu makalede sunulan çalışma da çok daha karmaşık bir geometrik set için benzer araçları daha sofistike yöntemlerle kullanmaktadır.

Geliştirilen araçta iki farklı yapısal ağ üretim yöntemi kullanılmıştır. Bunlar, cebirsel ağ üretimi ve eliptik ağ üretim tekniği olarak adlandırılmaktadır.

Cebirsel ağ üretim metodu trans-finite ara-değerleme prosedürüne bağlıdır. Bu yöntem, çözüm hacmi içerisindeki noktaların koordinatlarının, sınır yüzeylerinde yer alan noktalarının üzerinde alınan türevlerle hesaplanmasına dayanmaktadır. HAD çözüm ağları arasında oldukça yoğun olarak kullanılan bu yöntem, koordinatların kolay hesaplanması ve koordinatlar üzerindeki güçlü kontrol nedeni ile çok yaygındır. Ancak bu yöntem, sınır yüzeyi üzerindeki dağılımı

korumaya yatkındır. Bu nedenle, yüzey üzerindeki süreksizlikler çözüm hacmi içerisine de taşınmaktadır. İç yüzeylerdeki noktaların koordinatlarının hesaplanmasında kullanılan yöntem Farrashkhalvat ve Miles [19] tarafından detaylı olarak verilmiştir.

İkinci yöntem ise eliptik ağ üretimi tekniğidir. Bu yöntem yarı-doğrusal eliptik kısmi diferansiyel denklemlerin çözümüne dayanmaktadır ve söz konusu denklem Eş. 4’de verilmiştir. Denklem çözümünde Dirichlet tipi sınır şartları kullanılmaktadır. Bu denklemde  $\alpha_{ij}$  terimi konum vektörü  $\vec{r}$ ’nin skalar fonksiyonudur.  $P$ ,  $Q$  ve  $R$  ise kontrol fonksiyonlarıdır ve amaca göre seçilebilirler. Bu ağ üretim yöntemi sınır yüzeyindeki eğim süreksizliklerinin çözüm hacmine yayılmasını önler ve yumuşak geçişli bir çözüm ağı oluşturulmasına yardımcı olur. Bu nedenlerden dolayı çözüm ağının önce cebirsel yöntemlerle üretilmesi ardından da eliptik yöntemle düzenlenmesi tercih edilmiştir [18, 19].

$$\begin{aligned} \alpha_{11}\vec{r}_{uu} + \alpha_{22}\vec{r}_{vv} + \alpha_{33}\vec{r}_{ww} \\ + 2(\alpha_{12}\vec{r}_{uv} + \alpha_{13}\vec{r}_{uw} + \alpha_{23}\vec{r}_{vw}) \\ = -\alpha_{11}\vec{r}_u P - \alpha_{22}\vec{r}_v Q - \alpha_{33}\vec{r}_w R \end{aligned} \quad (4)$$

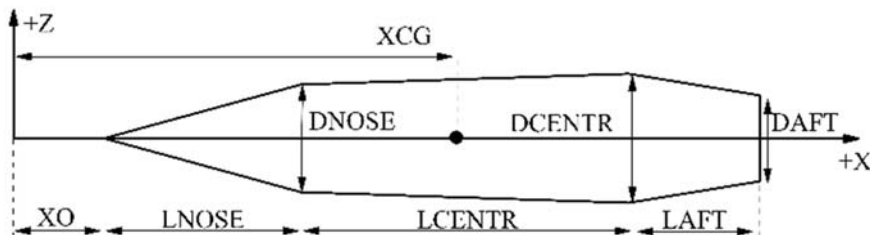
### 2.3. Mühimmat Tasarım Geometrisinin Tanımlanması (Definition of the Missile Geometry)

Bu çalışmada, üç boyutlu model oluşturmak ve hesap hacmi için gerekli geometrik veri, mühimmat için yarı-deneysel bir ön tasarım aracı olan Missile DATCOM’dan alınmaktadır [10]. Bu benzetim aracında mühimmat farklı alt bileşenlere ayrılarak tanımlanır. Bu alt bileşenler şunlardır:

- **Burun geometrisi:** çeşitli temel mühimmat burun tiplerini (konik, tanjant ojiv, kuvvet serisi, Haack ve von Karman) kapsar. Ayrıca burun kütlüğü ve yatay koordinat-çap serisi olarak da burun geometrisi tanımlanabilir.
- **Gövde geometrisi:** Dairesel veya silindirik gövdeler temel olarak kullanılabilir.
- **Kanatçık setleri ve kanatçıklar:** Program girdisi olarak geometrik olarak birbirine eş ve aynı yatay koordinata yerleştirilmiş kanatçıklardan oluşan kanatçık setleri kullanılabilir. En fazla 7 adet kanatçık seti veri setine girilebilir. Kanatçıklar farklı temel geometrik şekillerde ve bilinen NACA profillerinde olabilmektedir. Kanatçık yerleşimleri gövde etrafına herhangi bir açıda ve dihedralde olabilir. Aynı şekilde kanatçıklara sapma açısı verilerek kontrol etkinliği hesapları da yapılabilir.
- **Kuyruk geometrisi:** Sadece kesik koni olarak tanımlanmıştır. Egzoz çapı da verilebilmektedir.
- **Diğer:** Geometrik olarak gövde eklentileri (protuberance) ve hava alığı geometrisi girilebilir. Bu özellikler geometrik olarak tanımlanmadıkları için bu çalışmanın dışında bırakılmıştır.

#### 2.3.1. Gövde tasarımı (Missile body design)

Gövde, burun, merkez ve kuyruk olarak üç bileşenden oluşmaktadır. Bu yazılımda, bu parametreler için kullanılan notasyon Şekil 1’de



Şekil 1. Mühimmat gövde notasyonu (Missile body notation)

sunulan, Missile DATCOM’da kullanılan notasyon ile aynıdır. Gövdeyi oluşturmak için gerekli girdiler şunlardır:

- Burun şekli, burun çapı (DNOSE) ve burun uzunluğu (LNOSE)
- Ana gövdenin azami çapı (DCENTR) ve gövde uzunluğu (LCENTR)
- Kuyruk şekli, asgari çapı (DAFT) ve kuyruk uzunluğu (LAFT)

Bunların yanında burun, sıklıkla uygulanan bir tasarım yaklaşımı olarak kesikli olarak da modellenebilir. Bunun için girdi olarak kesik çapına ihtiyaç vardır.

#### 2.3.2. Burun konisi tasarımı (Nose cone design)

Bir mühimmatın burun tasarımı, sürüklenme kuvvetini etkileyen en önemli tasarım seçeneklerindedir. Genel burun profilleri Crowell [20] tarafından özetlenmiştir. Burun tasarımının etkisi özellikle itkisiz mühimmatların performansı açısından belirleyici olabilir [21]. Bu sebeple çözüm ağı ve HAD analizlerinin önemi bu bölge için çok önemlidir. Geliştirilen araçta, sıkça kullanılan konik, ojiv, kuvvet serisi, Haack ve von Karman tipi geometriler tanımlanmıştır. Temel model tipleri ve bir kesikli varyantı Şekil 2 içerisinde verilmiştir. Bu şekilde L/D oranı 2,5 olarak alınmıştır. Geliştirilen yazılım makul tüm L/D oranları için ağ üretebilmektedir. Her burun tipi serisinin açıklaması ilerleyen kısımda verilmiştir.

##### 2.3.2.1. Konik (Cone)

En basit burun şekli koniktir. Burun üzerindeki herhangi bir noktanın koordinatı, o noktanın simetri eksenine uzaklığı (yarıçapı) ile burun uç noktası arasındaki basit ilişki yardımı ile bulunabilir. Bu ilişki Eş. 5 ile aşağıdaki verildiği şekilde matematiksel olarak tanımlanabilir.

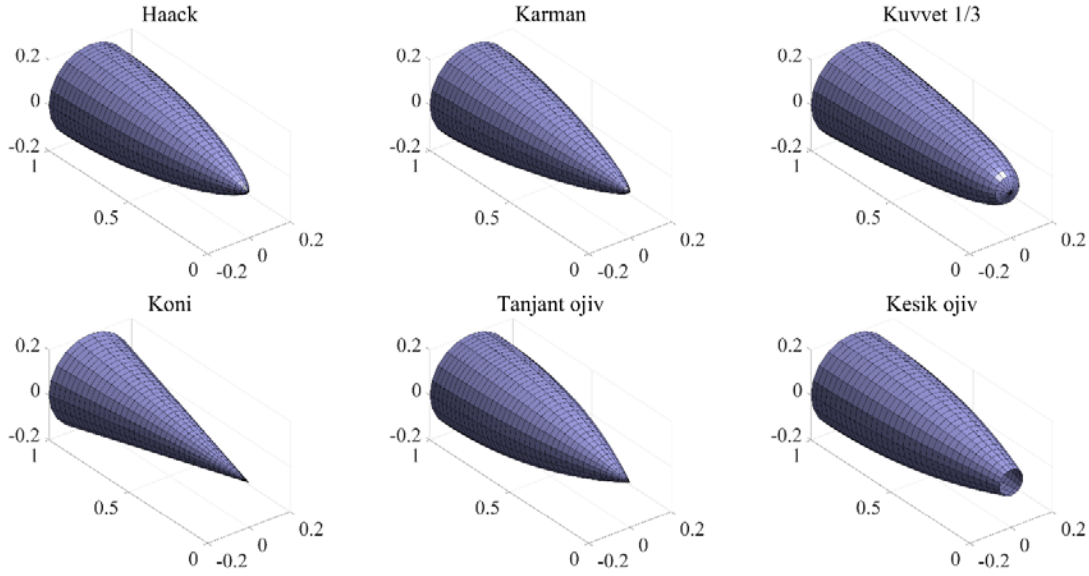
$$r = x \frac{R}{L} \quad (5)$$

Konik burun profilinin sivri ucu yapısal ağ üreteçleri açısından önemli sorun teşkil eder. Konik şekillerin tepe noktasında süreksizlik oluşması nedeniyle sivri noktaların etrafında yüksek kaliteli çözüm ağı üretilmesi oldukça zordur. Pratikte ise kesikli burun nadiren kullanılmaktadır. Aerodinamik açıdan, beklentilerin tersine kesik burun daha düşük sürüklenme kuvvetine yol açmaktadır [21]. Üretim ve operasyonel açılardan da kesikli burun daha avantajlıdır. Bu sebeple konik burun seçeneği için geliştirilen yazılım sadece kesikli burun kullanmaktadır. Diğer burun profilleri için kesikli ya da kesiksiz profil kullanılabilir.

##### 2.3.2.2. Tanjant ojiv. (Tangent ogive)

Tasarım ve üretim kolaylığı nedeniyle tanjant ojiv burun profili en yaygın kullanılan burun profillerinden birisidir. Matematiksel formülü Eş. 6’da verilmiştir.

$$r = \sqrt{\rho^2 - (L - x)^2} + R - \rho \quad (6)$$



Şekil 2. Modellenen burun tipleri (Missile nose type)

Burada  $\rho$  ojiv yarıçapıdır ve Eş. 7 ile verilmiştir.

$$\rho = \frac{R^2 + L^2}{2R} \quad (7)$$

#### 2.3.2.3. Kuvvet serileri. (Power Series)

Kuvvet serileri tipi burun konikleri basit bir kuvvet formülü ile hesaplanırlar. Diğer yöntemlere göre daha küt burun geometrilerine izin verirler. Burun şekli Eş. 8 ile tanımlanmaktadır. Burada  $n$  kuvveti, yönteme de adını veren kuvvet serisi katsayısıdır ve 0 ila 1 arasında seçilebilir. Formülde  $n$  sayısının 0 olması tam küt buruna, 1 olması ise tam konik bir buruna işaret eder.

$$r = R \left( \frac{x}{L} \right)^n \dots 0 \leq n \leq 1 \quad (8)$$

#### 2.3.2.4. Haack serileri. (Haack series)

Haack serisi burun konikleri Wolfgang Haack tarafından formüle edilmiş burun konikleridir. Diğer şekillerin aksine geometrik olarak oluşturulmazlar. Haack geometrileri sürüklemeyi asgariye indirmek için matematiksel ve aerodinamik denklemlerden türetilirler. Burunun şekli Eş. 9 aracılığı ile hesaplanır.

$$r = \frac{R}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\theta - \frac{\sin 2\theta}{2} + C \sin^3 \theta} \quad (9)$$

Burada  $\theta$  parametresi şu şekilde tanımlanmıştır.

$$\theta = \cos^{-1} \left( 1 - \frac{x}{L} \right) \quad (10)$$

$C$  sabiti sürüklenme katsayısını ve gövdedeki süresizliği belirler. Verili bir burun uzunluğu ve burun çapı için,  $C = 0$  minimum sürüklenme katsayısını verirken, verili bir burun uzunluğu ve burun hacmi için  $C = 1/3$  minimum sürüklenme katsayısına sahip burun kesitini vermektedir.

#### 2.3.2.5. von Karman serisi. (von Karman series)

$C = 0$  olduğu durumdaki Haack Serisi tipine von Karman tipi denir. Dolayısı ile çapa göre minimum sürüklenme katsayısına doğru bir yakınsama vermektedir. Oldukça popüler bir burun profilidir.

2000

#### 2.3.3. Gövde geometrik bütünü (Body geometric assembly)

Girilen gövde ölçüleri ve verili burun profili temelinde bir dizi nokta aynı düzlemde oluşturulur. Bu noktalar bir dizi B-Spline eğrileri ve de doğrusal parçalar ile birleştirilir.

Gövde geometrisi burun, merkez gövde ve kuyruk konisi için eksenal-simetrik olarak oluşturulur. Bölümlerin her biri sınırdaki süresizlikleri ortadan kaldırmak ve ortama-özellikle de sınır katmanı ağma yayılmalarını önlemek için ayrı bloklar olarak tanımlanmıştır.

Kesikli burun ucu ve taban kısmı için (mühimmatin arka kısmı olarak da ifade edilir), uygulama kolaylığı ve dairesel ortam için ağ kalitesinde ciddi bir azalmaya yol açmaması nedeniyle kelebek (veya H-tipi) topolojiye sahip çözüm ağı oluşturulur.

Yazılım mimarisinin modüler özelliği nedeniyle burun ve kuyruk şekillerinde özelleştirilmiş topolojiler için ortak yazılım fonksiyonları kullanılmaktadır. Bu nedenle uygulanabilir burun ve kuyruk şekilleri önceden tanımlı şekillerle sınırlı değildir. İstenildiği takdirde Missile-DATCOM yeteneklerinin ötesinde de gövde geometrileri üretilebilir.

#### 2.3.4. Kanatçık tasarımı (Fin design)

Missile DATCOM terminolojisinde kanat, strake ve kanatçık tanımları için iki kavram kullanılmaktadır: Kanatçık setleri (FINSET) ve kanatçık geometrileri. Kanatçık setleri aynı doğrusal pozisyonda ancak farklı açılarda yerleştirilmiş birbiri ile eş kanatçık gruplarından oluşmaktadır. Konvansiyonel bir mühimmatta 1-3 arası kanatçık seti, her kanatçık setinde ise 2-4 arası kanatçık bulunur. Geliştirilen yazılım için (Missile DATCOM'da sınırlama olsa da) bu sayılar üzerinde herhangi bir kısıtlama yoktur. Ancak kanatçıkların hacmen çakışmaması kullanıcının sorumluluğu altındadır.

Kanatçık tipleri dörtgen, altıgen ve standart NACA serileri olarak girilebilir. Yine kısıtlama olmamasına rağmen kanatçık tasarımı için kabul edilmiş yapılandırma olarak altıgen kanat kesiti kullanılmaktadır. Kanatçıklar tek profilli veya çok profilli olarak tasarlanabilir. Her bir profil, verilen bir süpürme açısı, mühimmatin burun ucu arasındaki uzaklık ve profil veteriyle tanımlanmaktadır.



Kanatçık setleri ve altıgen kanat kesitlerinin geometrik temsilleri Şekil 3 ve Şekil 4'te sunulmaktadır. Kanatçık setleri için gerekli geometrik girdiler şunlardır:

- Kanatçık seti sayısı
- Her bir kanatçık setindeki kanatçık sayısı
- Kanat profili için hücum kenarı ve kaçış kenarı özellikleri
- Kanat profilinin veter uzunluğu
- Gövdenin merkez çizgisinden açıklığı
- Her profilin hücum kenarının gövdeye uzaklığı

Her bir kanatçık, genelde 1 veya 2 olmakla birlikte birçok profilden oluşabilir. Her bir profil kanatçık etrafındaki tüm ortamı kapsayan altı bloktan teşekkül yapısal çözüm açısından oluşmaktadır. Altıgen geometriye sahip kanatçık yüzeyleri uçlarda ve dönüşlerde sivri köşeler ve süreksizlikler içerdiğinden, her parça için farklı bloklar oluşturulmalı, sınır süreksizliklerinin ortama yayılması önlenmelidir. Bu süreksizliklerin önlenmesi, akım ayrılması ve muhtemel şok dalgası-sınır katmanı etkileşiminin çözümünde önemli rol oynayan kanatçık etrafındaki sınır tabakası çözüm ağı için kritik önem taşımaktadır.

Buna ek olarak, kanatçıkların uç kısmında kalan kesik üst yüzeyi için girilen geometrik parametrelerle otomatik olarak üretilen bir kanat ucu çözüm ağı metodu gerekmektedir. Kanatçık setleri ve gövde ağı overset çözüm ağı yöntemi ile bir araya getirilmiştir. Bu yaklaşım, ağ üretimi sürecinin kolaylığı ve farklı kanatçık yönelimleri (uçuş koşulları sırasında üretilen ağı değiştirmeden farklı hücum açısı veya kontrol sapma açısı uygulama olanağı gibi) olmak üzere iki temel avantaj sağlamaktadır.

Her blok için yapısal çözüm ağı, iki boyutlu düzlem için 4 sınır, üç boyutlu düzlem için 6 sınır gerektiren bir trans-finite ara-değerleme yöntemi ile oluşturulmaktadır. Üretilen çözüm hacmi çok boyutlu blok yöntemiyle basitleştirilmiş olduğu için trans-finite ara-

değerleme yöntemi yüksek kaliteli ağları hızlı bir biçimde üretebilmektedir. Eliptik ağ üretimi kullanıldığında, çözüm hacmindeki düz olmayan hücreleri devre dışı bırakarak düzleştirme yapılır. Eliptik ağ üretimi için sıralı over-relaxation yönteminden daha hızlı yakınsayan SLOR algoritması kullanılmaktadır [16]. Çok-bloklı strateji kullanıldığında, eliptik düzleştiricinin yakınsamasını garanti edecek şekilde sınırlardaki düzensizlikler giderilebilmektedir.

Ağ üretimi ve tasarım süreci özeti aşağıdaki Şekil 5'te verilen çizimde sunulmaktadır.

### 3. Test Sonuçları (Test Results)

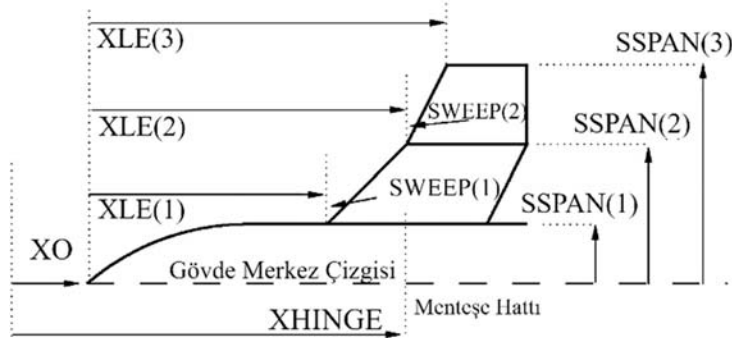
Bu bölümde geliştirilen yazılım önce ağ üretimi açısından değerlendirilecektir. Ardından, literatürde mevcut bir mühimmat geometrisi seçilerek üretilen mühimmat geometrisi ve çözüm ağlarının HAD çözümlerindeki başarımları gösterilecektir.

#### 3.1. Çözüm Hacmi ve Ağ Üretimi Testleri (Solution Domain and Mesh Generation Tests)

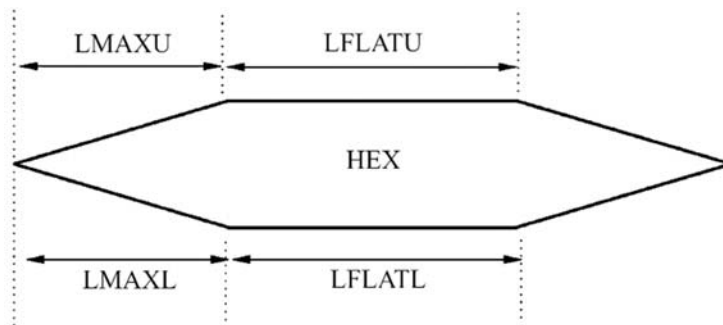
##### 3.1.1. Burun konisi tasarımı (Design of the nose cone)

Yukarıda anlatıldığı şekilde, kullanılan yazılım ile burun konikleri için tek girdi ile farklı değişik konfigürasyonlar ile burun geometrileri oluşturmak mümkündür. Yazılımın geometri ve ağ üretimi becerilerini gösterebilmek için burun çapı ve burun uzunluğu oranı 0,5 olarak seçilmiştir. Ojiv, kuvvet yasası ve Haack tipi burun geometrileri için üretilen çözüm hacimleri aşağıda verilen Şekil 6'da sunulmuştur.

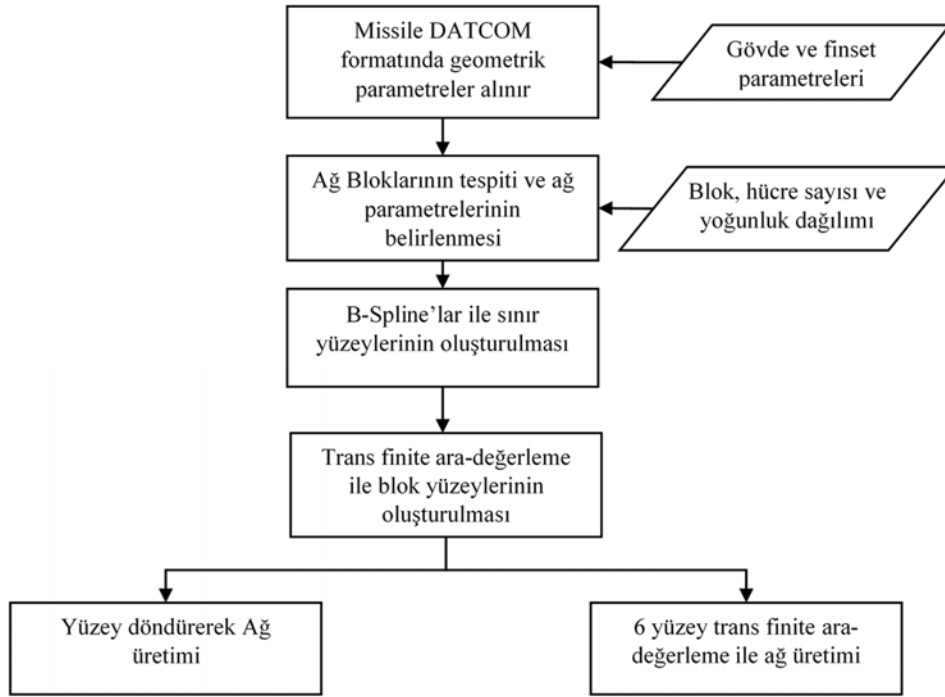
Yukarıda verilen örnekler en sık kullanılan burun şekilleridir. Burun eğriliği en uygun olan B-Spline yayı için gerekli noktalar otomatik olarak üretilir ve istenen geometri yüksek kalitede elde edilir. Burun kalitesi ile ilgili kalite istekleri oldukça üst seviyededir. Otomatik



Şekil 3. Gövdedeki kanatçık tanımlaması (Fin definition with respect to the body)



Şekil 4. Altıgen kanat profili parametreleri (Hexagonal fin profile parameters)



Şekil 5. Tasarım ve Ağ üretimi süreci (Design and mesh generation process)

testlerle binlerce farklı kombinasyonda testler yapılarak ağ kalitesinin daima yüksek olduğu gösterilmiştir. Burun kütlüğü ile ilgili detay kuyruk tabanı ile aynıdır ve ileride verilmiştir.



Şekil 6. Burun konik seçenekleri testi: sol Ojiv, orta güç serisi (n=0,5), sol Haack (C=1/3)  
(Test for nose cone options: left Ogive, middle power series (n=0.5), left Haack (C=1/3))

### 3.2.2. Tüm mühimmat gövdesi çözüm hacmi (Complete missile domain)

Geliştirilen yazılım ile tüm hesaplama ortamını gösterecek şekilde iki farklı mühimmat gövdesi oluşturulmuştur. İlk mühimmat konfigürasyonu kuyruk fin seti ve kanat tipi burunda fin setine sahiptir. Her kanatçık setinde 4'er eş kanatçık mevcuttur. Geometri AIM-9 füzesine varyantlarından birisini farklı ölçülerle temsil etmektedir. Burun yapısı ojiv ve kuyruk silindriktir. Oluşturulan çözüm hacmi Şekil 7'de sağ tarafta gösterilmiştir. İkinci geometri ise temsili bir güdüm kiti geometrisidir. Mühimmat gövdesi, ojiv şekilli burun ile konik bir kuyruk içermektedir. Bu gövdeye bir adet kanat seti içerisinde yerleşik 4 adet kanat yerleştirilmiştir. Şekil 7'de sağ tarafta bu gövde için geliştirilen çözüm hacmi sunulmaktadır. Her iki çözüm hacmi de gösterim amaçlıdır. HAD çözümü için kullanılacak çözüm hacmi her yönde en az 10 mühimmat boyu kadar çapa ulaşmalıdır ve ilgili test bölümünde bu şekilde üretilmiştir. Çözüm hacmi detaylarında burun kesikliği ve kuyruk tabanı için kelebek ağ

topolojisi kullanılmıştır. Kanatların yerleşimi yine gösterim amaçlı olarak gövde ortasına doğru çekilmiştir.

Gövde etrafında geliştirilen çözüm ağları Şekil 8'de sunulmaktadır. Detayları daha net görebilmek için kanatçık seti çözüm ağı tam ölçekli modelden ayrı olarak daha karmaşık bir geometri için aşağıda gösterilmiştir. Çözüm hacmi içinde, burun, merkez gövde ve kuyruk bölgeleri için bloklar tanımlanabilmektedir.

Burun kesikliği ve kuyruk tabanı için kelebek çözüm ağı topolojisi Şekil 9'da sunulmaktadır. Gösterim amaçlı ve daha net temsil için hücre sayısı azaltılmıştır. Merkez blok boyunu ayarlayabilmek için çözüm ağı kalitesi artırılabilir.

### 3.2.3. Kanatçık çözüm ağı (Fin mesh)

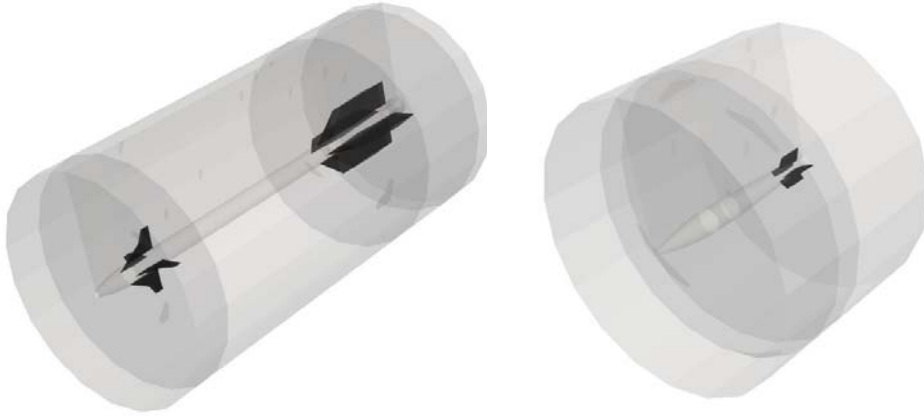
Kanatçık çözüm ağı üretimi gövde parçalarına göre oldukça karmaşıktır. Özellikle kanat uç yüzeylerinin tam konformal bağlanması oldukça özenli yapılması gereken bir işlemdir. Şekil 10 alt tarafta uç yüzeyi de dâhil olmak üzere altıgen kesitli kanatçık için geliştirilmiş çözüm ağı sunulmaktadır. Verilen örnekteki kanat için üç farklı profil ve farklı süpürme açıları kullanılmıştır. Kanat ucu için seçilen ağ topolojisi Şekil 10 üst kısımda görülmektedir. Uç ve sınır katmanı çözüm ağı arasındaki gözlenen devamsızlık, süpürme açısı önceden değerlendirerek daha da azaltılabilir, ancak bu yöntem çözüm ağı kalitesini azaltabilir.

Geometri ve çözüm ağını geliştirirken, kullanıcı etkileşimi girdi parametreleri ile kısıtlıdır ve sürecin devamı otomatikleştirilmiştir. Hücre sayısı 2 milyonu bulan geometri ve çözüm ağı böylece 5 saniyeden az bir sürede oluşturulabilmektedir.

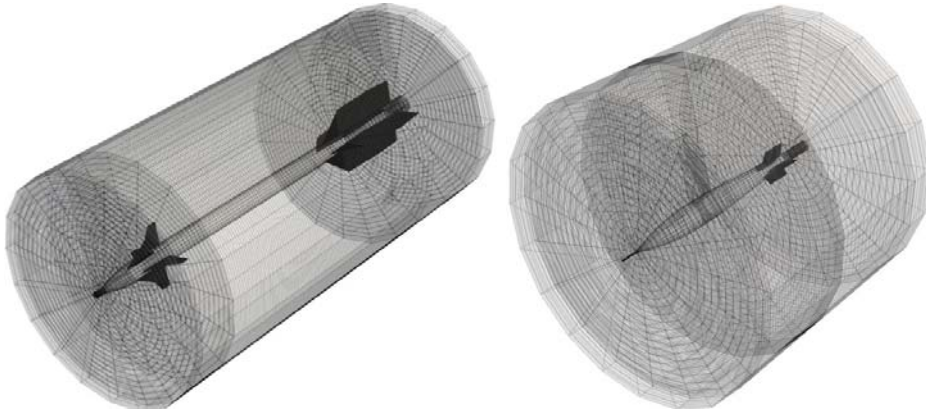
### 3.3. HAD Çözümleri (CFD Solutions)

Üretilen çözüm ağlarının HAD çözümlerindeki başarımının sınanabilmesi için Basic Finner isimli standart bir denek taşı





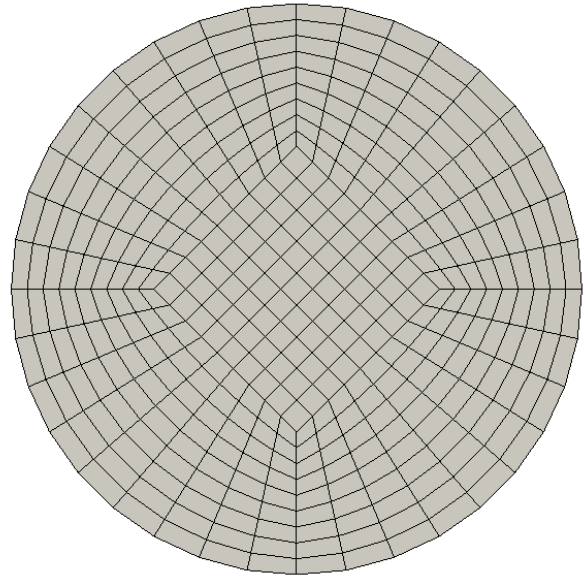
Şekil 7. Mühimmat gövdesi çözüm hacimleri (Domains around the missile bodies)



Şekil 8. Mühimmat gövdesi çözüm ağları (Computational mesh around the missile bodies)

kullanılmıştır. Bu geometri pek çok mühimmat araştırma ve geliştirme faaliyeti için veri sağlamış olup, geometri tanımı Dupuis ve Hathaway'ın [22] raporundan alınmıştır. Basic Finner asıl olarak dinamik türevlerin hesabı için bir referans çalışmasıdır. Serbest uçuş aerodinamiği için veri setleri ve kalibre bilgisi ise Martin, Noack ve Carrica'nın [23] çalışmasından elde edilmiştir.

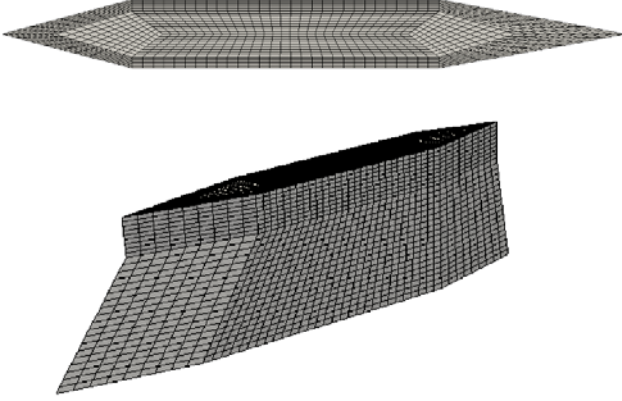
Basic Finner geometrisi, hiç katı modeli oluşturulmadan Missile DATCOM parametrik yöntemi ile üretilmiştir. Böylece amaçlanan, geliştirilen yazılımın ön tasarıma ek veya detaylı tasarımın ilk aşaması olarak kullanılabilmesidir. Bu amaçla çeşitli yoğunluklarda çözüm ağları üretilerek ağ bağımsızlık çalışması yürütülmüş ve üretilen çözüm ağı Şekil 11'de verilmiştir. Bu çözüm ağları yine otomatik olarak CGNS formatında 1 adet gövde ve 4 adet kanatçık olmak üzere çözüm ağı tanım dosyalarına kaydedilmiştir. CGNS formatı bir HAD çalışma grubu tarafından geliştirilen ve idame ettirilen bir veri formatıdır [24]. Açık kaynaklı veya ticari pek çok HAD çözücüsü CGNS formatında ağ dosyalarını okuyabilmektedir. Dolayısı ile veri formatı son derece taşınabilirdir. Ancak çözüm ağı beş parçaya bölüdüğü için HAD çözücüsünün de buna uyumlu olması gerekmektedir. Daha önce de belirtildiği gibi, yazılım Chimera ağ yeteneği olan bir çözücüye ihtiyaç duymaktadır. Overset ağlar da denilen bu teknolojiye, farklı çözüm ağı hacimlerinin birbiriyle kesişmesi mümkündür. Kesişen bu ağlar üzerinde delik kesme (hole cutting) denilen bir teknik uygulanarak kesişen ağ hücreleri üzerinde hangi hücrelerin hesap için kullanılacağına ve iki ağ arasında iletişimin nasıl olacağına karar verilir [25]. Bu işlem hareketli yüzeyler için her hareket adımı için tekrarlanarak kontrol yüzeylerinin ve hava aracı kademelerinin bağımsız hareketlerinin benzetimi de yapılabilir [26].



Şekil 9. Dairesel yüzey üzerinde kelebek topolojisi çözüm ağı (Surface mesh on circular face in butterfly topology)

HAD yazıcısı olarak ODTÜ Makina Mühendisliği Bölümü bünyesinde geliştirilen TRANSFERS isimli yazılım kullanılmıştır. Bu yazılım hem Chimera kabiliyetine sahip olup, sıkıştırılabilir akışlar için HLLC akı hesaplayıcısı, ağdalı akışlar için Spalart

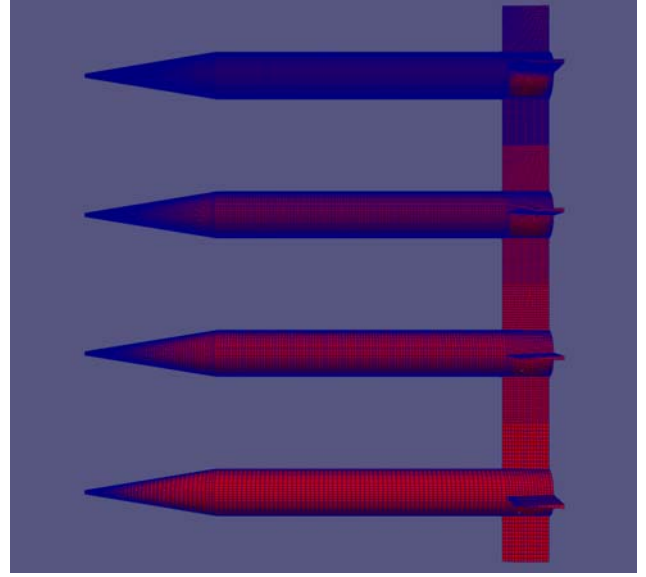
Almaras türbülans modelini kullanmaktadır. Benzetimler, rüzgâr tüneli verilerine uyumlu olarak, 0,686 ila 3,06 Mach sayılarında gerçekleştirilmiştir. Ölçeklendirmede 0,4 kalibre olan rüzgâr tüneli modeli kullanılmıştır.



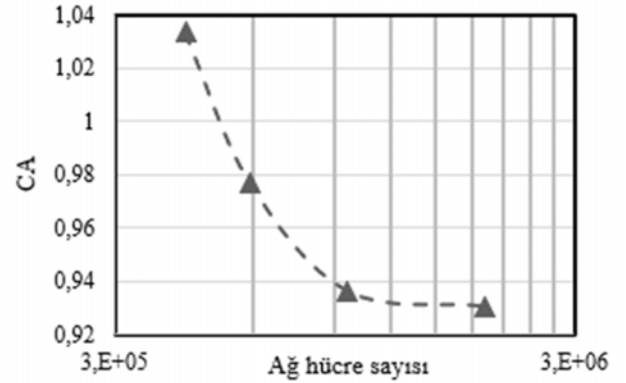
**Şekil 10.** Kanatçık yüzeyi çözüm ağı. Üst: kanatçık ucu, alt: Kanatçık yüzü ağları  
(Fin surface mesh. Upper: Fin-tip, Lower: Fin-face meshes)

Şekil 11’de verilen çözüm ağları kullanılarak bir ağ bağımsızlık çalışması gerçekleştirilmiştir. Ağ bağımsızlık çalışması 0,8 Mach hızında gerçekleştirilmiş ve en son yakınsayan parametrelerden sürtkleme katsayısı ile değerlendirme yapılmıştır. Şekil 12’de paylaşılan sonuçlara göre eksenel kuvvet katsayılarının artan ağ hücresi sayısı ile yakınsadığı görülmüştür. En yoğun ikinci ağdaki yakınsama yeterli bulunarak benzetimlere bu ağ ile devam edilmiştir. Ağ genelinde 960.000 ağ hücresi mevcuttur.

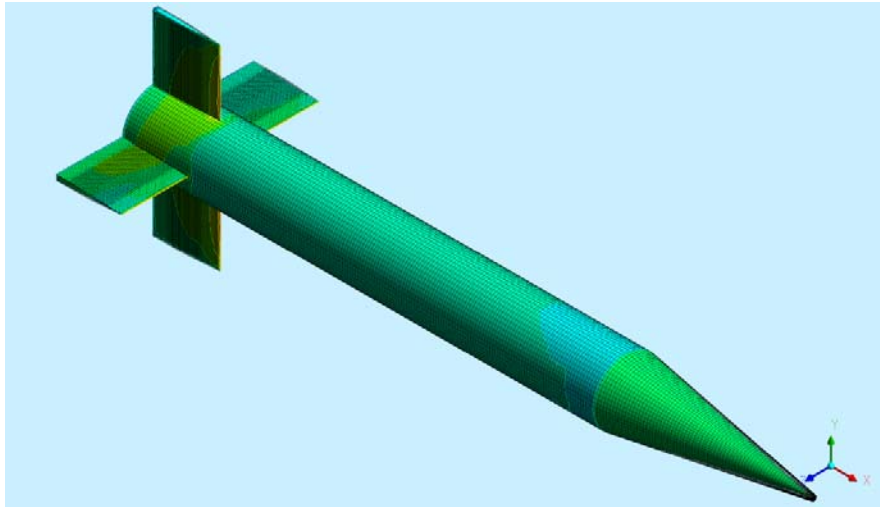
Şekil 13 örnek bir çözümü göstermektedir. Burada hücum açısı iki derece ve Mach sayısı 1,25 için ve kanatçık sapması verilmemişken basınç dağılımı görülmektedir. Transonik uçuş bölgesinde yer alan bu uçuş şartı çözücü için oldukça zor bir rejimdir. Ancak ağ kalitesinin yüksekliği sebebi ile 12 işlemci çekirdeği üzerinde 20 dakikanın altında başarı ile çözüm alınmıştır. Mach sayısı üzerinde yapılan çözümler sonucunda rüzgâr tüneli ve HAD sonuçlarının eksenel kuvvet katsayısı olarak 0 hücum açısında karşılaştırması Şekil 14’de sunulmuştur. Eksenel kuvvet katsayısı,  $C_A$ , tanımı Eş. 11’de verilmiştir. Burada referans uzunluk çap olarak alınmıştır.



**Şekil 11.** Basic Finner çözüm ağları  
(Basic Finner Computational Meshes)



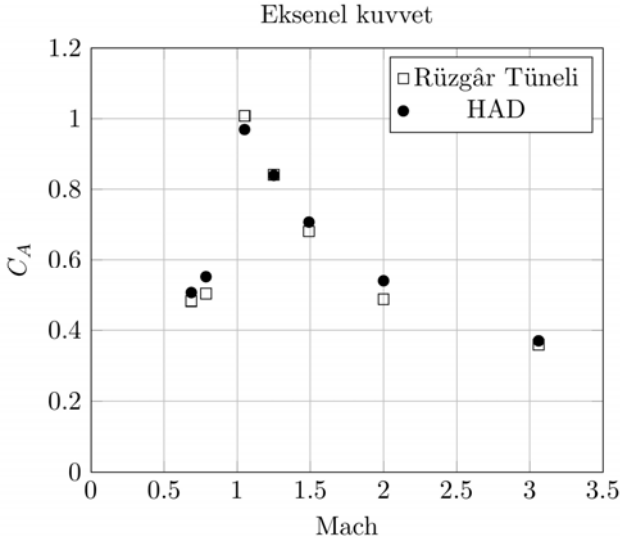
**Şekil 12.** Basic Finner çözüm ağı bağımsızlığı çalışması  
(Basic Finner Mesh independence study)



**Şekil 13.** Basic Finner 1,25 Mach ve  $\alpha = 2^\circ$  için basınç dağılımı.  
(Basic finner pressure distribution for  $M = 1,25$  and  $\alpha = 2^\circ$ )

$$C_A = \frac{F_x}{0.5 \rho_{hava} U_{\infty}^2 A_{ref}} \quad (11)$$

Burada görüldüğü gibi, HAD tarafından hesaplanan eksenel kuvvetler rüzgâr tüneli verileri ile son derece uyumludur. Eksenel kuvvet katsayısı hem sıkıştırılabilirlik kaynaklı sürüklenme kuvvetini, hem de ağırlık kaynaklı sürtünme kuvvetini gösterdiği için önemli parametrelerden birisidir. Çözüm boyunca yüzey  $y^+$  parametresi en fazla 1,7 olmuş, dolayısı ile türbülans benzetimleri başarı ile gerçekleştirilmiştir. Ağ üretici sınır tabakası ağlarının üretiminde yeterince iyi bir ağ üretebilmiştir.

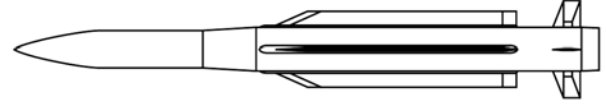


**Şekil 14.** Basic Finner 0 sapma açısı ve 0 hücum açısı için eksenel kuvvet katsayısı HAD ve rüzgâr tüneli sonuçları karşılaştırması (Basic Finner axial force comparison between wind tunnel results and CFD results for  $\alpha = 0^\circ$  and 0 deflection)

Dupuis ve Hathaway'in [22] mühimmatın dinamik türevlerinin bulunmasına yönelik ve mühimmata spin verilerek gerçekleştirilen atışlar mevcuttur. Bu deneyin sağladığı sonuçlar genelde ortalama 0 hücum açısı ile atılmış gibi varsayılarak çözüm alınsa da aslında dönümlü atıldıkları için tam olarak 0 açısında değildir. Deneysel ölçümler atışları takiben yapılmış, statik katsayı olarak eksenel kuvvet katsayısı raporlanmıştır. Dolayısı sayısal çözüm ile karşılaştırmalara sadece bu katsayı eklenmiştir. Diğer deneysel veriler dinamik katsayılar üzerine ve stabilizasyon hareketinden bulunan moment değerlerinden ibaret olduğu için bu çalışmada karşılaştırma imkânı yoktur. Yukarıda bahsedilen deneysel yöntem ile statik aerodinamik hesap yöntemine dayanan oldukça ufak bir fark bazı hücum açılarında bulunmaktadır. Eksenel kuvvetteki farkın ikinci kaynağı ise transonik bölgedeki testlerden gelmektedir. Sürüklenme yönündeki kuvvet katsayılarının arttığı bu bölgede kuvvet katsayılarındaki Mach sayısında büyük değişimlere yol açmaktadır. İtkisiz bir mühimmat olan basic finner rüzgâr tüneli olmaksızın test edilmiştir. Dolayısı ile hız ölçümü dahil diğer ölçümlerdeki hatalar da bu değişken bölgedeki uyumsuzlukların kaynağı olarak gösterilebilir. Nihayetinde benzetimler geniş bir hız rejimi için başarılı sayılmaktadır. En yüksek fark %6,2 ile 2.0 Mach verisinde görülmüştür.

Benzer bir analiz de iki kanat seti olan bir mühimmat için gerçekleştirilmiştir. Bunun için Allen [26] tarafından NASA için raporlanan bir çalışma serisinden faydalanılmıştır. Bu çalışmada, bir gövde üzerine, kuyruk kanatçığı seti ve iki adet kaldırma yüzeyi seti (İng. Strake) eklenip çıkartılarak yedi adet mühimmat geometrisi oluşturulmuştur. Bu geometrilerden hem çözüm ağı hem de benzetim

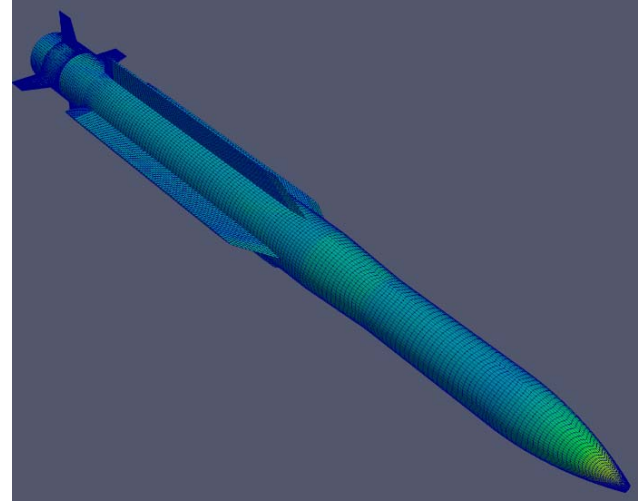
olarak en zorlayıcısı olan uzun kaldırma yüzeyi ve kanatçık setine sahip olan ve Şekil 15'de verilen geometri (Long Strake, Tail LST) seçilmiştir.



**Şekil 15.** Allen geometrisi konfigürasyon 1 (LST) (Allen geometry configuration 1 (LST))

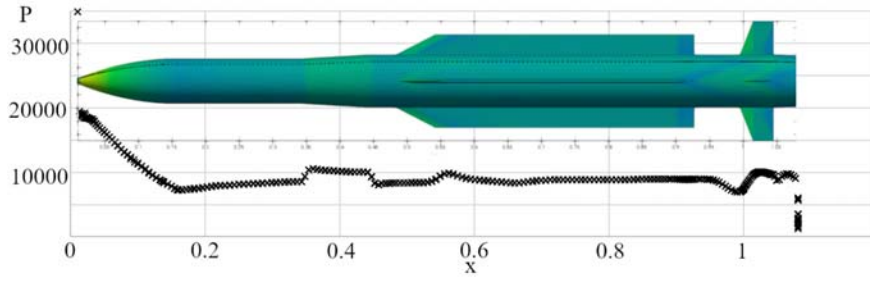
Basic finner'a benzer yöntem ile LST geometrisine çözüm ağı oluşturulmuş ve en zorlayıcı durum olan 2.36 Mach sayısında 0, 4, 10, 16, 22 ve 30 derece için benzetimler gerçekleştirilmiştir. Benzetimler 4.2M hücre içeren çözüm ağı ile tamamlanmıştır.

Çözüm Ağı Şekil 16 üzerinde gövde üzeri basınç dağılımları ile birlikte görülebilir. Basınç dağılımları takip eden Şekil 17'de hem üç boyutlu hem de kanatlar arası bir kesit gösterilmiştir. Bu Şekil içerisinde duraksama basıncı yüksek olduğu için takibi kolaylaştırmak için burunda görülen azami basınçtan daha düşük bir basınçla grafik çizilmiştir. Görüleceği gibi burundan itibaren hızlanma ile basınç düşmekte, genişleme bölgesi ile birlikte bir zayıf şoku gösterecek şekilde basınç ani bir şekilde yükselmektedir. Ardından ani düzleşme ile birlikte genişleme dalgaları basınç düşümüne işaret eder. Kontur grafiğinde kanatçıklarından çıkan ön taraftaki eğik şok dalgalarının, arka taraftaki genişleme dalgalarının gövdede bıraktığı basınç izleri görülmektedir. Bu dalgaların simetri ekseninde birbirine kavuştuğu yerlerde basınç dalgaları alttaki grafikte yer almaktadır.

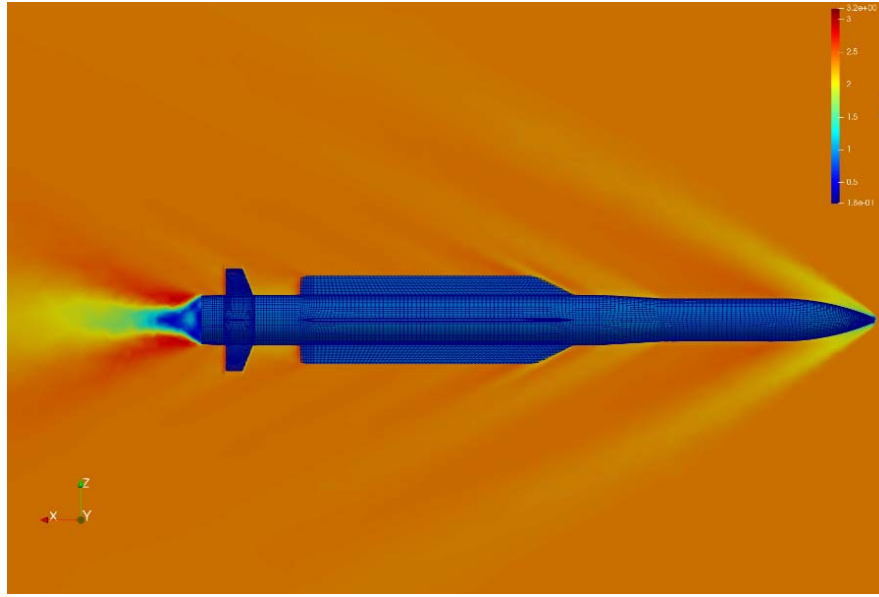


**Şekil 16.** LST çözüm ağı ve basınç dağılımı (LST mesh and pressure distribution)

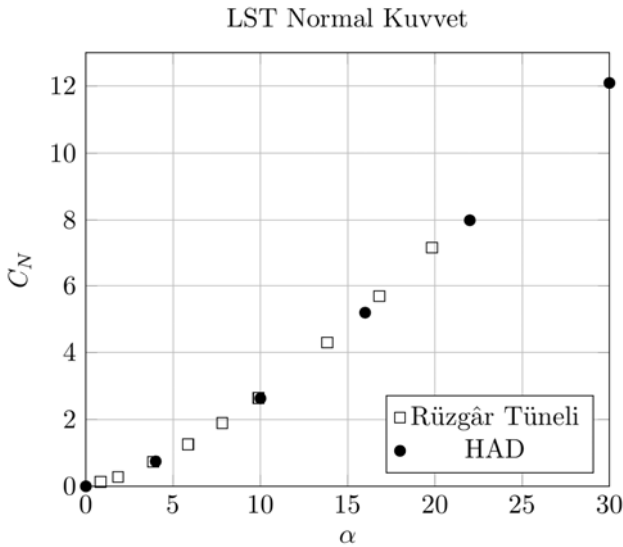
Şekil 18 simetri eksenini için Mach sayısı dağılımını vermektedir. Burun, gövde genişlemesi ve kanat başlangıçlarında görülen eğik şok dalgaları çözüm ağı kalitesi ile de ilişkili olarak keskindir. Genişleme dalgaları da konisi öncesinde açıkça görülmektedir. Bu bölgeler Mach sayısının serbest akış bölgesinin üzerine çıktığı Prandtl-Meyer dalgalarının gözlemlendiği kısımlardır. PM dalgaları beklendiği üzere belli bir açıya kadar genişlemiş, kuyruksa bir dönü bölgesi oluşturmuştur. Şekil 19 normal kuvvet katsayıları deney sonuçları ile karşılaştırmaktadır. Gerçekleştirilen benzetimler deney ile son derece uyumludur. Ara kestirim yapılmış değerler arasında fark %2'nin altındadır.



Şekil 17. LST Kanatlar arasındaki simetri ekseninde gövde üstü basınç dağılımları (LST body pressure distribution on symmetry axis between strakes)



Şekil 18. LST simetri ekseninde Mach sayısı dağılımı (LST Mach distribution on symmetry axis)



Şekil 19. LST simetri ekseninde Mach sayısı dağılımı (LST Mach distribution on symmetry axis)

Yukarıda bahsedilen yüksek başarımlı seviyeleri ağ kalitesi ile doğrudan ilintilidir. Görece basit geometrik parçalardan oluşan mühimmat geometrilerinin üzerinde oluşturulan HEX ağlar oldukça iyi benzetim sonuçları verebilmektedir. Geometrik olarak kontrollü

üretim diklik ve çarpıklık gibi değerlerin iyi seviyelerde olmasına yol açmaktadır. Azami açıklık oranı sınır tabaka hücrelerinde ilk hücre kalınlığı ile ilişkilidir. Dolayısı ile bu bölgelerde diğer teknikler ile benzer dağılım göstermektedir. Yine çarpıklık değerleri beklediği gibi bu sınır tabaka hücrelerinde ve köşe dönüşlerinde görülmektedir. Tablo 1 içerisinde açık kaynak bir yazılımla gerçekleştirilmiş benzer yoğunlukta bir yüzey ağına ve ilk hücre yüksekliği ile üretilen ve benzetim koşulan bir ağ için ağ kalite değerleri LST1 kolonunda verilmiştir. Bu değerler yukarıda benzetimlerin gerçekleştirildiği ağ kalite değerleri ile LST2 kolonunda karşılaştırılabilir. Aynı şekilde geliştirilen teknik ile üretilen BF geometrisi ağ kalite değerleri de son kolonda görülmektedir.

Tablo 1. Üretilen çözüm ağlarının kalite metrikleri (Quality metrics of generated computational meshes)

	LST1	LTS2	BF
Asgari Diklik	0,0152	0,083	0,103
Azami çarpıklık	0,8914	0,8232	0,845
Azami açıklık	32,1	52,4	2314

#### 4. Simgeler (Symbols)

##### 4.1. Kısaltmalar (Abbreviations)

CAD	: Computer Aided Design-Bilgisayar Destekli Tasarım
İHA	: İnsansız Hava Aracı
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

HYM : Hesaplamalı Yapısal Mekanik  
 NURBS : Non-Uniform Rational Basis Splines  
 SLOR : Succesive Line Over Relaxation metodu

#### 4.2. Semboller (Symbols)

$A_{ref}$  : Referans alan  
 $\alpha$  : Hücum açısı  
 $C$  : Haack sürüklenme kuvveti parametresi  
 $C_A$  : Eksenel kuvvet katsayısı  
 $CP_i$  : NURBS kontrol noktaları  
 $L$  : Yatay uzunluk  
 $M$  : Mach sayısı  
 $N_{i,p}$  : p dereceli B-spline baz fonksiyonudur  
 $P, Q$  ve  $R$  : Kontrol fonksiyonları  
 $\rho$  : ojiv yarıçapı  
 $\rho_{hava}$  : Hava yoğunluğu  
 $\theta$  : Haack açısı parametresi  
 $\vec{r}$  : Konum vektörü  
 $r$  : Merkeze olan uzaklık  
 $R$  : Yarıçap  
 $U_\infty$  : Serbest akış hızı  
 $w_i$  : Kontrol noktalarının ağırlıkları  
 $x$  : Mühimmat burnuna göre yatay konum  
 $X$  : Düğüm vektörü

#### 5. Sonuçlar (Conclusions)

Bu çalışmada, mühimmat için otomatikleştirilmiş bir aerodinamik tasarım yazılımı sunulmaktadır. Yazılımda çok-bloklu yapısal ağ oluşturulmakta ve Missile DATCOM yazılımından gelen geometri parametreleri temelinde çözüm hacmi ve çözüm ağı herhangi bir CAD programına ihtiyaç duyulmadan otomatik bir şekilde geliştirilmektedir. Bu araç üç boyutlu geometri oluşturulmasıyla zaman harcanmadan daha kontrollü ön tasarımlar geliştirmek için Missile DATCOM ön tasarım aracına bir eklenti olarak kurgulanmıştır ve geometrik girdileri aynı formattan almaktadır. Bu sayede ön tasarım aşamasındaki mühimmat gövdesi için HAD çözüm ağı hızla oluşturulabilmiş ve tek boyutlu analize dayalı tasarım kararı 3 Boyutlu ve yüksek başarılı HAD analizleri ile test edilmiştir. Kanatçık setleri için Overset çözüm ağı yönteminin uygulanması ile kanatçıkların farklı sapma açıları için de çözüm almak (çözüm ağı deformasyonu sorun olmadan) mümkün olmaktadır.

Geliştirilen yazılım iki adet deneysel verisi olan mühimmat için test edilmiştir. Basic finner geometrisi üzerine MD yöntemi ile geometri oluşturulmuş, ardında ağ üretimi gerçekleştirilek HAD benzetimleri geniş bir Mach aralığında koşulmuştur. Benzetim sonuçları deneysel sonuçlarla uyumludur. Benzeri şekil LSt geometrisi için birden fazla kanatçık seti için de ağ oluşturularak süpersonik rejimde koşullar gerçekleştirilmiştir. Normal kuvvet verileri deneyler ile uyum içerisinde.

Dolayısı ile geliştirilen yöntemin gerçek hayat kullanımlarının yeterince hassas olabileceği ve ön tasarımdan detaylı tasarıma geçerken kullanılabileceği değerlendirilmektedir. Detaylı tasarıma geçerken kanatçık mafsalı, kanatçık ve gövde arası boşluklar gibi eklentilerin yazılıma konulması planlanmaktadır. Egzos çıkışı ve ilgili sınır şartları da kolayca eklenebilecek özelliklerdendir. Bağlantı kancaları, anten ve benzeri eklentiler ise projenin ileri aşamalarında manuel olarak gerçekleştirilmelidir.

Ağ kalitesinin değerlendirilmesinde, yeni yöntemin görelî olarak yüksek kalitede ağlar üretebildiği görülmüştür. Ağ kalitesinin düşük olduğu yerler sınır tabakası için gerekli ince ağlardır. Bu kalite kanat

uçlarını sürekli kesikli olarak modellenmesi ile yükseltilebilir. Gerçek üretimlerde de kullanılan bu yöntem, dönüş açılarını azaltarak ağ kalitesini çarpıklık oranını azaltarak önemli ölçüde arttırmaktadır. Bağlı olarak diklik metriği de bir miktar iyileşecektir. Köşeler dışında kalite metrikleri oldukça iyidir.

Geliştirilen aracın farklı uçuş şartları için otomatik olarak veri tabanı üretilmesi için çalışmalar devam etmektedir. Yazılımın aerodinamik en iyileme çalışmalarında da kullanılması planlanmaktadır.

#### Kaynaklar (References)

- Jablonsky, J., Cramer, E. Effective parallel optimization of complex computer simulations, 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference Albany, New York, A.B.D., 4461, 2004.
- McCormick, D.J., An analysis of using CFD in conceptual aircraft design., Doktora Tezi, Virginia Tech, A.B.D., 2002.
- Rodriguez, D. ve Sturdza, P., January. A rapid geometry engine for preliminary aircraft design. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, A.B.D., 2006-929, 9-12 Ocak 2006.
- Hall, Z. CFD Modeling of US Army UAVs using NASA's OVERFLOW CFD Code. 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas, ABD, 2017-0275, 9-13 Ocak 2017.
- Rizzi, A., Ooppelstrup, J., Zhang, M., Tomac, M., Coupling parametric aircraft lofting to CFD & CSM grid generation for conceptual design., 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2011-160, 04-07 Ocak 2011.
- Tomac, M., & Eller, D., From geometry to CFD grids—an automated approach for conceptual design., Progress in Aerospace Sciences, 47 (8), 589-596., 2011.
- Eller, D., & Tomac, M., Implementation and evaluation of automated tetrahedral-prismatic mesh generation software. Computer-Aided Design, 72, 118-129., 2016.
- Özkan, M., Development of Cartesian based mesh generator with body fitted boundary layers, Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, Türkiye, 2019.
- Özkan M., Aksel M. H., Baran Ö. U., A Cartesian based mesh generator with body fitted boundary layers, 9th Ankara International Aerospace Conference, Middle East Technical University Ankara, Türkiye, AIAC-2017-139, 2017.
- Rosema, C., Doyle, J., & Blake, W. B. MISSILE DATA COMPENDIUM (DATCOM) User Manual 2014 Revision, US Army Aviation and Missile Research, Development, and Engineering Center, Redstone, Arsenal, ABD 2014.
- El-Mahdy, L. A., Ahmed, M. Y., Mahmoud, O. K., Abdel-Hameed, O. E., A Comparative Study of Prediction Techniques for Supersonic Missile Aerodynamic Coefficients, Journal of Mechanical Engineering, 14 (1), 35-60, 2017.
- Jixing L., Tao N., Ping X., Tian, W., Rapid structure design and automated adjustment of missile body, 9th International Conference on Digital Enterprise Technology, Procedia CIRP, China 56, 84-89, 2016.
- Yan, X., Zhu, J., Kuang, M. Wang, X., Aerodynamic shape optimization using a novel optimizer based on machine learning techniques., Aerospace Science and Technology, 86, 826-835, 2019.
- Haocheng, F., Mingqiang, L., Hu, L., Zhe, W., A Knowledge-based and extensible aircraft conceptual design environment, Chinese Journal of Aeronautics, 24, 709-719, 2011.
- Lu, F., Pang, Y., Jiang, X., Sun, J., Huang, Y., Wang, Z. Ju, J., Automatic generation of structured multiblock boundary layer mesh for aircrafts, Advances in Engineering Software, 115, 297-313, 2018.
- Dener, C., Development of an Interactive Grid Generation and Geometry Modeling System with Object Oriented Programming, Doktora Tezi, Vrije Universiteit Brussel, Brüksel, 1992.
- Kündeş, N. A., Development of an Automatic Design and Analysis Tool for Axial Compressors, Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, Türkiye, 1992.
- Kündeş, N. A., Aksel, M. H., Baran, Ö. U., Development of an automatic design and analysis tool for Axial Flow Compressors. Isı Bilimi Ve Tekniği Dergisi/Journal Of Thermal Science & Technology, 39 (2). 2019.



19. Farrashkhalvat, M., Miles, J. P. Basic structured grid generation with an introduction to unstructured grid generation. Oxford: Butterworth Heinemann, Elsevier, 2003.
20. Stoney, W. E. J., Transonic drag measurements of eight body-nose shapes. NACA Research Memorandum, Langley Aeronautical Laboratory, Washington. ABD, 1954.
21. Başoğlu, O., Baran, Ö. U., Design and optimization of high-speed projectile nose geometry for maximum effectiveness, 7th Ankara International Aerospace Conference, Middle East Technical University Ankara, Türkiye AIAC-2013-098, 2013.
22. Dupuis, A. D., Hathaway, W., Aeroballistic range tests of the basic finner reference projectile at supersonic velocities (No. DREV-TM-9703). Defence Research Establishment Valcartier, Québec, Kanada, 1997.
23. Makeich, G.S. Kryukov, I.A. Aerodynamics and flight dynamics simulation of Basic Finner supersonic flight in aeroballistic experiment, Journal of Physics: Conference Series, 1009, 1, 2018.
24. AIAA, R-101A - AIAA recommended practice for the CFD General Notation System - Standard interface data structures, 156, 2005.
25. Chan, W., Gomez, R., Rogers, S., Buning, P., Best practices in overset grid generation. 32<sup>nd</sup> AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 3191, 2002.
26. Martin, J. E., Noack, R. W., Carrica, P. M. Overset grid assembly approach for scalable computational fluid dynamics with body motions. Journal of Computational Physics, 390, 297-305, 2019.
27. Allen, Jerry M. Aerodynamics of an axisymmetric missile concept having cruciform strakes and in-line tail fins from Mach 0.60 to 4.63. No. L-19027. 2005.